

## ВОЗМУЩЁННОЕ ДВИЖЕНИЕ ГИПЕРЗВУКОВОЙ ПЕРВОЙ СТУПЕНИ АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ

© 2019

**В. Л. Балакин** доктор технических наук, профессор, советник при ректорате; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; [balakin.vl@ssau.ru](mailto: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](mailto:krikunov.mm@ssau.ru)

Рассмотрено возмущённое движение гиперзвуковой первой ступени авиационно-космической системы при наборе высоты. В качестве возмущений приняты отклонения плотности атмосферы от стандартных значений и отклонения коэффициентов аэродинамических сил от номинальных значений. Проведено моделирование возмущённого движения гиперзвуковой первой ступени с оптимальной программой угла атаки, полученной для стандартной атмосферы и номинальных аэродинамических характеристик. Определены отклонения конечных условий возмущённого движения от заданных значений скорости, высоты и угла наклона траектории. Для возмущённого движения методом принципа максимума Понтрягина решена задача о минимуме массы топлива, затрачиваемой на набор высоты с разгоном до гиперзвуковой скорости. Определены оптимальные программы угла атаки, оптимальные траектории движения и конечные значения массы гиперзвуковой первой ступени. Проведён сравнительный анализ оптимальных программ управления и траекторий движения, полученных для невозмущённого и возмущённого движения.

*Авиационно-космическая система; гиперзвуковая первая ступень; набор высоты; разгон; программа угла атаки; атмосферные возмущения; аэродинамические возмущения; оптимальное управление; минимум массы топлива; метод принципа максимума.*

---

**Цитирование:** Балакин В.Л., Крикунов М.М. Возмущённое движение гиперзвуковой первой ступени авиационно-космической системы при наборе высоты // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 3. С. 16-28. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-16-28

### Введение

В работе авторов [1] для гиперзвуковой первой ступени авиационно-космической системы (АКС) – гиперзвукового разгонщика (ГР) – была получена оптимальная программа управления углом атаки и соответствующая ей траектория набора высоты с минимальным расходом топлива. Расходы топлива при оптимальном управлении оказались меньше, чем при «традиционном» подходе [2-4], когда с целью максимизации удельного импульса (оптимизации работы двигательной установки) задаётся типовой профиль полёта по линии максимального скоростного напора с последующим набором высоты по линии максимального теплового потока. Это, как и в случае гиперзвукового самолёта (ГС) [5], объясняется более эффективным использованием аэродинамических характеристик ГР при управлении углом атаки.

Результаты в [1] получены для невозмущённого движения, т.е. при стандартной плотности атмосферы и номинальных аэродинамических характеристиках гипотетического ГР. Далее будем называть соответствующую оптимальную программу угла атаки «номинальной».

Как и для гиперзвукового самолёта [6] сформулируем следующие два вопроса:

1) как отклонения плотности атмосферы от стандартных значений (в дальнейшем «атмосферные» возмущения) и отклонения аэродинамических характеристик от номи-

нальных значений (в дальнейшем «аэродинамические» возмущения) влияют на конечные условия движения ГР при использовании оптимальной «номинальной» программы управления;

2) как «атмосферные» и «аэродинамические» возмущения влияют на оптимальные программы управления углом атаки и соответствующие им траектории набора высоты ГР с минимальным расходом топлива.

Основной целью работы является получение и анализ оптимальных программ управления и траекторий движения ГР при «атмосферных» и «аэродинамических» возмущениях.

### Модель возмущённого движения

Модель возмущённого движения включает в себя уравнения движения, учитывающие «атмосферные» и «аэродинамические» возмущения; граничные условия движения; управление и характеристики ГР.

Уравнения движения ГР в вертикальной плоскости записываются в траекторной системе координат [5]. 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;  $\theta$  – 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 начальные 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  $\alpha_{\min}$  и  $\alpha_{\max}$  – соответственно минимальный и максимальный угол атаки.

Источники информации о массовых, геометрических, аэродинамических характеристиках ГР и высотно-скоростных характеристиках и секундном расходе топлива ДУ указаны в [1].

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

$$q \leq q_{\max}, \quad (2)$$

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

$$q_T \leq q_{T\max}, \quad (3)$$

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

Рассмотрим принятые модели возмущений.

Для расчётов «атмосферных» возмущений использована универсальная модель отклонений плотности атмосферы [7]:

$$\rho(h) = \rho_{cm}(h) + \xi \sigma_{\rho}(h), \quad (4)$$

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:

$$\sigma_{\rho}(h) = \sigma_{\rho 0} \exp(-0,15 \cdot 10^{-3} h), \quad (5)$$

где  $\sigma_{\rho 0} = 0,05 \text{ кг/м}^3$  – средняя величина, соответствующая условиям на нулевой высоте [7].

