

На правах рукописи

Аро Хабиб Олалекан

**СИНТЕЗ РОБАСТНЫХ АЛГОРИТМОВ УГЛОВОЙ СТАБИЛИЗАЦИИ
МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКОЙ РАКЕТЫ**

Специальность 05.13.01

«Системный анализ, управление и обработка информации
(в технике и технологиях)»

Автореферат

диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Санкт-Петербург
2011

Работа выполнена на кафедре компьютерного проектирования аэрокосмических измерительно-вычислительных комплексов в Санкт-Петербургском государственном университете аэрокосмического приборостроения на английском языке

Научный руководитель: кандидат технических наук
Бродский Сергей Александрович

Официальные оппоненты: доктор технических наук, профессор
Тимофеев Адиль Васильевич

кандидат технических наук, доцент
Емельянов Валентин Юрьевич

Ведущая организация: Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва

Защита диссертации состоится по разрешению ВАК РФ № 08.05/818-7 от 09.06.2011 на английском языке “ _____ года в ...ч ... мин на заседании диссертационного совета Д 212.233.02 при Государственном образовательном учреждении высшего профессионального образования “Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения” по адресу: 190000, г. Санкт-Петербург, ул. Большая Морская, д. 67

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке ГУАП

Автореферат разослан “ _____ 2011 г.

Ученый секретарь диссертационного совета,
доктор технических наук, профессор

Л.А.Осипов

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность проблемы. Успешно разработанная система управления должна обеспечивать устойчивость и приемлемое качество функционирования, несмотря на существенную априорную неопределенность в динамике системы и во внешних воздействиях. Именно эта способность проектируемой системы управления понимается под робастностью в настоящем исследовании. Разработка таких систем с использованием методов математического моделирования значительно сокращает стоимость и время проектирования, а также повышает эффективность проектирования. Имеется возможность не только рассматривать множество допустимых математических моделей объектов управления, но и гарантировать качество системы путем использования робастных алгоритмов управления, соответствующих выбранному критерию.

В классической системе управления с одним входом и одним выходом (SISO), робастность достигается путем обеспечения должной добротности и запаса устойчивости по фазе. В теории управления многомерными системами с несколькими входами и несколькими выходами (MIMO) преобладают методы синтеза управления, основанные на квадратичном критерии эффективности и гауссовых возмущениях. Методы оказались успешными во многих приложениях в аэрокосмической технике, где могут быть получены точные математические модели, и где описания внешних возмущений на основе белого шума считаются вполне приемлемыми.

Однако, применение таких методов, которые называют линейно-квадратичными гауссовыми (LQG), к задачам, где точные математические модели неизвестны с априорной неопределенностью, показало низкую степень надежности LQG контроллеров. Это привело к существенному росту научных исследований в разработке методов синтеза робастных контроллеров в контуре управления.

Последние достижения в области компьютерных технологий, особенно в области специализированных программных пакетов, внесли огромный вклад в развитие методов исследования систем управления. Это косвенно расширило область применения теории управления, упростив анализ и моделирование сложных систем управления. Наличие пакетов прикладных программ (MATLAB, MathCAD, ANSYS, FLUENT, и т.д.) облегчает задачу практической реализации теоретических решений.

Несмотря на появление новых и развитие известных методов синтеза робастных законов управления в условиях априорной неопределенности, при неполной информации о параметрах и характеристиках объекта проблема устойчивости в системах управления еще полностью не решена и продолжает быть актуальной. Важные результаты по теории управления в условиях априорной неопределенности связаны с работами Дюллерада Г.Е., Дойла Дж.С., Гловера К., Паганини Ф.Г., Сивоуриса Г.М., Петкова Р.Н.,

Константинова М.М., Санчес-Пена Р., Снайера М., Небылова А.В., Позняка А.С., Поляка Б.Т., Первозванского А.А., Фрадкова А.Л., Цыпкина Я.З., Якубовича С.В. и др.

