

На правах рукописи

Кочян Антонина Грачевна

**Программы и алгоритмы управления  
движением гиперзвукового летательного  
аппарата на участке разгона — набора  
ВЫСОТЫ**

Специальность 05.07.09 – динамика, баллистика, управление  
движением летательных аппаратов

**АВТОРЕФЕРАТ**  
диссертации на соискание учёной степени  
кандидата технических наук

Самара – 2009

Работа выполнена на кафедре динамики полёта и систем управления в Государственном образовательном учреждении высшего профессионального образования «Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва» (СГАУ).

Научный руководитель: доктор технических наук,  
профессор  
Балакин Виктор Леонидович

Официальные оппоненты: доктор физико-математических наук,  
профессор  
Голубев Юрий Филиппович

доктор технических наук,  
профессор  
Титов Борис Александрович

Ведущая организация: Федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н. Е. Жуковского» (г. Жуковский Московской области)

Защита состоится 22 декабря 2009 г. в 10 часов на заседании диссертационного совета Д 212.215.04 при Государственном образовательном учреждении высшего профессионального образования «Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва», расположенном по адресу: 443086, г. Самара, Московское шоссе, 34.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке СГАУ.

Автореферат разослан 16 ноября 2009 г.

Учёный секретарь  
диссертационного совета,  
кандидат технических наук, доцент

Прохоров А. Г.

## Общая характеристика работы

Одним из направлений развития авиационной и ракетно-космической техники является создание принципиально нового класса летательных аппаратов, совершающих полёт в атмосфере с гиперзвуковыми скоростями. Гиперзвуковые летательные аппараты (ГЛА), использующие самолётные принципы при движении в атмосфере, способны решать многие задачи гражданского и военного характера.

Исследования и перспективные разработки ГЛА включают наряду с решением ключевых проблем аэротермодинамики, двигателестроения и конструкции также и вопросы выбора траекторий полёта, программ и алгоритмов управления движением. В диссертационной работе рассматриваются ГЛА двух типов: гиперзвуковой маршевый самолёт (ГМС) и гиперзвуковой самолёт-разгонщик (ГСР).

ГМС должен обеспечить беспосадочные межконтинентальные перелёты за 2...3 часа.

ГСР является первой ступенью авиационно-космической системы (АКС) и должен обеспечить старт второй ступени для вывода полезной нагрузки (ПН) на околоземную орбиту.

Для ГМС и ГСР одним из наиболее важных является участок полёта, связанный с набором заданной высоты и одновременным разгоном до заданной скорости. В конце этого участка ГМС должен иметь скорость и высоту крейсерского (маршевого) полёта, а ГСР — высоту и скорость старта (пуска) второй ступени АКС. Данный участок разгона — набора высоты характеризуется увеличением высоты полёта с границы стратосферы, равной 11 км, до высоты не менее 30 км и увеличением скорости со сверхзвуковой ( $M = 2$ ) до гиперзвуковой ( $M = 5 \dots 6$ ).

**Актуальность работы** определяется необходимостью динамического проектирования перспективных транспортных систем — скоростных пассажирских трансконтинентальных самолётов и авиационно-космических систем для доставки полезной нагрузки на орбиту искусственного спутника Земли.

В рамках динамического проектирования объектом управления является ГЛА «двойного» назначения, который может использоваться в качестве ГМС и ГСР.

**Целью работы** является динамическое проектирование гиперзвукового летательного аппарата, включающее программирование управляемого движения и его оптимизацию и синтез алгоритмов терминального управления.

**Объектом исследования** является невозмущённое и возмущённое движение гиперзвукового летательного аппарата на участке разгона — набора высоты.

**Предметом исследования** являются программы и алгоритмы управления.

Для достижения цели работы решаются следующие **задачи**.

1. Определение номинальных программ угла атаки и траекторий ГЛА.
2. Анализ траекторий возмущённого движения ГЛА.
3. Разработка алгоритма многошагового одноканального терминального управления по углу атаки для ГМС.
4. Разработка алгоритма многошагового двухканального терминального управления по углу атаки и секунднему расходу топлива для ГМС.
5. Разработка алгоритма многошагового одноканального терминального управления по углу атаки для ГСР.