Действительные значения возмущений аэродинамических характеристик (АХ) для гипотетического ГР неизвестны. Влияние отклонений АХ на конечные условия движения исследовалось при моделировании движения ГР с изменёнными следующим образом коэффициентами аэродинамических сил:

$$C_{ya} = C_{ya0} (1 + \Delta C_{ya}), \quad (6)$$

$$C_{xa} = C_{xa0} (1 + \Delta C_{xa}). \quad (7)$$

Здесь  $C_{ya}$ ,  $C_{xa}$  – соответственно «возмущённые» коэффициенты подъёмной силы и лобового сопротивления;  $C_{ya0}$ ,  $C_{xa0}$  – соответственно номинальные коэффициенты подъёмной силы и лобового сопротивления;  $\Delta C_{ya}$ ,  $\Delta C_{xa}$  – отклонения «возмущённого» коэффициента от номинального значения.

### **Моделирование возмущённого движения при оптимальной «номинальной» программе управления**

**Атмосферные возмущения.** При моделировании возмущённого движения ГР использовались следующие значения входящей в (4) нормально распределённой случайной величины  $\xi$ : -1; -2; -3; -4; -5,5 и 1; 2; 3; 4; 5,5. Значения  $\xi = -5,5$  и  $\xi = 5,5$  соответствуют предельно «разреженной» и предельно «плотной» атмосфере.

Оптимальная «номинальная» программа управления приведена на рис. 1. Этой программе соответствуют следующие конечные условия движения:  $h_{\kappa} = 30000 \text{ м}$ ,  $M_{\kappa} = 6$ ,  $\theta_{\kappa} = 4,9^{\circ}$ .

Результаты моделирования возмущённого движения ГР в виде траекторий набора высоты с разгоном (в координатах  $h - M$ ) приведены для «разреженной» и «плотной» атмосферы соответственно на рис. 2, 3. Типовая траектория состоит из двух участков: первый соответствует движению ГР с максимальным скоростным напором  $q_{\text{max}}$ , а второй – движению с максимальным тепловым потоком  $q_{T\text{max}}$ .