Метеорологическая ракета относится к классу упругих конструкций, которая подвержена случайным внешним возмущениям, шумам измерений и упругим деформациям. Практика проектирования летательных аппаратов показывает, что упругость конструкции метеорологических ракет делает задачу проектирования системы управления сложнее. Влияние внешних возмущений и шума измерений, а также различия между математическими моделями, используемыми для проектирования и моделью идеальной системы, делает построение системы управления сложной задачей для проектировщика. Несоответствия между математической моделью, используемой для проектирования, и моделью фактической системы иногда называют динамическими возмущениями. Задача разработки новых и эффективного применения существующих методик синтеза робастного управления для угловой стабилизации нелинейного, нестационарного упругого динамического объекта в условиях априорной неопределенности имеет большое значение.

Цель диссертационной работы заключается в разработке и применении методов синтеза систем робастного управления для решения задачи угловой стабилизации движения нестационарным, нелинейным упругим объектом в условиях априорной неопределенности на примере метеорологической ракеты.

Основные задачи

Для достижения поставленной цели в работе решались следующие задачи:

1. Анализ существующих методов робастного синтеза систем управления.
2. Разработка и исследование полной математической модели пространственного движения упругой метеорологической ракеты.
3. Построение модели продольных изгибных колебаний ракеты с использованием экспериментальных данных, соответствующих доминирующим гармоникам.
4. Линеаризация полной нелинейной модели объекта в различных точках программной траектории, определение модели продольного движения.
5. Представление модели объекта в M/D форме, содержащей независимое описание номинальной модели объекта и нормированных неопределенностей. Такое представление модели удобно при использовании методов проектирования робастных систем управления.
6. Анализ эффективности применения методологии робастного управления на основе H_∞ -методов в сочетании с подходами на основе μ -синтеза и анализа.
7. Выбор и коррекция весовых матричных передаточных функций и передаточной функции идеальной замкнутой системы в постановке задачи синтеза робастного регулятора с использованием LQG методов.
8. Обоснование выбора передаточной функции идеальной замкнутой системы с учетом неопределенности в параметрах модели упругости, форм и частот собственных колебаний.

9. Синтез редуцированных контроллеров с последующей интерполяцией параметров для произвольной точки траектории, несовпадающей с точками линеаризации.

Методы исследований. В ходе выполнения диссертационного исследования использовались методы системного анализа, теории оптимального и робастного управления, теории идентификации динамических систем, теории оптимизации и математического программирования.

Научная новизна выполненных исследований заключается в следующем:

1. Разработана модель аэроупругой метеорологической ракеты, пригодная для синтеза системы управления с учетом различных неопределенностей в модели объекта.
2. Разработана методика синтеза робастного управления движением нестационарным упругим объектом с учетом неопределенности собственных форм и частот.
3. Разработана процедура выбора весовых передаточных функций и передаточной функции идеальной модели объекта, обеспечивающих сходимость алгоритмов робастного синтеза.
4. Разработаны процедуры идентификации распределенных параметров модели упругого объекта, соответствующих первым экспериментальным доминирующим гармоникам.

Практическая значимость. Выполненные в диссертационной работе исследования могут служить основой для построения общей методики синтеза робастной системой управления подвижными упругими аэрокосмическими объектами с учетом различной априорной неопределенности в модели объекта и внешних воздействиях.

Полученные в диссертационной работе результаты позволяют:

1. Осуществить эффективную обработку экспериментальных данных для определения параметров модели упругости, используя предложенные методы идентификации распределенных параметров.
2. Снизить трудоемкость исследований и уменьшить вычислительную сложность процедур моделирования и синтеза применением разработанных методов редукции модели аэроавтоупругости.
3. Обеспечить реализуемость методов синтеза робастного управления, используя при выборе весовых параметров результаты LQG –синтеза.
4. Обеспечить плавное изменение параметров системы управления нестационарным упругим объектом, применяя предложенную методику интерполяции параметров редуцированных контроллеров заданного порядка.
5. Повысить качество и надежность системы управления путем оптимального размещения дополнительных датчиков для определения упругих составляющих движения объекта.

Практическая ценность состоит также в программной реализации предложенных методов синтеза робастного управления с использованием пакета моделирования MATLAB/SIMULINK.

