



004618819

Потапов Валентин Иванович

**АНАЛИЗ И ОПТИМИЗАЦИЯ ПРОГРАММ УПРАВЛЕНИЯ И  
ТРАЕКТОРИЙ ДВИЖЕНИЯ СВЕРХЗВУКОВОГО  
САМОЛЁТА-НОСИТЕЛЯ**

Специальность 05.07.09 – Динамика, баллистика, управление движением  
летательных аппаратов

**АВТОРЕФЕРАТ**

диссертации на соискание учёной степени  
кандидата технических наук

23 DEC 2010

Самара - 2010

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 (национальный исследовательский университет)» (СГАУ).

Научный руководитель: доктор технических наук,  
профессор  
Балакин Виктор Леонидович

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

доктор технических наук,  
профессор Салмин Вадим Викторович

Ведущая организация: ОАО «НПО «Молния» (г.Москва)

Защита состоится 27 декабря 2010 г. в 13 часов на заседании диссертационного совета Д212.215.04 при Государственном образовательном учреждении высшего профессионального образования «Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет)» по адресу: 443086, г.Самара, Московское шоссе, 34.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке СГАУ.

Автореферат разослан 25 ноября 2010 г.

Учёный секретарь  
диссертационного совета,  
кандидат технических наук, доцент



Прохоров А. Г.

## **Общая характеристика работа**

Одно из направлений развития авиационной и ракетно-космической техники связано с созданием авиационно-космических систем (АКС). Первая ступень АКС использует самолётные принципы при движении в атмосфере, а вторая ступень является ракетой-носителем воздушного старта. Первая ступень должна обеспечить старт второй ступени для вывода полезной нагрузки на околоземную орбиту. Проекты АКС предусматривают решение многих задач гражданского и военного характера.

Исследования и перспективные разработки первых ступеней АКС включают наряду с решением проблем аэродинамики, двигателестроения и конструкции также и вопросы определения программ управления и траекторий движения.

В диссертационной работе рассматривается первая ступень АКС – сверхзвуковой самолёт-носитель в двух вариантах: прототип существующего сверхзвукового истребителя МиГ-31 (Россия) и проектируемый летательный аппарат MPV транспортной системы RASCAL (США), которые в сочетании с ракетой воздушного старта могут обеспечить вывод миниспутников массой до 200 кг на орбиту искусственного спутника Земли (ИСЗ).

Для сверхзвукового самолёта-носителя важнейшим является участок полёта, связанный с набором высоты и выполнением заданных конечных условий движения по высоте, скорости и углу наклона траектории, определяющих условия старта второй ступени АКС – ракеты-носителя (РН).

**Целью работы** является динамическое проектирование сверхзвукового самолёта-носителя авиационно-космической системы, включающее программирование управляемого движения и его оптимизацию.

**Объектом исследования** является невозмущённое движение сверхзвукового самолёта-носителя.

**Предметом исследования** являются программы управления и траектории движения.

**Актуальность работы** определяется необходимостью динамического проектирования авиационно-космических систем как перспективных средств выведения полезной нагрузки на орбиту ИСЗ.

В рамках динамического проектирования объектом управления является сверхзвуковой самолёт-носитель, в качестве которого рассматривается сверхзвуковой самолёт-истребитель (самолёт) и летательный аппарат (аппарат).

Для достижения цели работы решаются следующие основные задачи.

1. Определение и оптимизация программ управления и траекторий движения самолёта-носителя при манёвре «горка».
2. Определение программ управления и траекторий движения самолёта-носителя при максимизации конечной скорости при заданном угле наклона траектории и нефиксированной высоте.
3. Определение номинальной программы управления самолёта-носителя.

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

1. Определена структура манёвра «горка» для самолёта-носителя, которая обеспечивает максимальную конечную высоту полёта при положительном угле наклона траектории и состоит только из двух участков: «вход в горку» и «выход из горки». Промежуточный участок прямолинейного полёта отсутствует и, следовательно, не требует его определения. На первом участке движение происходит с постоянной нормальной скоростной перегрузкой, а на втором – с максимальным допустимым коэффициентом подъёмной силы.

2. При максимизации конечной скорости самолёта-носителя для фиксированного конечного угла наклона траектории и нефиксированной конечной высоты получены две принципиально разные траектории пассивного движения. Первая траектория соответствует малым значениям коэффициента подъёмной силы и имеет большую конечную скорость при меньшей конечной высоте. Вторая траектория соответствует большим значениям коэффициента подъёмной силы и имеет меньшую конечную скорость при большей конечной высоте.

3. Предложена номинальная двухступенчатая программа изменения коэффициента подъёмной силы самолёта-носителя, которая обеспечивает различные значения конечной высоты и скорости полёта при достижении заданного конечного угла наклона траектории.