**Научная новизна** диссертационной работы заключается в следующих полученных результатах.

1. Двухступенчатая программа угла атаки ГМС, обеспечивающая высоту и скорость горизонтального крейсерского полёта при минимизации расхода топлива и выполнении заданных ограничений.
2. Двухступенчатая программа угла атаки ГСР, обеспечивающая высоту и скорость старта второй ступени АКС при максимизации угла наклона траектории и выполнении заданных ограничений.
3. Многошаговый одноканальный алгоритм терминального управления углом атаки ГМС для выполнения с учётом заданных ограничений конечных условий движения по углу наклона траектории и по высоте или скорости крейсерского полёта.
4. Многошаговый двухканальный алгоритм терминального управления углом атаки и секундным расходом топлива ГМС для выполнения с учётом заданных ограничений конечных условий движения по высоте, скорости и углу наклона траектории крейсерского полёта.
5. Многошаговый одноканальный алгоритм терминального управления углом атаки ГСР для выполнения с учётом заданных ограничений конечных условий движения по высоте и скорости для старта второй ступени АКС.

**Практическая значимость** работы состоит в определении для участка разгона — набора высоты номинальных программ управления и алгоритмов терминального управления, которые ин-

вариантны к граничным условиям движения, аэродинамическим характеристикам и характеристикам силовой установки ГЛА и могут быть использованы при динамическом проектировании и анализе различных схем ГМС и ГСР.

На защиту выносятся следующие **положения**.

1. Предложенная двухступенчатая программа угла атаки, минимизирующая расход топлива ГМС при выполнении заданных конечных условий движения по высоте, скорости и углу наклона траектории и максимизирующая угол наклона траектории ГСР при выполнении конечных условий движения по высоте и скорости, может быть использована как номинальная программа в алгоритмах терминального управления.
2. Разработанный алгоритм многошагового одноканального терминального управления углом атаки ГМС обеспечивает выполнение конечных условий движения по углу наклона горизонтальной траектории крейсерского полёта и по высоте или скорости при возмущениях плотности атмосферы и ухудшении аэродинамических характеристик аппарата до 3%. Для достижения крейсерской скорости вводится дополнительный участок разгона, а для достижения крейсерской высоты вводится дополнительный участок её набора с постоянной скоростью.
3. Разработанный алгоритм многошагового двухканального терминального управления углом атаки и секундным расходом топлива ГМС обеспечивает выполнение конечных условий движения по углу наклона горизонтальной траектории крейсерского полёта и по высоте при возмущениях плотности атмосферы и ухудшении аэродинамических характеристик аппарата до 5%. В отдельных случаях требуется введение дополнительного участка разгона для достижения требуемой скорости.
4. Разработанный алгоритм многошагового одноканального терминального управления углом атаки ГСР обеспечивает выполнение старта второй ступени АКС с положительными углами наклона траектории на заданной высоте и с заданной скоростью при возмущениях плотности атмосферы и ухудшении аэродинамических характеристик аппарата до 8%.

Результаты исследований и программное обеспечение, созданное автором, реализованы в учебном процессе СГАУ.

**Апробация работы.** Основные научные положения и результаты диссертационного исследования докладывались и обсуждались на Международной молодежной научной конферен-

ции «XXXII Гагаринские чтения» (г. Москва, 2006 г.); Международной молодежной научной конференции «XIV Туполевские чтения» (г. Казань, 2006 г.); XIII, XIV Всероссийском научно-техническом семинаре по управлению движением и навигации летательных аппаратов (г. Самара, 2007 г., 2009 г.); X Международной молодежной научно-практической конференции «Человек и космос» (г. Днепропетровск, Украина, 2008 г.); I Международной конференции МАА-РАКЦ «Космос для человечества» (г. Королёв, 2008 г.); Международной конференции «Научные и технологические эксперименты на автоматических космических аппаратах и малых спутниках» (г. Самара, 2008 г.); IFAC Workshop «Aerospace Guidance, Navigation and Flight Control Systems» (г. Самара, 2009 г.).