Основные положения, выносимые на защиту:

1. Обобщенная математическая модель динамики аэроупругой метеорологической ракеты, предназначенная для задачи робастного синтеза системы управления и содержащая модели неопределенностей основных параметров.
2. Синтез робастной системы управления угловым движением упругой метеорологической ракеты в условиях априорной неопределенности основных параметров модели, а также собственных форм и частот изгибных колебаний.
3. Анализ результатов синтеза робастной системы управления.

Внедрение результатов. Математическая модель и предложенные методики синтеза робастной системы управления были использованы в научных исследованиях, проводимых в Международном институте передовых аэрокосмических технологий (МИПАКТ) ГУАП. Методические разработки были использованы в учебном процессе на кафедре №11 ГУАП при магистерской подготовке технических специалистов Национального центра космических исследований и разработок (NASRDA) Нигерии. Научные результаты исследований были использованы в программе по созданию метеорологических ракет в Нигерийском космическом агентстве, о чем свидетельствует акт внедрения.

Апробация работы

Основные результаты диссертационной работы были представлены и обсуждались на 16-й и 17-й Санкт-Петербургских международных конференциях по интегрированным навигационным системам (Санкт-Петербург, 2009, 2010 гг.), на ежегодных научных сессиях Государственного университета аэрокосмического приборостроения (Санкт-Петербург, 2009, 2010, 2011гг.), на 2-й Международной конференции по интеллектуальным системам управления и обработке сигналов IFAC, ICON'09 (Стамбул, 2009 г.), на Международном семинаре по аэрокосмической технике, наведению, навигации и системам управления AGNFCS'09 (Самара 2009г.), на 5-й Международной конференции по последним достижениям в области космических технологий RAST'2011, (Стамбул, 2011г.) на Международной конференции "Научные и технологические эксперименты на автоматических космических аппаратах и малых спутниках" SPEXP 2011 (Самара 2011г.) и других конференциях.

Публикации. Основные положения и результаты диссертационных исследований опубликованы в 12 печатных работах, из которых 2 работы опубликованы и одна принята к публикации в рецензируемых научных журналах из перечня ВАК, 9 работ опубликованы в сборниках научных конференций.

Структура и объем диссертации. Диссертация состоит из введения, пяти глав, заключения, списка литературы (82 наименований) и 17 приложений. Общий объем диссертационной работы - 129 страниц машинописного текста. Работа содержит 60 рисунков, 7 таблиц.

КРАТКОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ ПО ГЛАВАМ

Во введении обоснована актуальность и практическая значимость проводимых исследований, определены цель работы, основные задачи исследований. Рассматриваются особенности выбранной математической модели аэроупругого подвижного объекта с учетом влияния неопределенностей в параметрах и структуре модели объекта и различных типов возмущений. Дается краткое описание использованных методов синтеза робастной системы управления, описываются преимущества выбранных методов и их актуальность. Сформулированы научные и практические результаты, выносимые на защиту

В первой главе, являющейся вводной, представлен обзор современных методов описания моделей упругих летательного объекта с учетом влияния аэроупругости на систему управления. Рассматриваются методы моделирования различных видов неопределенностей в системах управления, дается их сравнительная классификация. Дается краткий обзор традиционных и современных робастных методов управления с обратной связью, позволяющих уменьшить влияние этих неопределенностей, рассматриваются преимущества и недостатки каждого метода.

Во второй главе создается полная математическая модель упругой метеорологической ракеты, которая функционально разделена на связанные между собой подсистемы. Каждая из подсистем имеет входные и выходные параметры, зависимость между которыми определяется посредством систем дифференциальных уравнений, функциональных и временных зависимостей в аналитической или табличной формах. Каждая подсистема также представлена в виде структурной схемы.

В качестве среды моделирования выбран программный пакет Matlab содержащий средство построения и моделирования динамических систем Simulink. Использование имеющихся в нем стандартных блоков, различных функций и утилит, таких как Aerospace Blockset и Robust Control Toolbox, позволило сократить время построения модели и сосредоточить все внимание на ее особенностях.