**Практическая значимость** работы состоит в определении программ управления для сверхзвукового самолёта и летательного аппарата, которые имеют общий характер и могут быть использованы при динамическом проектировании и анализе различных схем первой сверхзвуковой ступени авиационно-космической системы.

Результаты исследования и программное обеспечение реализованы в учебном процессе ГОУ ВПО «Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П.Королева (национальный исследовательский университет)».

На защиту выносятся следующие **положения**.

1. Предложенная структура манёвра «горка», состоящая из двух участков: «вход в горку» и «выход из горки», за счёт изменения на первом участке нормальной скоростной перегрузки позволяет обеспечить широкий диапазон конечных параметров движения самолёта-носителя как первой ступени авиационно-космической системы. С ростом перегрузки при увеличении максимального конечного угла наклона траектории уменьшаются конечные значения высоты и скорости.

2. Для максимизации конечной скорости самолёта-носителя в конце участка пассивного движения с целью уменьшения торможения коэффициент подъёмной силы уменьшается и может достигать минимального значения.

3. Предложенная для самолёта-носителя двухступенчатая программа изменения коэффициента подъёмной силы с первым коэффициентом, равным значению, соответствующему окончанию активного участка движения, и вторым коэффициентом, равным минимальному значению, за счёт изменения

времени переключения позволяет обеспечить различные конечные высоты и скорости полёта для заданного конечного угла наклона траектории.

4. Конечная высота и конечная скорость полёта летательного аппарата существенно повышаются (на 20 км и на 310 м/с, соответственно) за счёт использования в двигателях системы дополнительной подачи кислорода и охлаждения.

**Апробация работы.** Основные научные положения и результаты диссертационной работы докладывались и обсуждались на XIII и XIV всероссийских научно-технических семинарах по управлению движением и навигации летательных аппаратов (г. Самара, 2007 г., 2009 г.), на международной конференции «Научные и технологические эксперименты на автоматических космических аппаратах и малых спутниках» (г. Самара, 2008 г.), на 7-й и 8-й международных конференциях «Авиация и космонавтика – 2008», «Авиация и космонавтика – 2009» (г. Москва, 2008 г., 2009 г.), на международной молодёжной конференции XXXVI Гагаринские чтения (г. Москва, 2010 г.).

**Публикации.** Материалы диссертации опубликованы в восьми печатных работах, из них три статьи в рецензируемых журналах [1, 2, 3], две статьи в сборниках трудов [4, 5] и три тезиса докладов [6, 7, 8].

**Структура и объём диссертации.** Диссертационная работа состоит из введения, четырёх глав, заключения, списка использованных источников, содержащего 51 наименование, двух приложений. Работа изложена на 114 страницах, содержит 49 рисунков, 22 таблицы.

### **Содержание работы**

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

В первой главе приведены краткие сведения о проектах авиационно-космических систем, использующих первую сверхзвуковую ступень – сверхзвуковой самолёт-носитель (СН). Рассмотрены варианты использования в качестве СН существующего сверхзвукового самолёта МиГ-31 и проекта летательного аппарата MPV (MIPCC-Powered Vehicle - аппарат с охлаждаемыми двигателями) многоразовой транспортной системы Rascal (Responsive Access Small Cargo Affordable Launch - доступная система для запуска малых грузов по требованию).

Для самолёта-прототипа МиГ-31 приведены тактико-технические характеристики и силовые аэродинамические характеристики и определена сила тяги силовой установки (СУ).

Для системы RASCAL представлены её состав, профиль полёта аппарата MPV и схема выведения полезной нагрузки. Для аппарата MPV представлены аэродинамические характеристики и методика расчёта высотно-скоростной характеристики СУ при использовании системы MIPCC (Mass Injection Pre-Compressor Cooling - система дополнительной подачи кислорода и охлаждения двигателя, которая включает в себя баки с водой и жидким ки-

слородом для впрыскивания в канал воздухозаборника на больших высотах и при полёте с большими числами Маха  $M$ ). Применение данной системы на двухконтурных турбореактивных двигателях Pratt and Whitney F-100 позволяет увеличить максимальную высоту работы СУ до 26,8 км, а максимальное число  $M$  до 4.

Для описания движения СН приняты системы уравнений в траекторной системе координат и в перегрузках.

Во второй главе рассмотрены результаты работ, посвящённых движению летательных аппаратов с воздушно-реактивными двигателями и движению авиационно-космических систем. Среди многочисленных отечественных работ отмечены монографии Шкадова Л. М., Бухановой Р. С., Илларионова В. Ф., Плохих В. П.; Бюшгенса Г. С., Студнева Р. В.; Бузулука В. И.; учебники Остославского И. В., Стражевой И. В.; коллектива преподавателей Московского авиационного института под редакцией В.П. Мишина; сборники статей «Авиационно-космические системы» (НПО «Молния») под редакцией Г. Е. Лозино-Лозинского и А. Г. Братухина, «Проблемы создания перспективной авиационно-космической техники» (ЦАГИ), «ЦАГИ – основные этапы научной деятельности. 1993 – 2000.»; статьи Федорова Л. П., Филатьева А. С., Лозино-Лозинского Г. Е., Дудара Э. И. и других.