**Публикации.** Материалы диссертации опубликованы в девяти печатных работах, из них две статьи в рецензируемых журналах [1, 2], две статьи в сборниках трудов [3, 4] и пять тезисов докладов [5–9].

**Структура и объем диссертации.** Диссертационная работа состоит из введения, шести глав, заключения, списка использованных источников, содержащего 34 наименования, четырёх приложений. Работа изложена на 210 страницах, содержит 80 рисунков, 20 таблиц.

## Содержание работы

Во **введении** обоснована актуальность диссертационной работы, сформулирована цель и аргументирована научная новизна исследований, показана практическая значимость полученных результатов, представлены выносимые на защиту научные положения.

В **первой главе** изложены характеристики (особенности аэродинамических схем, силовых установок, режимов движения) некоторых типов ГЛА, в том числе гиперзвукового пассажирского самолёта (ГПС) на базе воздушно-космического самолёта Ту-2000 (АНТК им. А. Н. Туполева), ГПС по прогнозам ЦАГИ (Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н. Е. Жуковского), первой ступени МИГАКС (АНПК им. А. И. Микояна).

Для ГЛА «двойного назначения» стартовой массой 300000 кг, характерной площадью 890 м<sup>2</sup> и начальной тяговооружённостью, равной единице, приведены аэродинамические характеристики (АХ) и высотно-скоростные характеристики силовой установки (СУ) — ракетно-турбинного пароводородного двигателя (РТДп), принятые в совместных работах ЦИАМ (Центральный институт авиационного

моторостроения им. П. И. Баранова) и ВВИА (Военно-воздушная инженерная академия имени профессора Н. Е. Жуковского).

Величина максимального аэродинамического качества составляет от 4,8 ( $M = 2$ ) до 3,6 ( $M = 6$ ) и не превышает значения, известные для различных компоновок ГЛА. РТДп имеет высокий удельный импульс в рассматриваемом диапазоне чисел  $M$ .

Для описания движения ГЛА принята система дифференциальных уравнений в траекторной системе координат.

Функцией управления являются программы угла атаки  $\alpha(t)$  и секундного расхода топлива  $\beta(t)$  с ограничениями на минимальное и максимальное значения. Учтены ограничения, накладываемые на величины скоростного напора и перегрузок.

Во **второй главе** отмечено, что при исследовании различных концепций ГЛА используются типовые траектории, которые формируются с учётом различных ограничений и состоят из нескольких отдельно выделенных участков. Для ГМС и ГСР выделяют участок разгона по линии максимального скоростного напора ( $q_{\max} = \text{const}$ ) до момента заданной (или оптимизируемой) скорости. Затем следует участок схода с линии  $q_{\max} = \text{const}$  и для ГМС — разгон — набор высоты до выхода в условия гиперзвукового маршевого полёта, а для ГСР — манёвр «горка» с выдерживанием заданного числа  $M$  и угла наклона траектории в момент разделения ступеней АКС.

Поскольку на рассматриваемом этапе разгона — набора высоты оптимальные (приблизённо-оптимальные) траектории ГМС и ГСР могут существенно отличаться от типовых траекторий, то целесообразно определить соответствующие программы управления движением и выявить его закономерности.

Рассмотрена задача определения оптимальной программы угла атаки ГЛА при постоянном секундном расходе топлива, которая обеспечивает разгон — набор высоты за минимальное время, т. е. с минимальным расходом топлива. Использование принципа максимума позволило получить такую программу, зависящую от фазовых координат и сопряжённых переменных. Поскольку решение соответствующей трёхпараметрической краевой задачи имеет известные трудности, связанные с подбором начальных условий для сопряжённой системы, не имеющих физического смысла, были рассмотрены менее трудоёмкие подходы к определению программы угла атаки.

При движении с наивыгоднейшим углом атаки, найденным из

условия максимальности аэродинамического качества, происходит набор требуемой высоты при небольшом изменении числа  $M$ , т. е. разгон ГЛА практически отсутствует.

При движении с программой угла атаки, найденной из условия максимального прироста энергетической высоты, происходит разгон ГЛА до числа  $M$  меньше требуемого, набор физической высоты практически отсутствует.