За основу взята стандартная модель пространственного движения твердого тела с переменной массой Custom Variable Mass 6-Degree-of-Freedom (CVM 6DOF). Поступательное и вращательное движение объекта в связанной системе координат описывается системой нелинейных дифференциальных уравнений. В векторной форме эти уравнения имеют вид:

$$\frac{d\mathbf{V}}{dt} = \frac{\mathbf{F}}{m} - \boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{V}, \quad (1)$$

$$\frac{d\boldsymbol{\Omega}}{dt} = \mathbf{I}^{-1}(\mathbf{M} - \boldsymbol{\Omega} \times (\mathbf{I} \cdot \boldsymbol{\Omega})), \quad (2)$$

где \mathbf{V} - вектор скорости центра масс, $\boldsymbol{\Omega}$ - вектор угловой скорости, \mathbf{F} и \mathbf{M} вектора сил и моментов, действующих на тело, m и \mathbf{I} - масса и тензор инерции

твердого тела. Действующие на тело силы \mathbf{F} и моменты \mathbf{M} формируются с учетом аэродинамики, реактивной тяги двигателя и гравитации.

Уравнения упругих изгибных колебаний, возникающих под воздействием распределенных сил и моментов, в дискретной форме описываются системой обыкновенных дифференциальных уравнений в векторной форме:

$$\Phi' M \Phi \ddot{\xi} + \Phi' \Xi \Phi \dot{\xi} + \Omega^2 \Phi' M \Phi \xi = \Phi' \mathbf{f}, \quad (3)$$

где в качестве переменных состояния выступают моды ξ_j собственных упругих колебаний. Поперечные смещения q_i выбранных узловых точек упругой линии связаны с модами линейным преобразованием:

$$\mathbf{q} = \Phi \xi, \quad (4)$$

где матрица $\Phi_{n \times m}$ состоит из векторов столбцов собственных форм изгибных колебаний, матрица $\Phi' M \Phi$ - диагональная матрица обобщенных масс $\{M_{i,i=1\dots n}\}$, Ω - диагональная матрица собственных частот $\{\omega_{j,j=1\dots m}\}$, \mathbf{M} - диагональная матрица локальных масс $\{m_{i,i=1\dots n}\}$.

Обобщенные силы $\Phi' \mathbf{f}$ соответствуют распределенной поперечной нагрузке \mathbf{f} с учетом распределенных аэродинамических сил, а также сосредоточенных сил и моментов в точках приложения x_i управляющих воздействий. Обобщенная матрица демпфирования может быть принята диагональной матрицей:

$$\Phi' \Xi \Phi = \text{diag}(2\zeta_i M_i \omega_i), \quad (5)$$

где ζ_i будут соответствовать коэффициентам демпфирования отдельных мод.

Распределенные аэродинамические нагрузки зависят от локальных углов атаки и параметров угловой и линейной скорости твердого тела. Текущие параметры вращательного и поступательного движения твердого тела входят в уравнения (1) и (2), действующих на тело сил и моментов, и влияют на аэродинамические и прочие параметры нестационарной модели объекта. Структурная схема эффекта аэроупругости представлена на рисунке 1 и 2.

Изменение распределения массы объекта, связанное с расходом топлива, определяет изменение координаты положения центра масс, что приводит к изменению точки приложения моментов аэродинамических сил и тяги двигателя, относительно центра масс.

Зависимости параметров модели от параметров движения и времени предсказуемы и могут быть представлены в функциональной и табличной форме. Неопределенность в величине параметров, полученных в результате натурального или вычислительного эксперимента, может учитываться в виде диапазона отклонения этого параметра от номинального значения.

Основные аэродинамические коэффициенты метеорологической ракеты были получены с использованием метода конечных элементов. Эксперимент проводился с использованием программы Fluent для различных чисел Маха.