Большой вклад в изучение данных вопросов внесли сотрудники Центрального аэрогидродинамического института имени профессора Н. Е. Жуковского (ЦАГИ), научно-производственного объединения (НПО) «Молния», Военно-воздушной инженерной академии имени профессора Н. Е. Жуковского, Центрального института авиационного моторостроения имени П. И. Баранова.

В разработку методов определения программ управления и расчёта траекторий крылатых летательных аппаратов значительный вклад внесли такие зарубежные специалисты как А. Миеле, А. Брайсон, Р. Беллман, В. Денхем, С. Дрейфус и другие.

Приведена схема манёвра СН, определены предельные параметры его движения и сформулирована оптимизационная задача. Предельными параметрами движения СН являются максимальная скорость, максимальный угол наклона траектории и максимальная высота.

Максимальную скорость в установившемся горизонтальном полёте в дальнейшем определим методом тяг только для самолёта, поскольку для летательного аппарата она известна из литературных источников.

Из уравнений движения в перегрузках следует, что производная угла наклона траектории пропорциональна нормальной скоростной перегрузке  $n_{yo}$ . Поэтому максимальный угол наклона траектории при нефиксированной скорости и высоте полёта будет определяться максимальным значением этой перегрузки  $n_{yo}^{\max}$ . Максимальный угол наклона траектории в дальнейшем определён только для самолёта, поскольку для летательного аппарата из литературных источников известен конечный угол наклона траектории.

Стандартная процедура определения максимальной высоты связана с манёвром «горка», состоящим из трёх участков и характеризуемым двумя параметрами: постоянной нормальной скоростной перегрузкой  $n_{ya}$ , с которой начинается манёвр и которая превышает единицу, и углом наклона траектории в конце первого участка  $\theta_{зорки}$ . Для поиска оптимального угла  $\theta_{зорки}$ , обеспечивающего максимальную высоту полёта при заданной перегрузке  $n_{ya}$ , предложено использовать метод градиентов. Для нахождения оптимального значения перегрузки  $n_{ya}$  предложено использовать направленный поиск. В дальнейшем манёвр «горка» рассмотрен как для самолёта, так и для летательного аппарата.

Поскольку при запуске РН желательно иметь максимальную скорость СН, рассмотрим задачу о максимуме скорости на пассивном участке движения при заданном положительном угле наклона траектории и нефиксированной высоте.

Уравнения движения имеют вид:

$$\left. \begin{aligned} \frac{dV}{dt} &= -C_{xa} \cdot \frac{\rho \cdot V^2 \cdot S}{2m} - g \cdot \sin \theta, \\ \frac{d\theta}{dt} &= \frac{1}{V} \left( C_{ya} \frac{\rho \cdot V^2 \cdot S}{2m} - g \cdot \cos \theta \right), \\ \frac{dh}{dt} &= V \sin \theta. \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

Здесь  $V$  – скорость,  $\theta$  – угол наклона траектории,  $h$  – высота,  $g$  – ускорение свободного падения,  $C_{xa}$ ,  $C_{ya}$  – соответственно коэффициенты силы лобового сопротивления и аэродинамической подъёмной силы,  $\rho$  – плотность воздуха,  $S$  – площадь крыла.

За критерий оптимизации принято значение конечной скорости

$$V_x = \int_{t_0}^{t_x} \left( \frac{C_{ya} \rho V^2 S}{2m} + g \sin \theta \right) dt \rightarrow \min. \quad (2)$$

Зависимость коэффициента лобового сопротивления от коэффициента подъёмной силы имеет вид:

$$C_{xa} = C_{x0} + AC_{ya}^2. \quad (3)$$

В качестве функции управления выбрана зависимость коэффициента подъёмной силы от времени

$$C_{ya_{\min}} \leq C_{ya}(t) \leq C_{ya_{\max}}. \quad (4)$$

Минимальное значение коэффициента подъёмной силы  $C_{ya}^{\min}$  принято равным нулю. Максимальное значение коэффициента подъёмной силы  $C_{ya}^{\max}$  определяется либо из условия ограничения максимально допустимой перегрузки  $n_{ya}^{\max}$ , либо из условия ограничения допустимого значения коэффициента подъёмной силы  $C_{ya}^{\text{дон}}$ .