По результатам моделирования движения ГЛА с указанными программами сделан следующий вывод. В начале рассматриваемого участка полёта на низких высотах при имеющемся большом удельном импульсе СУ (большой силе тяги) должен осуществляться разгон ГЛА с малыми углами атаки с целью снижения силы лобового сопротивления. Затем должен быть сделан переход к большим углам атаки для набора заданной конечной высоты за счёт действия возможно большей подъёмной силы. Несмотря на уменьшение на больших высотах удельного импульса СУ увеличение скорости до заданного конечного значения будет продолжаться как за счёт большой тяговооружённости ГЛА, так и за счёт уменьшения плотности атмосферы и, следовательно, снижения силы лобового сопротивления.

Поэтому предложена следующая двухступенчатая программа угла атаки:

$$\alpha(t) = \begin{cases} \alpha_1, & t < t_p; \\ \alpha_2, & t \geq t_p, \end{cases} \quad (1)$$

где  $\alpha_1$  — начальный угол атаки,  $t_p$  — время переключения,  $\alpha_2$  — конечный угол атаки. Параметры  $t_p$ ,  $\alpha_2$  подлежат определению из условия выполнения заданных конечных условий движения, а параметр  $\alpha_1$  — из условия минимизации (максимизации) заданного критерия оптимизации.

В работе приняты следующие начальные условия участка разгона — набора высоты, соответствующие типовой траектории:  $h_n = 11000$  м,  $M_n = 1,92$ ,  $\theta_n = 3,2^\circ$ , и ограничения на угол атаки:  $\alpha_{\min} = 0$  и  $\alpha_{\max} = 10^\circ$ .

Для ГМС значения параметров  $t_p$ ,  $\alpha_2$  определялись решением двухточечной краевой задачи методом Ньютона при следующих значениях конечных условий движения:  $M_{\kappa}^* = 6$ ,  $\theta_{\kappa}^* = 0$ ,  $h_{\kappa}^* = 30000$  м, а значение параметра  $\alpha_1$  определялось из условия минимизации затрат топлива с помощью градиентного метода. Принятые в работе значения ограничений по скоростному напору ( $q_{\max} = 60$  кПа) и перегрузкам ( $n_{y \max} = 2,5$  и  $n_{\max} = 1,5$ ) выполнены.



Для ГСР определены значения параметров двух программ (1) из условия максимизации конечного угла наклона траектории. Первая программа обеспечивает наибольшее конечное значение угла наклона траектории ( $\theta_{\kappa}^* = 3,2^\circ$ ) и нерикошетирующий характер траектории, а вторая программа обеспечивает наибольшее конечное значение угла наклона траектории ( $\theta_{\kappa}^* = 8,5^\circ$ ) при рикошетирующем характере траектории и выполнении ограничения по скоростному напору. Ограничения по скоростному напору и перегрузкам выполнены.

Расчёты проводились при максимальном секундном расходе топлива, равном 76 кг/с.

Полученные программы управления и соответствующие траектории движения представлены на рисунке 1.

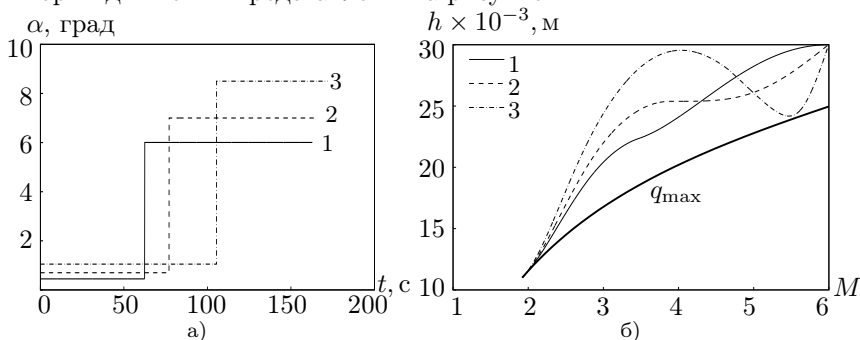


Рисунок 1 — Программы управления (а) и траектории (б)  
 1 — ГМС, ГСР (2 — без рикошета, 3 — с рикошетом),  
 $q_{\max}$  — ограничение по скоростному напору