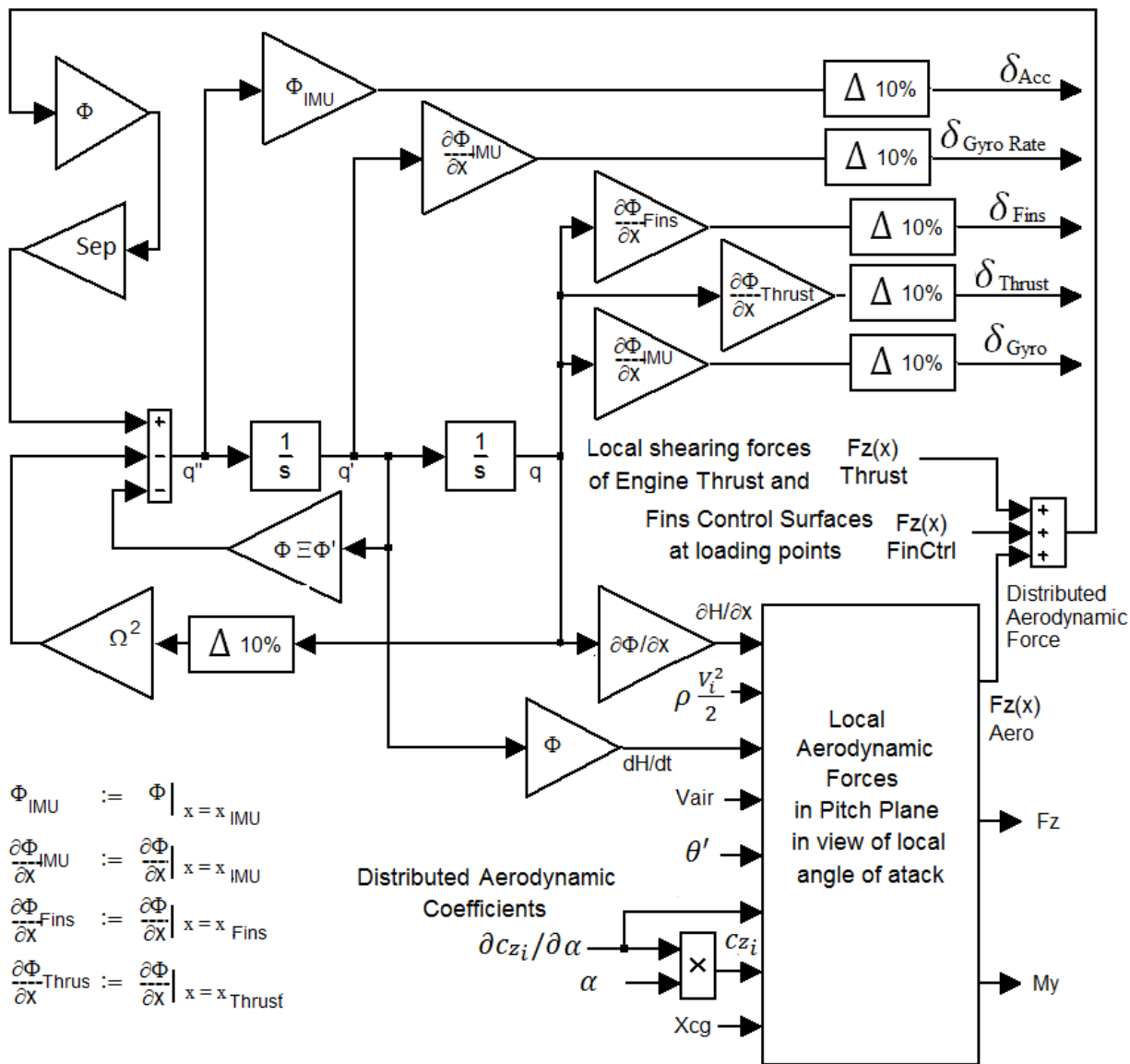


Рисунок 1- Блок-схема модели аэроупругости

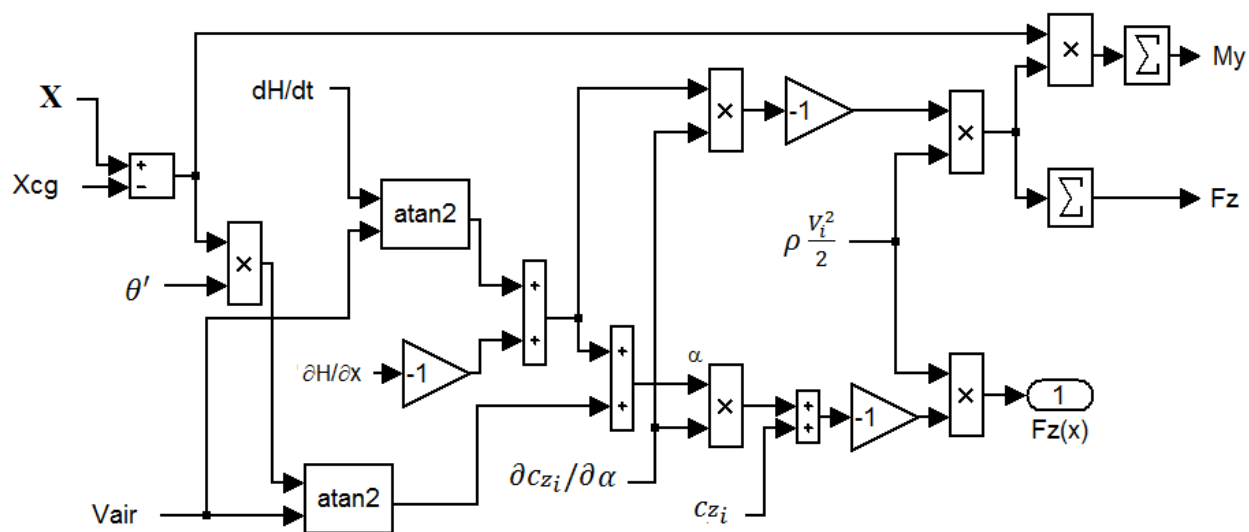


Рисунок 2 - Блок-схема модели локальных аэродинамических сил

Варьировались углы атаки α , скольжения β и крена γ при различных угловых скоростях p, q, r и углах отклонения воздушных рулей $\delta_x, \delta_y, \delta_z$. Они оказались отличными от экспериментальных данных, полученных в ходе испытаний, проведенных в Нигерийском Космическом агентстве. На основании этого предполагается, что зависимости аэродинамических коэффициентов, показанные на рисунках 3 и 4, содержат мультипликативную неопределенность в пределах 10% (0,9 - 1,1 от номинального значения).