Следовательно, коэффициент  $C_{\rho\sigma}^{\max}$  является наименьшим из следующих двух значений:

$$C_{\rho\sigma}^{\max} = \min \begin{cases} C_{\rho\sigma}^{\text{дон}}(M) \\ C_{\rho\sigma}^{\text{н}} = \frac{2n_{\rho}mg}{\rho V^2 S} \end{cases} \quad (5)$$

Для исследования программ управления используем формализм принципа максимума Понтрягина.

Функция Гамильтона имеет вид:

$$H = \frac{\psi_{\theta}}{V} \left[ C_{\rho\sigma} \cdot \frac{\rho \cdot V^2 \cdot S}{2m} - g \cdot \cos \theta \right] + \psi_h \cdot V \sin \theta + \left[ C_{\sigma\sigma} \cdot \frac{\rho \cdot V^2 \cdot S}{2m} + g \cdot \sin \theta \right], \quad (6)$$

где  $\psi_{\theta}, \psi_h$  - сопряжённые переменные, соответствующие фазовым координатам: углу наклона траектории  $\theta$  и высоте  $h$ .

Для сопряжённых переменных система уравнений имеет вид

$$\left. \begin{aligned} \dot{\psi}_{\theta} &= - \frac{\psi_{\theta} \cdot g \cdot \sin \theta}{V} - \psi_h \cdot V \cdot \cos \theta + g \cdot \cos \theta, \\ \dot{\psi}_h &= - \left( \psi_{\theta} \cdot C_{\rho\sigma} \cdot \frac{VS}{2m} \cdot \frac{d\rho}{dh} + C_{\sigma\sigma} \cdot \frac{V^2 \cdot S}{2m} \cdot \frac{d\rho}{dh} \right), \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

Поскольку в конечный момент времени  $t_k$  угол наклона траектории задан, а высота не фиксирована, то из условия трансверсальности следует, что  $\psi_{h_k} = 0$ .

Оптимальный коэффициент подъёмной силы определится следующим образом:

$$C_{\rho\sigma}^{\text{опт}} = - \frac{\psi_{\theta}}{2VA}. \quad (8)$$

Для определения программы управления (8) и соответствующей ей траектории необходимо решить краевую задачу для системы дифференциальных уравнений (1) и (7). Учитывая известные трудности, связанные с решением двухточечной краевой задачи, особенно с учётом существующих ограничений на управление, не будем ставить цель строгого решения задачи оптимизации с использованием формализма принципа максимума, а ограничимся подходом, позволяющим определить только структуру управления. Это позволит в дальнейшем построить программу управления, которую можно использовать для параметрического анализа конечных условий движения самолёта-носителя.

**В третьей главе рассмотрен манёвр «горка».**

Для самолёта определены максимальная скорость, максимальная высота и максимальный угол наклона траектории. Максимальная скорость соответствует горизонтальному полёту на определённой высоте и находится методом тяг.

Начальные условия манёвра «горка» соответствуют горизонтальному полёту и должны обеспечивать полную энергию самолёта, близкую к макси-



мальной. Определены следующие начальные условия:  $h_x = 17,5$  км и  $M_x = 2,8$ . При наборе высоты СУ работает до высоты  $h = 21$  км.

При направленном поиске перегрузки  $n_{ya}$  и определении угла  $\theta_{гориз}$  методом градиентов, при которых обеспечивается максимальная конечная высота полёта  $h_x$  при нулевом конечном угле наклона траектории  $\theta_x$ , получено, что наибольшая конечная высота  $h_x = 28,9$  км достигается при перегрузке  $n_{ya} = 2,02$  и угле  $\theta_{гориз} = 30,6^\circ$ . Коэффициент  $C_{ya}$  достигает допустимого значения  $C_{ya}^{доп}$  на участке «входа в горку», участок прямолинейного полёта отсутствует и сразу происходит переход к участку «выхода из горки». Полученное управление соответствует ограничениям: сначала по максимальной перегрузке  $n_{ya}^{max}$ , а затем по допустимому коэффициенту подъёмной силы  $C_{ya}^{доп}$ .

Рассмотрен практически важный вариант запуска РН с положительным углом наклона траектории. Запуск с  $\theta_x$  свыше  $40^\circ$  возможен лишь при больших значениях перегрузок:  $n_{ya} = 4$  и  $n_{ya} = 5$ . Запуск РН с  $\theta_x = 30^\circ$  целесообразно проводить при манёвре с перегрузкой  $n_{ya} = 2$ , поскольку в данном случае обеспечивается наибольшая конечная высота  $h_x = 24,9$  км с наибольшей конечной скоростью  $V_x = 454$  м/с. С ростом перегрузки с 2 до 5 максимальный угол наклона траектории  $\theta_x^{max}$  существенно увеличивается (на  $12^\circ$ ), а конечные значения высоты  $h_x$  и скорости  $V_x$  уменьшаются соответственно на 2 км и на 85 м/с (рис. 1).