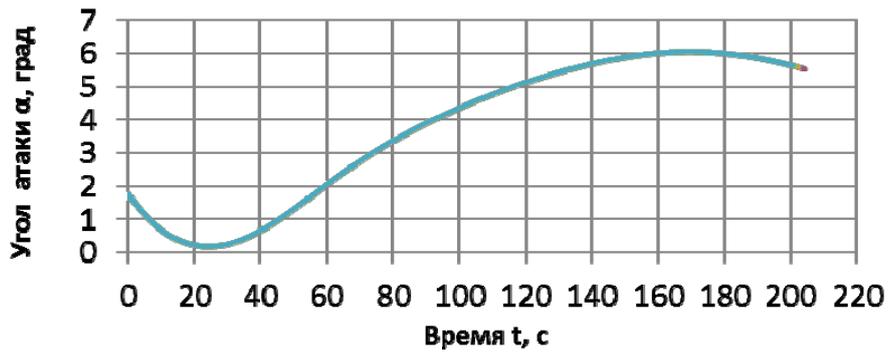


Рис. 1. Оптимальная «номинальная» программа угла атаки

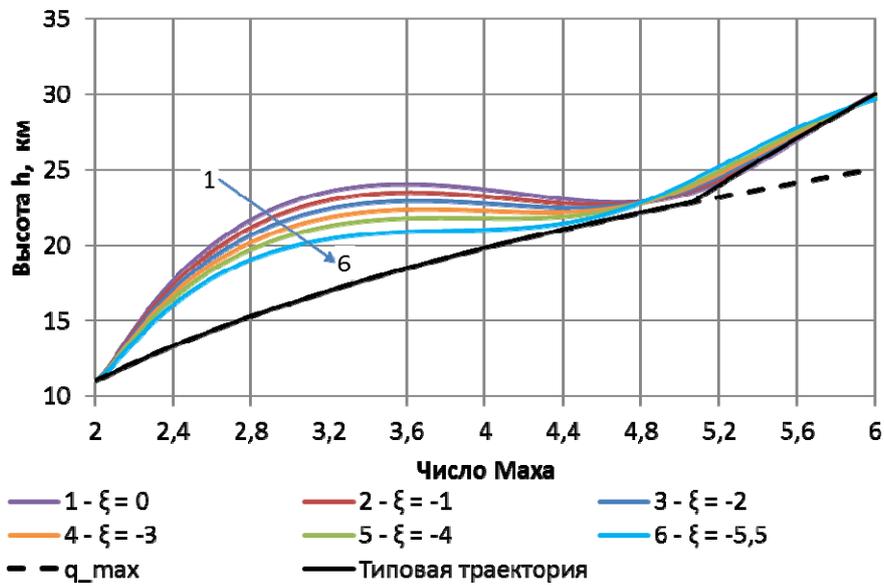


Рис. 2. Траектории набора высоты с разгоном при «разреженной» атмосфере

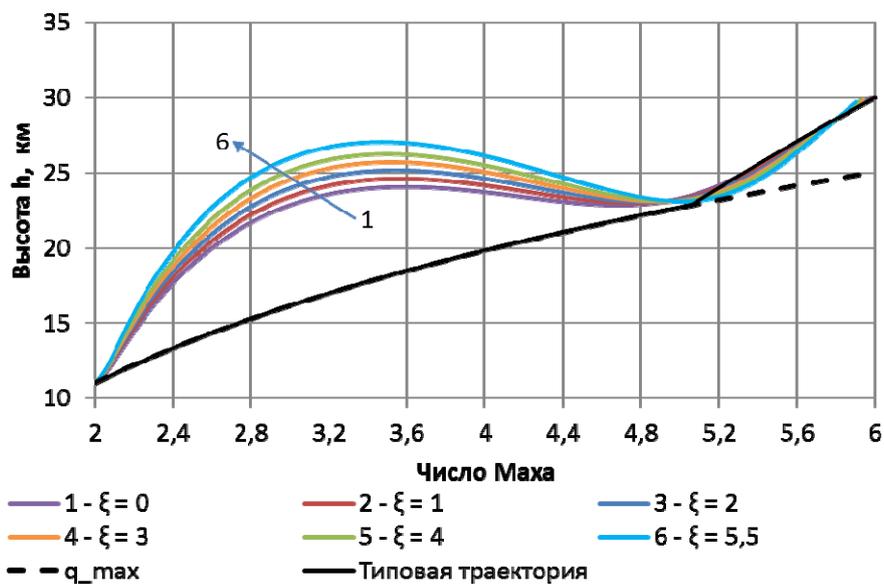


Рис. 3. Траектории набора высоты с разгоном при «плотной» атмосфере

Как показали результаты моделирования, все траектории набора высоты лежат выше линии максимального скоростного напора, но для всех рассмотренных возмущений атмосферы нарушается ограничение по тепловому потоку (3). Отметим, что эти нарушения значительнее при «плотной» атмосфере (рис. 3).

**Аэродинамические возмущения.** При моделировании возмущённого движения ГР использовались следующие значения входящей в (6), (7) величины  $\Delta$ :  $-0,01$ ;  $-0,02$ ;  $-0,03$ ;  $-0,04$ ;  $-0,05$  и  $0,01$ ;  $0,02$ ;  $0,03$ ;  $0,04$ ;  $0,05$ . Значения  $\Delta = -0,05$  и  $\Delta = 0,05$  соответствуют предельным отклонениям АХ от номинальных значений. Оптимальная «номинальная» программа управления соответствует рис. 1.

Результаты моделирования возмущённого движения ГР в виде траекторий набора высоты с разгоном приведены на рис. 4, 5 для предельных отклонений АХ.

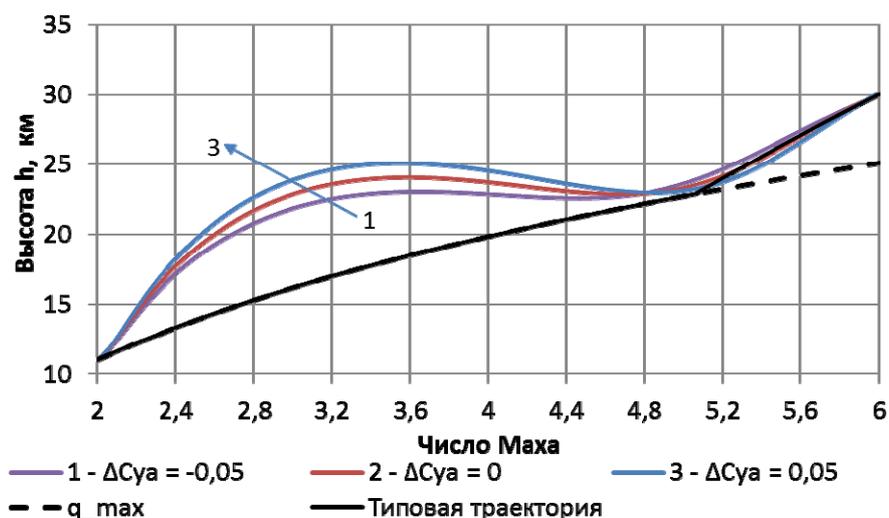


Рис. 4. Траектории набора высоты с разгоном при возмущениях коэффициента подъемной силы

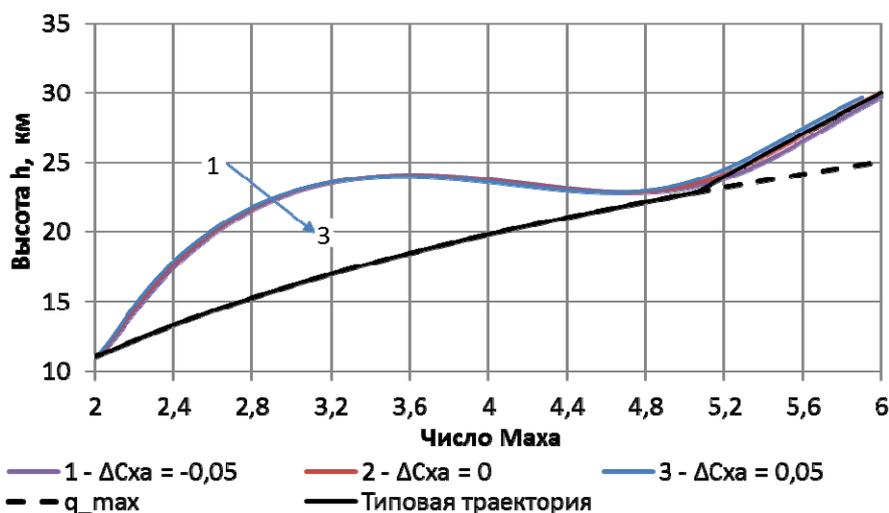


Рис. 5. Траектории набора высоты с разгоном при возмущениях коэффициента лобового сопротивления