В **третьей главе** исследуется влияние атмосферных и аэродинамических возмущений на конечные условия движения ГЛА. Проведено сравнение двух моделей возмущений плотности атмосферы<sup>1</sup> и для дальнейших исследований выбрана модель, приводящая к большим отклонениям конечных условий от заданных значений. Аэродинамические возмущения приняты как ухудшение АХ, т.е. уменьшение коэффициента аэродинамической подъёмной силы и увеличение коэффициента силы лобового сопротивления в процентах от номинальных значений.

Результаты моделирования с номинальной программой угла атаки показали, что при возмущениях плотности атмосферы ГМС ли-

<sup>1</sup>Школьный Е. П., Майборода Л. А. Атмосфера и управление движением летательных аппаратов. — Ленинград: Гидрометеоздат, 1973.

бо достигает требуемой высоты  $h_{\kappa}^*$  при недоборе скорости ( $M_{\kappa} < 6$ ) и положительном угле наклона траектории ( $\theta_{\kappa} > 0$ ), либо выходит на нулевой угол наклона траектории  $\theta_{\kappa}^*$  при недоборе высоты ( $h_{\kappa} < 30000$  м) и скорости. Ухудшение АХ приводит к недобору конечной скорости и к положительным конечным углам наклона траектории. Для всех реализаций возмущённого движения выполняются ограничения по скоростному напору и перегрузкам.

Результаты моделирования движения ГСР с первой номинальной программой угла атаки показали следующее. При возмущениях плотности атмосферы ГСР либо выходит на требуемую высоту при недоборе скорости и при большем угле наклона траектории ( $\theta_{\kappa} > 3,2^{\circ}$ ), либо достигает требуемой скорости при недоборе высоты и меньшем угле ( $\theta_{\kappa} < 3,2^{\circ}$ ), а траектории приобретают рикошетирующий характер. Ухудшение АХ приводит к недобору конечной скорости и к увеличению конечного угла наклона траектории, и траектории приобретают рикошетирующий характер. Для всех реализаций возмущённого движения выполняются ограничения по скоростному напору и перегрузкам.

Результаты моделирования движения ГСР со второй номинальной программой угла атаки показали следующее. При возмущениях плотности атмосферы ГСР либо выходит на требуемую высоту при недоборе скорости и большем угле наклона траектории ( $\theta_{\kappa} > 8,5^{\circ}$ ), либо достигает требуемой скорости при недоборе высоты и меньшем угле ( $\theta_{\kappa} < 8,5^{\circ}$ ). В некоторых случаях рассматриваемый участок движения ГСР завершается раньше времени переключения ( $t_p = 105,5$  с) и траектория имеет нерикошетирующий характер, а в некоторых случаях происходит нарушение ограничения по скоростному напору. Ухудшение АХ приводит к недобору конечной скорости и увеличению конечного угла наклона траектории. При ухудшении характеристик на пять и более процентов нарушается ограничение по скоростному напору.

Поскольку при второй программе угла атаки, во-первых, имеются траектории, заканчивающиеся при достижении заданной конечной высоты за время, меньшее времени переключения, и, во-вторых, имеются нарушения ограничения по скоростному напору, то при терминальном управлении ГСР в качестве номинальной используется только первая программа.

В **четвёртой главе** предложены алгоритмы многошагового терминального управления ГЛА: одноканального управления ГМС и ГСР, предназначенные для формирования командного управле-

ния углом атаки, и двухканального управления ГМС, в котором дополнительно формируется командное управление секундным расходом топлива.