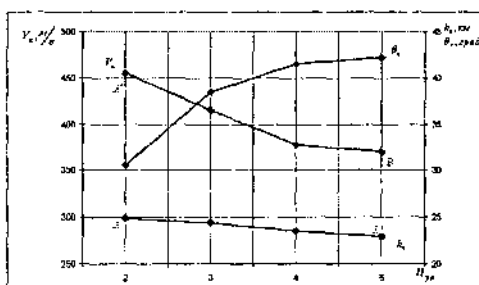


Рисунок 1 – Зависимость конечных условий движения самолёта от величины нормальной скоростной перегрузки

Рассмотрено влияние увеличения аэродинамического качества в два раза на сверхзвуковых скоростях полёта в соответствии с проектом сверхзвукового дальнего барражирующего перехватчика. Увеличение качества приводит к увеличению максимального конечного угла наклона траектории  $\theta_x$  (от  $1^\circ$  при  $n_{ya} = 2$  до  $11^\circ$  при  $n_{ya} = 5$ ) с одновременным увеличением конечной высоты  $h_x$  (от 4 км при  $n_{ya} = 2$  до 5 км при  $n_{ya} = 5$ ) и конечной скорости  $V_x$  (от 180 м/с при  $n_{ya} = 2$  до 107 м/с при  $n_{ya} = 5$ ).

Рассмотрен вариант увеличения статической тяги самолёта-прототипа МиГ-31 в два раза по аналогии с одной из модификаций аппарата MPV. Увеличение тяги позволяет повысить конечную высоту на 3 км, конечную скорость - на 93 м/с, максимальный конечный угол наклона траектории - на 3°.

С целью определения возможного диапазона высот запуска РН рассмотрен манёвр «горка» для аппарата MPV. Согласно проектным характеристикам, аппарат начинает манёвр, предшествующий старту РН, с высоты  $h = 19$  км со скоростью, соответствующей числу  $M = 4$ , и заканчивает его при достижении конечного угла наклона траектории  $\theta_x = 20^\circ$ .

Как было установлено, при наборе максимальной высоты эффективна «горка» без прямолинейного участка. Поэтому для аппарата рассматривается только один участок, определяющий условия запуска РН. На этом участке аппарат переходит из режима установившегося горизонтального полёта в режим набора высоты до достижения заданного конечного угла наклона траектории. Параметром управления является нормальная скоростная перегрузка  $n_{y0}$ , с которой начинается манёвр.

Из результатов моделирования следует, что с ростом перегрузки от 2 до 5 конечная высота увеличивается на 12,5 км (с 54 км до 66 км), а конечная скорость уменьшается на 286 м/с (с 797 м/с до 511 м/с). Причиной уменьшения скорости, как и в случае сверхзвукового самолёта, является рост требуемого значения коэффициента подъёмной силы при манёвре с большим значением перегрузки. Это вызывает значительное увеличение лобового сопротивления и, как следствие, интенсивное торможение аппарата.

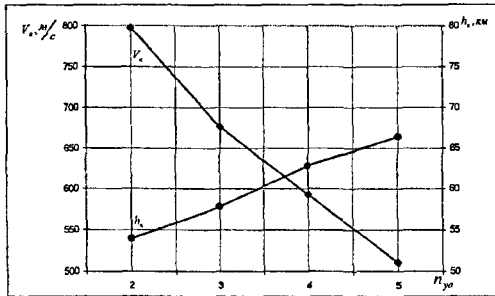


Рисунок 2 - Зависимость конечных условий движения летательного аппарата от величины нормальной скоростной перегрузки

Проведённое моделирование манёвра «горка» для аппарата без использования системы МРСС показало большую эффективность применения этой системы, позволяющей существенно повысить высоту (на 20 км) и скорость (на 310 м/с) при запуске РН.

В четвёртой главе при максимизации конечной скорости при нефиксированной конечной высоте для летательного аппарата рассматриваются два

участка движения: активный (с работающей СУ) и пассивный (с выключенной СУ).

На активном участке аппарат из режима горизонтального полёта начинает криволинейный набор высоты, который продолжается до достижения предельной высоты работы СУ. На пассивном участке движение аппарата определяется программой управления  $C_{y\sigma}(t)$ . Программа управления определяется с помощью формализма принципа максимума только для пассивного участка. Активный участок определяет начальные условия движения на пассивном участке.

Из (8) следует, что  $C_{y\sigma}^{opt}$  зависит от значения сопряжённой переменной  $\psi_{h_0}$ . Если в начальный момент времени задано значение коэффициента подъёмной силы  $C_{y\sigma 0}$ , то  $\psi_{h_0} = -C_{y\sigma 0} 2VA$ .