Как показали результаты моделирования, все траектории набора высоты лежат выше линии максимального скоростного напора, но нарушается ограничение по тепловому потоку (3) для следующих предельных отклонений АХ:  $\Delta C_{ya} = 0,05$  и  $\Delta C_{xa} = -0,05$ .

Для предельных отклонений АХ:  $\Delta C_{ya} = -0,05$  и  $\Delta C_{xa} = 0,05$  ограничение по тепловому потоку выполняется. Для этих предельных отклонений в табл. 1 приведены отклонения конечных условий возмущённого движения от заданных значений:  $M_k, \theta_k, h_k$ . Аэродинамические возмущения представлены коэффициентом  $\Delta$ ;  $\Delta M, \Delta \theta, \Delta h$  – соответственно отклонения по скорости (числу Маха), углу наклона траектории и высоте.

Таблица 1. Отклонения конечных условий возмущённого движения при отклонениях коэффициента подъёмной силы и коэффициента лобового сопротивления

	$\Delta C_{ya} = -0,05$	$\Delta C_{xa} = 0,05$
$\Delta M$	0	-0,09
$\Delta \theta$ , град	-0,8	-0,1
$\Delta h$ , м	-101	-338

### Оптимизация возмущённого движения

В качестве критерия оптимизации принята масса израсходованного топлива

$$m = m(t_k) - m(t_n), \quad (8)$$

которую необходимо минимизировать. Требуется определить программу управления углом атаки  $\alpha(t)$  для принятой системы уравнений движения в траекторной системе координат с граничными условиями (1), доставляющую минимум функционалу (8).

Задача оптимального управления, как и в [1], решалась с применением формализма принципа максимума Понтрягина [8].

**Атмосферные возмущения.** При атмосферных возмущениях задача оптимального управления решена для всех ранее указанных значений нормально распределённой случайной величины  $\xi$ . В качестве примера для предельно «разреженной» ( $\xi = -5,5$ ) и предельно «плотной» ( $\xi = 5,5$ ) атмосферы на рис. 6 приведены оптимальные программы управления угла атаки, на рис. 7 – траектории набора высоты с разгоном.