На каждом шаге управления  $i$  длительностью  $\Delta\tau$  алгоритм формирования командного угла атаки ГМС 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  $t_p$  и  $\alpha_2$ , 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 одноточечная краевая задача определения параметра  $\alpha_2$ , обеспечивающего выполнение конечных условий в порядке приоритета:  $\theta_{\kappa}^*$ ,  $h_{\kappa}^*$ .
4. Проверка выполнения ограничения по углу атаки.
5. Прогнозирование движения с полученным управлением.
6. Проверка выполнения заданных конечных условий движения и ограничений по скоростному напору и перегрузкам.
7. Принятие решения о необходимости следующей итерации для определения командного управления. Итерация проводится, если
  - а) при  $t_i + \Delta\tau < t_p$  улучшается хотя бы одно значение из  $h_{\kappa}$ ,  $\theta_{\kappa}$ ,  $M_{\kappa}$  и при этом ухудшается не более одного из двух других;
  - б) при  $t_i + \Delta\tau \geq t_p$

$$[(y_j = h_{\kappa}^*) \wedge (y_j = M_{\kappa}^*)] \vee (\theta_{\kappa j+1} < \theta_{\kappa j})$$

или

$$[(y_j = \theta_{\kappa}^*) \wedge (y_{j+1} = \theta_{\kappa}^*)] \vee (h_{\kappa j+1} > h_{\kappa j}),$$

где  $j$  — номер итерации.

Алгоритм двухканального управления ГМС отличается от одноканального алгоритма тем, что после времени  $t_p$  формируется командное управление углом атаки  $\alpha$  и секундным расходом топлива  $\beta$  для обеспечения заданных конечных значений  $\theta_{\kappa}^*$ ,  $h_{\kappa}^*$ ,  $M_{\kappa}^*$  и решается двухточечная краевая задача.

Предложенный алгоритм терминального одноканального управления по углу атаки ГСР до момента  $t_p$  не отличается от аналогичного алгоритма для ГМС.

Особенностью управления движением ГСР является обеспечение  $h_{\kappa}^*$  и  $M_{\kappa}^*$  при  $\theta_{\kappa} > 0$ . Поэтому при  $t_i + \Delta\tau \geq t_p$  решается од-

ноточечная краевая задача определения параметра  $\alpha_2$  из условия выполнения  $h_{\kappa}^*$  или  $M_{\kappa}^*$ . В соответствии с п. 7 алгоритма, итерации проводятся, если:

$$(y_j = h_{\kappa}^*) \vee (M_{\kappa j+1} > M_{\kappa j})$$

или если

$$(y_j = M_{\kappa}^*) \vee (h_{\kappa j+1} > h_{\kappa j}).$$

Одноточечные и двухточечные краевые задачи решаются методом Ньютона.

Для проверки работоспособности и эффективности предложенных алгоритмов терминального управления проведено моделирование движения при идеальной навигации, ориентации и стабилизации ГЛА в условиях возмущений плотности атмосферы, при отклонении АХ и при совместном действии этих возмущений. Шаг управления принят постоянным и равным 5 с.

В **пятой главе** приведены результаты для алгоритмов одноканального и двухканального командного управления ГМС.

При возмущениях плотности атмосферы одноканальное управление углом атаки обеспечивает выполнение конечных условий движения при введении двух дополнительных участков: горизонтального разгона или набора высоты с постоянной скоростью, а двухканальное управление углом атаки и секундным расходом топлива обеспечивает выполнение конечных условий движения при введении одного дополнительного участка горизонтального разгона. Примеры управления и соответствующие конечные участки траекторий приведены на рисунке 2.

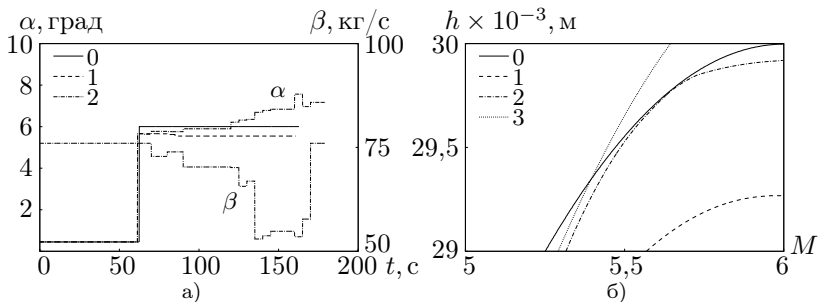


Рисунок 2 — Управление (а) и траектории движения (б)  
 0 — номинальное, 1, 2 — командное одно- и двухканальное;  
 3 — траектория возмущённого движения при номинальном  
 управлении

При ухудшении АХ до 10% одноканальное управление обеспечивает выполнение конечных условий движения при введении одного дополнительного участка набора высоты с постоянной скоростью, а двухканальное управление обеспечивает выполнение конечных условий движения без введения дополнительного участка.