Для обеспечения отсутствия разрывов функции  $C_{y\sigma}(t)$  считалось, что значение коэффициента подъёмной силы  $C_{y\sigma 0}$  равно значению коэффициента  $C_{y\sigma}$  в конце активного участка. При моделировании задавался ряд значений  $\psi_{h_0}$  от 0 до 1,0 и анализировалось влияние сопряжённой переменной на конечные условия движения. Как показало моделирование, меньшие и большие значения  $\psi_{h_0}$  практически не изменяли решения задачи. В качестве примера, на рис. 3,4 показаны зависимости коэффициента подъёмной силы  $C_{y\sigma}$  от времени  $t$  для перегрузок  $n_{y\sigma} = 5$  и  $n_{y\sigma} = 2$ , соответственно. Поскольку красная задача не решалась и не проверялось выполнение условий трансверсальности, то полученные зависимости  $C_{y\sigma}(t)$  не являются оптимальными в смысле принципа максимума. Они лишь качественно отражают возможный характер управления коэффициентом подъёмной силы и позволяют в дальнейшем обосновать структуру номинальной программы управления.

Участок АВ (рис.3) соответствует активному участку движения. В точке В происходит выключение СУ. Участок BEF соответствует движению при начальном значении сопряжённой переменной  $\psi_{h_0} = 0$ . На участке BE коэффициент подъёмной силы  $C_{y\sigma}^{opt}$  уменьшается до тех пор, пока не достигает в точке E минимального значения  $C_{y\sigma}^{min} = 0$ . Принято, что дальнейшее движение (участок EF) происходит с этим значением  $C_{y\sigma}$ . Участок BCDEF' соответствует движению при начальном значении сопряжённой переменной  $\psi_{h_0} = 1$ . После выключения СУ коэффициент подъёмной силы  $C_{y\sigma}$  принимает значение  $C_{y\sigma}^{max} = C_{y\sigma}^{opt}$ , соответствующее заданной максимальной перегрузке  $n_{y\sigma}^{max} = 5$  (участок BC). Значение коэффициента  $C_{y\sigma}$  увеличивается до тех пор, пока не достигает в точке С допустимого значения  $C_{y\sigma}^{lim}$ . Дальнейшее движение происходит с  $C_{y\sigma} = C_{y\sigma}^{lim}$  (участок CD). На участке DE' происходит резкое уменьшение коэффициента подъёмной силы до минимального значения ( $C_{y\sigma}^{min} = 0$ ) в

точке E'. Принято, что дальнейшее движение (участок E'F') происходит с этим значением  $C_{\mu}$ .

Принципиальное отличие этих двух траекторий заключается в следующем. Траектория ABEF при  $\psi_{h_0} = 0$  соответствует малым значениям  $C_{\mu}$  и, как следствие, малым значениям коэффициента лобового сопротивления  $C_{\mu}$ , что приводит к большей скорости и к меньшей высоте в конце траектории. Траектория ABCDEF' при  $\psi_{h_0} = 1$  реализуется с большим значением  $C_{\mu}$ . В результате увеличивается угол наклона траектории  $\theta$ , что приводит к росту конечной высоты. Большие значения  $C_{\mu}$  приводят к увеличению коэффициента лобового сопротивления  $C_{\mu}$ , и как следствие, к уменьшению конечной скорости.

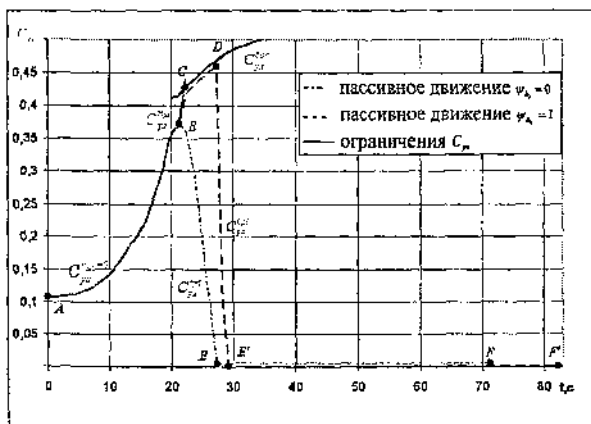


Рисунок 3 – Зависимость  $C_{\mu}$  от времени  $t$  при  $n_{\mu} = 2$

Участок AB (рис.4) соответствует активному участку движения. В точке B происходит выключение СУ. Участок BE соответствует движению при начальном значении сопряжённой переменной  $\psi_{h_0} = 0$ . На участке BE коэффициент  $C_{\mu}^{sup}$  уменьшается. Участок BCDEF' соответствует движению при начальном значении сопряжённой переменной  $\psi_{h_0} = 1$ . На участке BC коэффициент быстро растёт, пока не достигает в точке C допустимого значения  $C_{\mu}^{sup}$ . Дальнейшее движение до точки D происходит с этим коэффициентом подъёмной силы. На участке DE', аналогично рисунку 3, происходит резкое уменьшение коэффициента с допустимого значения  $C_{\mu}^{sup}$  в точке D до минимального значения  $C_{\mu}^{min} = 0$  в точке E'. Принято, что дальнейшее движение (участок E'F') происходит с этим значением  $C_{\mu}$ .