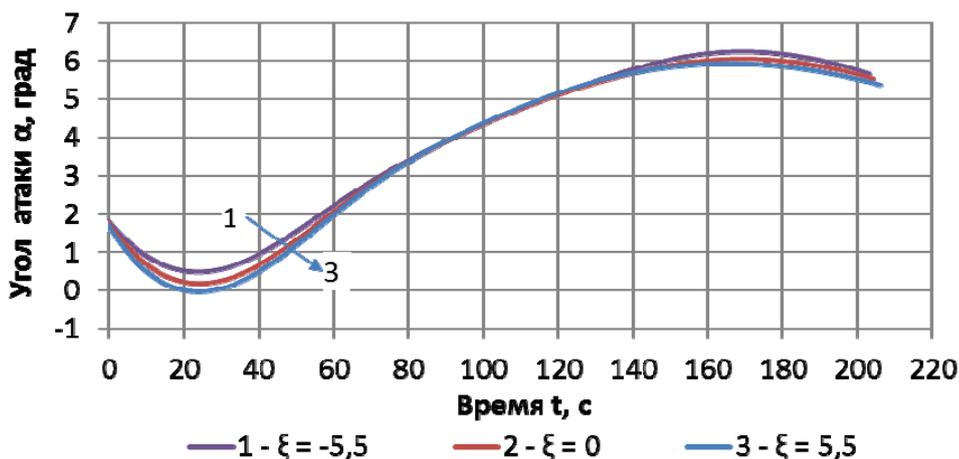


Рис. 6. Оптимальные программы угла атаки при атмосферных возмущениях

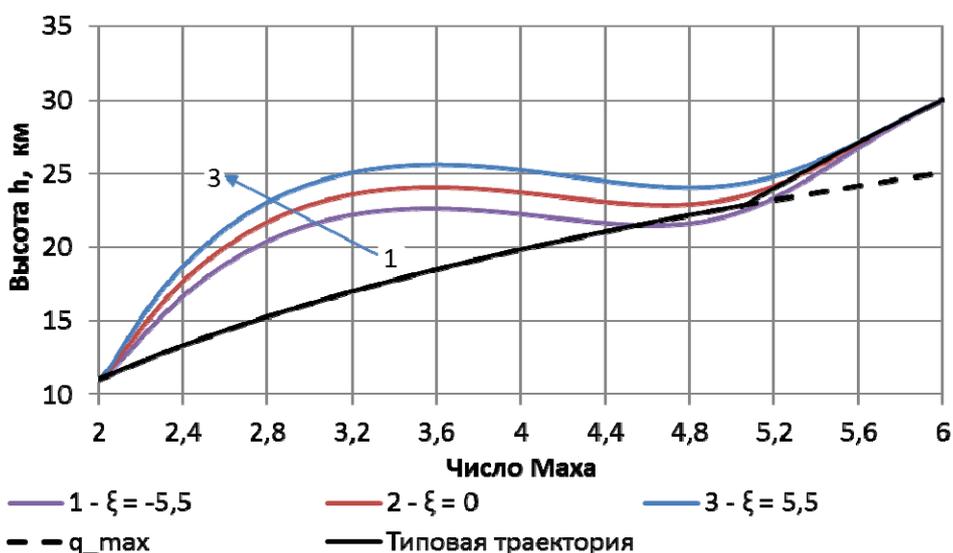


Рис. 7. Оптимальные траектории набора высоты с разгоном при атмосферных возмущениях

Из рис. 6 следует, что для «разреженной» атмосферы углы атаки оптимальной «возмущённой» программы больше углов атаки «номинальной» программы. Это объясняется необходимостью увеличить коэффициент подъёмной силы для набора высоты и конечного угла наклона траектории в условиях «разреженной» атмосферы. Об этом свидетельствует и то, что траектория при «разреженной» атмосфере имеет меньшую высоту, чем «номинальная» траектория (рис. 7). При этом нарушаются ограничения по скоростному напору (2) и тепловому потоку (3) (рис. 7).

Из рис. 6 следует, что для «плотной» атмосферы углы атаки оптимальной «возмущённой» программы меньше углов атаки «номинальной» программы. Это объясняется тем, что при большей плотности атмосферы ГС может достичь заданной конечной высоты при меньшем коэффициенте подъёмной силы. Уменьшение этого коэффициента приведёт и к благоприятному снижению коэффициента лобового сопротивления. Но даже при меньшем коэффициенте подъёмной силы траектория при «плотной» атмосфере

ре имеет большую высоту, чем «номинальная» траектория (рис. 7). При этом выполняются ограничения по скоростному напору и тепловому потоку (рис. 7).

Для заданного конечного угла наклона траектории, равного  $4,9^\circ$ , при «разреженной» атмосфере нарушаются ограничения по скоростному напору (2) и тепловому потоку (3). Поэтому необходимо определить максимальный угол наклона траектории, для которого эти ограничения будут выполняться. Такой угол был определён и равен  $3,0^\circ$ . На рис. 8 приведена оптимальная программа управления угла атаки, на рис. 9 – траектория набора высоты с разгоном.