При совместном действии атмосферных и аэродинамических возмущений одноканальное управление обеспечивает выполнение конечных условий движения при ухудшении АХ до 3% с введением дополнительного участка, а двухканальное управление обеспечивает выполнение конечных условий движения при ухудшении АХ до 5% без введения дополнительного участка.

В **шестой главе** приведены результаты для алгоритма одноканального командного управления ГСР.

При возмущениях плотности атмосферы командное управление обеспечивает выполнение конечных условий движения по высоте и скорости с углом наклона траектории от  $1,8^\circ$  до  $4,2^\circ$ . Примеры управления и соответствующие траектории приведены на рисунке 3.

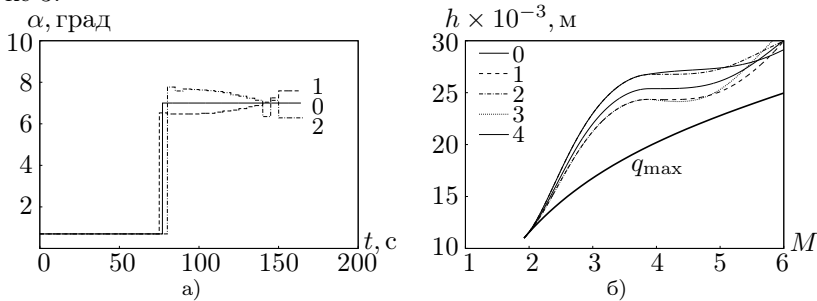


Рисунок 3 — Управление (а) и траектории движения (б)

0 — номинальное, 1, 2 — командное при первом и втором типах возмущений плотности атмосферы; 3, 4 — траектории при первом и втором типе возмущений и при номинальном управлении

При ухудшении АХ до 10% командное управление обеспечивает выполнение конечных условий движения по скорости и высоте с углом наклона траектории, превышающим номинальное значение и равным  $4,4^\circ$ .

При совместном действии атмосферных и аэродинамических возмущений командное управление обеспечивает выполнение заданных конечных условий движения по высоте и скорости при ухудшении АХ до 8%. При больших отклонениях АХ при некоторых

реализациях возмущений плотности атмосферы нарушается ограничение по скоростному напору.

В **заключении** по результатам проведённых исследований программ и алгоритмов управления движением ГЛА на участке разгона — набора высоты даны основные выводы.

В **приложениях А, Б, В и Г** соответственно приведены области применения ГЛА, основные типы двигателей комбинированных силовых установок ГЛА, результаты командного управления движением ГМС и результаты одноканального командного управления движением ГСР.

## **Выводы и основные результаты работы**

Проведённые исследования программ и алгоритмов управления движением гиперзвукового летательного аппарата на участке разгона — набора высоты и полученные результаты позволяют сделать следующие основные выводы.

1. Двухступенчатая трёхпараметрическая программа угла атаки позволяет минимизировать расходы топлива гиперзвукового летательного аппарата при выполнении заданных конечных условий движения по высоте, скорости и углу наклона траектории и минимизировать значение конечного угла наклона траектории гиперзвукового самолёта–разгонщика при выполнении заданных конечных условий движения по высоте и скорости и может быть использована в качестве номинальной программы при терминальном управлении.
2. Алгоритм многошагового одноканального терминального управления гиперзвукового маршевого самолёта, предназначенный для формирования командного угла атаки с целью выполнения заданного конечного значения угла наклона траектории и заданного конечного значения высоты или заданного конечного значения скорости, при действии атмосферных и аэродинамических возмущений обеспечивает выполнение конечных условий движения при введении дополнительных участков горизонтального разгона или набора высоты с постоянной скоростью.
3. Алгоритм многошагового двухканального терминального управления гиперзвукового маршевого самолёта, формирующий до времени переключения только командный угол атаки, а затем и секундный расход топлива и предназначенный для выполнения заданных конечных значений угла наклона траектории, высоты и скорости, обеспечивает при действии атмосферных и аэродинамических возмущений выполнение конечных условий движения при введении дополнительного участка горизонтального разгона.