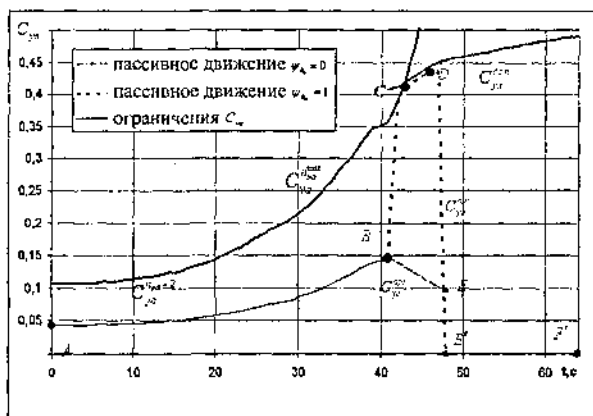


Рисунок 4 – Зависимость  $C_{y\alpha}$  от времени  $t$  при  $n_{ya} = 2$

Из рисунков 3 и 4 следует, что коэффициент подъемной силы  $C_{y\alpha}(t)$  уменьшается к концу пассивного участка движения независимо от величины перегрузки  $n_{ya}$  на активном участке движения.

Таким образом, проведенное моделирование позволило установить качественный характер возможных траекторий с большими и малыми значениями коэффициента подъемной силы, соответствующий физическим представлениям о характере движения самолёта-носителя.

Предложена приближённо-оптимальная двухступенчатая программа управления, которую можно использовать как номинальную при управлении в возмущённом движении:

$$C_{y\alpha}^{нов} = \begin{cases} C_{y\alpha 1}, & \text{если } t < t_{\Pi}; \\ C_{y\alpha 2}, & \text{если } t \geq t_{\Pi}. \end{cases} \quad (9)$$

Здесь индекс «ном» означает «номинальная»;  $C_{y\alpha 1}$ ,  $C_{y\alpha 2}$  - соответственно начальное и конечное значение коэффициента;  $t_{\Pi}$  - время переключения коэффициента со значения  $C_{y\alpha 1}$  на значение  $C_{y\alpha 2}$ . Коэффициент  $C_{y\alpha 1}$  принят равным значению, соответствующему окончанию активного участка движения, а коэффициент  $C_{y\alpha 2}$  принят равным нулю.

Как обобщающий результат проведенного моделирования движения самолёта-носителя с номинальной двухступенчатой программой управления (9), на рис. 5,6 приведены зависимости конечной высоты  $h_c$  и конечной скорости  $V_c$  при конечном угле наклона траектории  $\theta_c = 20^\circ$  от времени переключения  $t_{\Pi}$  для различных значений перегрузки  $n_{ya}$ , соответственно для летательного аппарата и сверхзвукового самолёта.

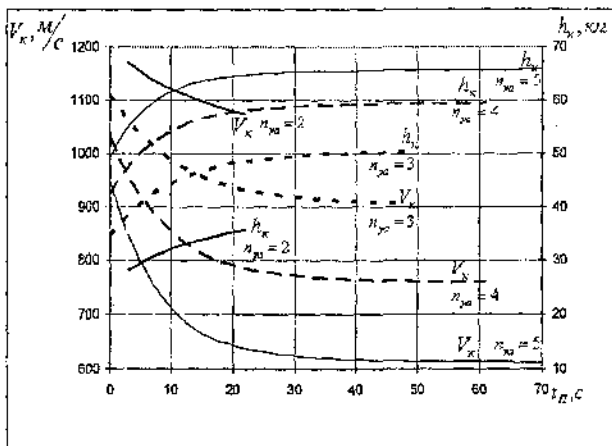


Рисунок 5 - Зависимость конечных условий движения летательного аппарата для различных значений нормальной скоростной перегрузки от времени переключения