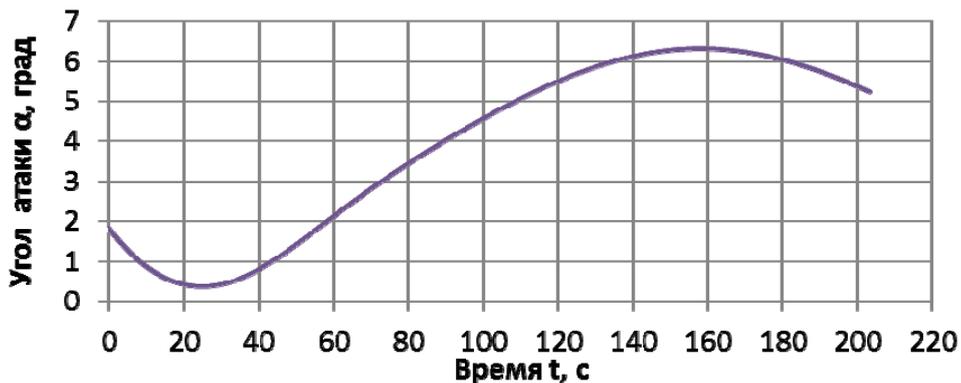


Рис. 8. Оптимальная программа угла атаки для «разреженной» атмосферы

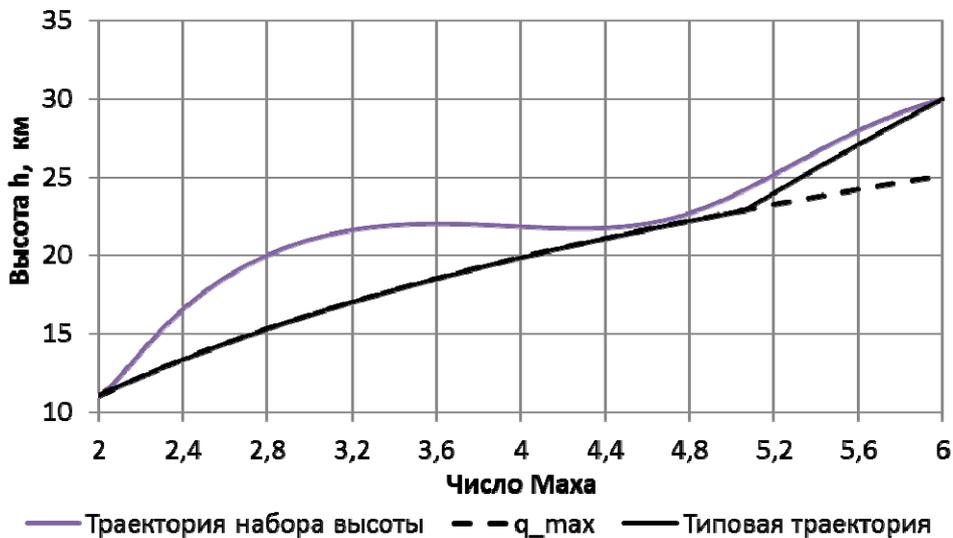


Рис. 9. Оптимальная траектория набора высоты с разгоном для «разреженной» атмосферы

**Аэродинамические возмущения.** При аэродинамических возмущениях задача оптимального управления решена для всех ранее указанных значений отклонений коэффициентов подъемной силы и лобового сопротивления.

В качестве примера для предельных отклонений коэффициентов подъемной силы  $\Delta C_{ya}$  на рис. 10 приведены оптимальные программы управления угла атаки, на рис. 11 – траектории набора высоты с разгоном.

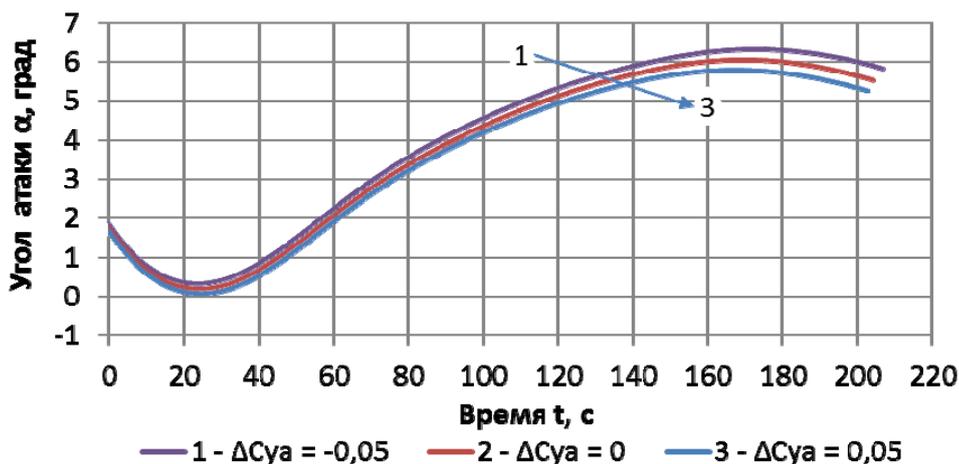


Рис. 10. Оптимальные программы угла атаки при возмущениях коэффициента подъемной силы

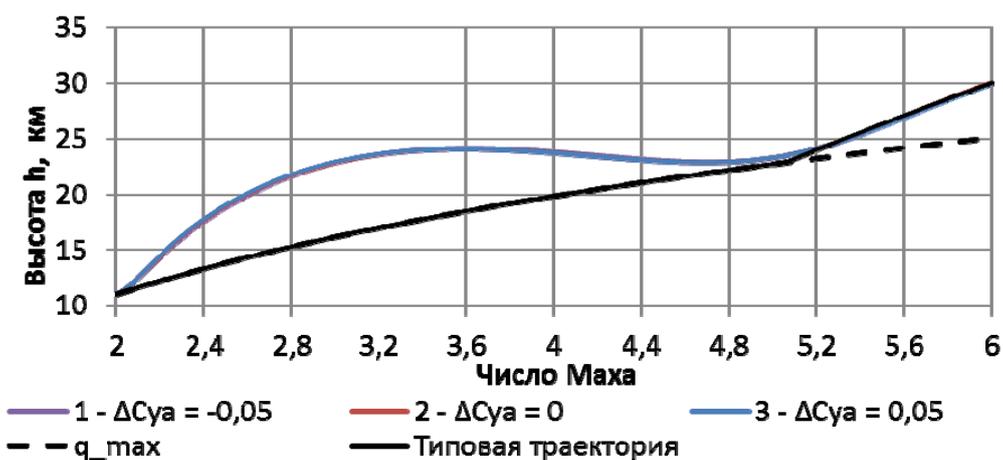


Рис. 11. Оптимальные траектории набора высоты с разгоном при возмущениях коэффициента подъемной силы

Из рис. 10 следует, что для уменьшенного коэффициента подъемной силы углы атаки оптимальной «возмущенной» программы больше углов атаки «номинальной» программы. Это объясняется необходимостью увеличить коэффициент подъемной силы для набора высоты. Из рис. 11 следует, что для увеличенного коэффициента подъемной силы углы атаки оптимальной «возмущенной» программы меньше углов атаки «номинальной» программы. Это объясняется тем, что ГР может достичь заданной конечной высоты при меньшем угле атаки. Это приведет к благоприятному снижению коэффициента лобового сопротивления. Отметим, что «номинальная» и «возмущенная» траектории набора высоты близки друг к другу и для них выполняются ограничения по скоростному напору (2) и тепловому потоку (3).