4. Алгоритм многошагового одноканального терминального управления гиперзвукового самолёта–разгонщика, предназначенный для формирования командного угла атаки с целью выполнения заданных конечных значений высоты и скорости, при действии атмосферных и аэродинамических возмущений обеспечивает выполнение старта второй ступени авиационно-космической системы с положительными углами наклона траектории на заданной высоте и с заданной скоростью.

Поскольку предложенные программы и алгоритмы управления инвариантны к заданным массовым, геометрическим и аэродинамическим характеристикам, характеристикам силовой установки, конечным условиям движения, ограничениям на управление и параметры движения, то они имеют универсальный характер и могут быть использованы в динамическом проектировании гиперзвуковых летательных аппаратов различного назначения при невозмущённом и возмущённом движении.

### **Основные публикации по теме диссертации**

В изданиях, рекомендованных ВАК:

- 1 Балакин В. Л., Бебяков А. А., Кочян А. Г. Оптимизация движения гиперзвукового самолёта–разгонщика двухступенчатой авиационно-космической системы // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. — 2008. — № 1. — С. 23–32.
- 2 Кочян А. Г. Командное управление углом атаки гиперзвукового летательного аппарата на участке разгона–набора высоты // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. — 2009. — № 1. — С. 30–40.

в других изданиях:

- 3 Кочян А. Г. Определение приближенно-оптимальной программы управления углом атаки гиперзвукового летательного аппарата на участке «разгона–набора высоты» // Студенческая наука аэрокосмическому комплексу. Сборник трудов студентов и аспирантов факультета летательных аппаратов. — Самара: Издательство Самарского государственного аэрокосмического университета, 2006. — Вып. 8. — С. 49–54.

- 4 Балакин В. Л., Кочян А. Г. Возмущённое движение гиперзвукового летательного аппарата на этапе «разгона–набора высоты» // Сборник трудов XIII Всероссийского научно-технического семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов. — Т. 1. — Самара, 2007. — С. 54–57.
- 5 Кочян А. Г. Исследование программ управления углом атаки гиперзвукового аппарата на участке «разгона–набора высоты» // XXXII Гагаринские чтения. Научные труды Международной молодежной научной конференции в 8 томах. Москва 4–8 апреля 2006 г. — № 2. — М.: МАТИ, 2006. — С. 139–140.
- 6 Кочян А. Г. Определение приближенно-оптимальной программы управления углом атаки гиперзвукового летательного аппарата на участке «разгона–набора высоты» // XIV Туполевские чтения: Международная молодежная научная конференция, 10–11 ноября 2006 года. Материалы конференции. — Т. 1. — Казань: Издательство Казанского государственного технического университета, 2006. — С. 12–14.
- 7 Балакин В. Л., Кочян А. Г. Исследование движения гиперзвукового летательного аппарата на этапе «разгона–набора высоты» // X Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і Космос»: Збірник тез. — Днепропетровск, 2008. — С. 136.
- 8 Кочян А. Г. Исследование приближенно-оптимальной программы управления углом атаки гиперзвукового летательного аппарата на участке «разгона–набора высоты» // I конференция МАА–РАКЦ «Космос для человечества»: Сборник тезисов. — Королёв, 2008. — С. 62.
- 9 Траектории сверхзвуковых и гиперзвуковых самолётов-носителей при запуске малых спутников / В. Л. Балакин, А. А. Бебяков, А. Г. Кочян, В. И. Потапов // Научные и технологические эксперименты на автоматических космических аппаратах и малых спутниках: Тезисы докладов международной конференции «Научные и технологические эксперименты на автоматических космических аппаратах и малых спутниках». Самара, 2–5 сентября 2008 г. — Самара: Изд-во СНЦ РАН, 2008. — С. 230.