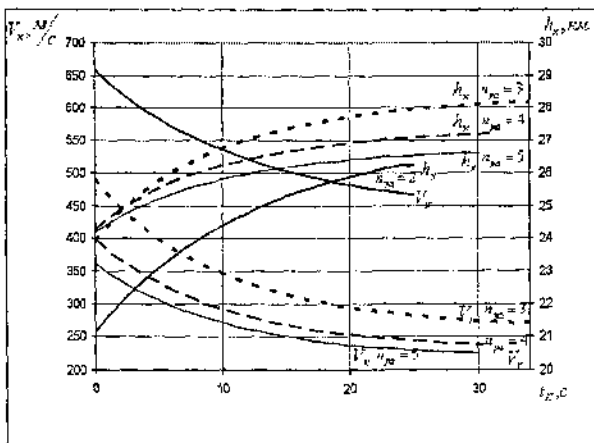


Рисунок 6 - Зависимость конечных условий движения самолёта для различных значений нормальной скоростной перегрузки от времени переключения

Аналогичные зависимости могут быть получены и для других достижимых значений конечного угла наклона траектории  $\theta_k$ . В диссертации приведены результаты для  $\theta_k = 30^\circ$ .

В заключении по результатам проведённых исследований программ управления и траекторий движения сверхзвукового самолёта-носителя даны основные выводы.

В приложениях А и Б соответственно приведены результаты расчётов по известным методикам силовых аэродинамических характеристик самолёта-прототипа МиГ-31 и характеристики сверхзвукового дальнего барражирующего перехватчика.

### **Выводы и основные результаты работы**

1. Манёвр «горка», состоящий из двух участков: «вход в горку» с постоянной нормальной скоростной перегрузкой и «выход из горки» с максимальным допустимым коэффициентом подъёмной силой и обеспечивающий максимальную конечную высоту при положительном угле наклона траектории, за счёт изменения перегрузки позволяет обеспечить широкий диапазон конечных параметров движения сверхзвукового самолёта-носителя.

2. Программы с малыми и большими значениями коэффициента подъёмной силы, полученные из условия максимизации конечной скорости самолёта-носителя при фиксированном конечном угле наклона траектории и нефиксированной конечной высоте, соответственно обеспечивают большую конечную скорость при меньшей конечной высоте и меньшую конечную скорость при большей конечной высоте.

3. Двухступенчатая программа управления, имеющая два значения коэффициента подъёмной силы, первый из которых соответствует окончанию активного участка движения, а второй равен нулю, за счёт изменения времени переключения обеспечивает изменение конечной высоты и конечной скорости движения самолёта - носителя в широком диапазоне.

4. Большая конечная высота (63 км) и большая конечная скорость (680 м/с) летательного аппарата достигается за счёт использования двигателей с системой дополнительной подачи кислорода и охлаждения.

Предложенные подходы к определению программ управления, траекторий и предельных параметров невозмущённого движения имеют универсальный характер и могут быть использованы в динамическом проектировании сверхзвуковых самолётов-носителей как первых ступеней авиационно-космических систем, предназначенных для запуска миниспутников.

## Основные публикации по теме диссертации

В изданиях, рекомендованных ВАК:

1. Балакин В.Л., Потапов В.И. Траектории движения сверхзвукового самолёта как первой ступени авиационно-космической системы // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. – 2009. – №2 (18). – С. 7-13.
2. Балакин В.Л., Потапов В.И. Траектории движения летательного аппарата с охлаждаемыми турбореактивными двигателями как первой ступени авиационно-космической системы // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. – 2009. – №3 (19), часть 3. – С. 273-278.
3. Потапов В.И. Программы управления и траектории движения сверхзвуковой первой ступени авиационно-космической системы // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. – 2010. – №1(21). – С. 63-70.

В других изданиях:

4. Балакин В.Л., Потапов В.И. Оптимизация параметров траектории сверхзвукового самолёта при запуске малого спутника // Сборник трудов XIII Всероссийского научно-технического семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов. – Т.1. – Самара, 2007. – С.58-62.
5. Потапов В.И. Траектории движения первой ступени авиационно-космических систем // XXXVI Гагаринские чтения. Научные труды Международной молодежной научной конференции в 8 томах. Москва, 6-10 апреля 2010г. М.: МАТИ, 2010. Т.5. – С.178-179.
6. 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.
7. Балакин В.Л., Потапов В.И. Оптимизация параметров манёвра «динамическая горка» сверхзвукового самолёта при запуске малого спутника // 7-я международная конференция «Авиация и космонавтика - 2008». Тезисы докладов. - М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2008. – С. 236.
8. Балакин В.Л., Потапов В.И. Расчёт и анализ траекторий сверхзвукового самолёта-носителя // 8-я международная конференция «авиация и космонавтика - 2009». Тезисы докладов. - М.: Изд-во МАИ- ПРИНТ, 2009. – С. 240.

Подписано в печать 23.11.2010 г. Формат 60 x 481/16.

Усл. печ. л. 1,00. Тираж 100 экз.

Отпечатано с готового оригинал-макета в Самарском государственном аэрокосмическом университете. 443086, г. Самара, Московское шоссе, 34.