Конечные значения массы ГР для оптимальных программ угла атаки приведены в табл. 2.

Таблица 2. Конечные значения массы ГР при изменении коэффициента подъемной силы

$\Delta C_{ya}$	-0,05	0	0,05
$m$ , кг	277 962	278 120	278 216

Из табл. 2 следует, что наибольшая конечная масса соответствует лучшим аэродинамическим характеристикам ГР – увеличению коэффициента подъёмной силы. Это косвенно подтверждает правильность решения задачи оптимизации.

В качестве примера для предельных отклонений коэффициентов лобового сопротивления  $\Delta C_{xa}$  на рис. 12 приведены оптимальные программы управления углом атаки, на рис. 13 – траектории набора высоты с разгоном.

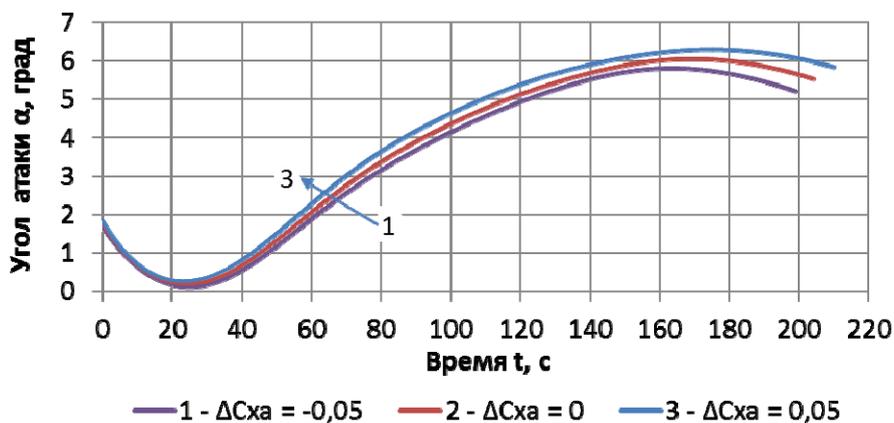


Рис. 12. Оптимальные программы угла атаки при возмущениях коэффициента лобового сопротивления

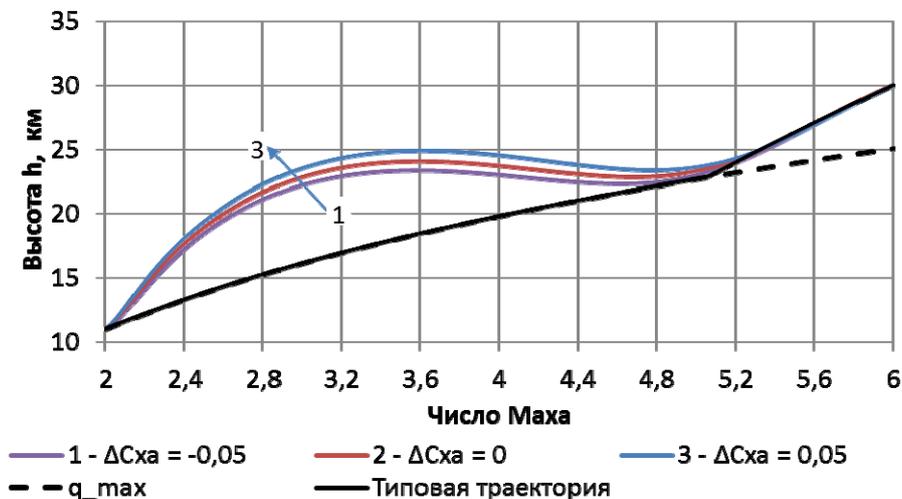


Рис. 13. Оптимальные траектории набора высоты с разгоном при возмущениях коэффициента лобового сопротивления

Из рис. 12 следует, что для увеличенного коэффициента лобового сопротивления углы атаки оптимальной «возмущённой» программы больше углов атаки «номинальной» программы. Это объясняется необходимостью увеличить коэффициент подъёмной силы для набора высоты в условиях усилившегося торможения ГР. Об этом свидетельствует и то, что «возмущённая» траектория имеет большую высоту, чем «номинальная» траектория (рис. 13), т.е. находится в более «разреженных» слоях атмосферы.

Из рис. 12 следует, что для уменьшенного коэффициента лобового сопротивления углы атаки оптимальной «возмущённой» программы меньше углов атаки «номиналь-

ной» программы. Это объясняется тем, что ГР может достичь заданной конечной высоты при меньшем угле атаки, что приведёт к благоприятному снижению коэффициента лобового сопротивления. Об этом свидетельствует и то, что «возмущённая» траектория имеет меньшую высоту, чем «номинальная» траектория (рис. 13), т.е. находится в более «плотных» слоях атмосферы.

Отметим, что для полученных оптимальных траекторий набора высоты выполняются ограничения по скоростному напору (2) и тепловому потоку (3).

Конечные значения массы ГР для оптимальных программ угла атаки приведены в табл. 3.

Таблица 3. Конечные значения массы ГР при изменении коэффициента лобового сопротивления

$\Delta C_{xa}$	-0,05	0	0,05
$m$ , кг	278302	278120	277887

Из табл. 3 следует, что наибольшая конечная масса соответствует лучшим аэродинамическим характеристикам ГР – уменьшению коэффициента лобового сопротивления. Это косвенно подтверждает правильность решения задачи оптимизации.

### Заключение

Для принятых атмосферных и аэродинамических возмущений полученные оптимальные программы угла атаки имеют характер, аналогичный «номинальной» оптимальной программе.

Для «плотной» атмосферы оптимальная траектория имеет большую высоту, чем «номинальная» траектория, и выполняются ограничения по скоростному напору и тепловому потоку.

Для «разреженной» атмосферы в целях выполнения ограничений по скоростному напору и тепловому потоку необходимо уменьшить конечный угол наклона траектории.

Для принятых отклонений коэффициента подъёмной силы «номинальная» и «возмущённые» траектории близки друг к другу и выполняются ограничения по скоростному напору и тепловому потоку.

Для увеличенного коэффициента лобового сопротивления оптимальная траектория имеет большую высоту, чем «номинальная траектория», а для уменьшенного коэффициента – меньшую высоту. Ограничения по скоростному напору и тепловому потоку выполняются.

Наибольшая конечная масса гиперзвукового разгонщика при аэродинамических возмущениях соответствует лучшим характеристикам – увеличению коэффициента подъёмной силы и уменьшению коэффициента лобового сопротивления.

### Библиографический список

1. 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

2. Бузулук В.И. Оптимизация траекторий движения аэрокосмических летательных аппаратов. М.: ЦАГИ, 2008. 476 с.

3. Нечаев Ю.Н. Силовые установки гиперзвуковых и воздушно-космических летательных аппаратов. М.: Российская академия космонавтики, 1996. 214 с.

4. 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.

5. 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

6. Балакин В.Л., Крикунов М.М. Возмущённое движение гиперзвукового самолёта при наборе высоты // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 2. С. 7-20. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-2-7-20

7. Школьный Е.П., Майборода А. Атмосфера и управление движением летательных аппаратов. Л.: Гидрометеиздат, 1973. 308 с.

8. Понтрягин Л.С., Болтянский В.Г., Гамкрелидзе Р.В., Мищенко Е.Ф. Математическая теория оптимальных процессов. М.: Наука, 1983. 393 с.

## DISTURBED MOTION OF THE HYPERSONIC FIRST STAGE OF AN AEROSPACE SYSTEM IN CLIMB

© 2019

**V. L. Balakin** Doctor of Science (Engineering), Professor, University Administration Counselor;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[balakin.vl@ssau.ru](mailto: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](mailto:krikunov.mm@ssau.ru)

Disturbed motion of the hypersonic first stage of an aerospace system in climb is analyzed. Deviations of atmospheric density from standard values and deviations of aerodynamic force coefficients from reference values are taken as disturbances. Disturbance motion of the hypersonic first stage of a hypersonic vehicle with the optimal angle-of-attack schedule obtained for reference atmosphere and nominal aerodynamic characteristics is modeled. Deviations of terminal conditions of disturbed motion from the target values of velocity, altitude and flight path inclination are determined. The problem of minimum propellant mass consumed in the climb with acceleration to hypersonic velocity is solved for disturbed motion by the method of Pontryagin's maximum principle. Optimal angle-of-attack schedules, optimal flight paths and finite values of the mass of the hypersonic first stage are determined. Comparative analysis of optimal control programs and flight paths for disturbed and undisturbed motion is made.

*Aerospace system; first hypersonic stage; climb; acceleration; angle-of-attack schedule; atmospheric disturbances; aerodynamic disturbances; optimal control; propellant mass minimum; maximum principle method.*

---

*Citation:* Balakin V.L., Krikunov M.M. Disturbed motion of the hypersonic first stage of an aerospace system in climb. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering.* 2019. V. 18, no. 3. P. 16-28.  
DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-16-28

## References

1. 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. (In Russ.)
2. Buzuluk V.I. *Optimizatsiya traektoriy dvizheniya aerokosmicheskikh letatel'nykh apparatov* [Optimization of aerospace vehicle flight paths]. Moscow: Central Aerohydrodynamic Institute Publ., 2008. 476 p.
3. 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.
4. 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-tehnicheskie 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.)
5. 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.)
6. Balakin V.L., Krikunov M.M. Disturbed motion of a hypersonic vehicle in climb. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 2. P. 7-20. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-2-7-20. (In Russ.)
7. Shkol'nyy E.P., Mayboroda A. *Atmosfera i upravlenie dvizheniem letatel'nykh apparatov* [Atmosphere and aircraft motion control]. Leningrad: Gidrometeoizdat Publ., 1973. 308 p.
8. 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.