Аналогично, путем сравнения результата натурного и вычислительного эксперимента с помощью программы ANSYS определены неопределенности для коэффициентов, связанных с упругостью. Мультипликативная неопределенность значений собственных частот и форм изгибных колебаний в определенных точках также условно принята равной 10%, как показано на рисунке 1.

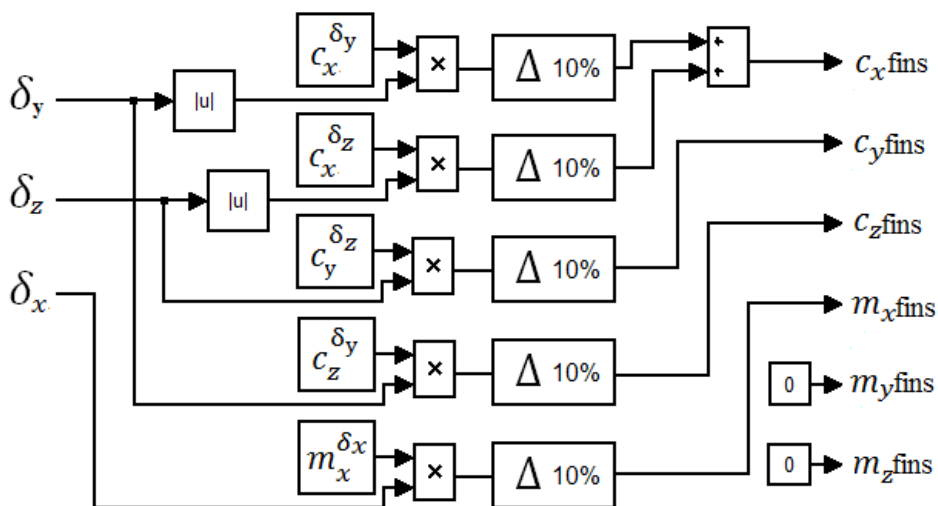


Рисунок 3 - Структура неопределенностей в аэродинамических коэффициентах аэродинамических рулей

В третьей главе описывается и анализируется влияние эффекта аэроупругости на систему управления движением метеорологической ракеты. Подробно рассматривается взаимодействие модели динамики твердого тела и модели упругих изгибных колебаний посредством распределенных аэродинамических сил. В качестве первого приближения используется положение стрип-теории о том, что локальные силы пропорциональны локальным углам атаки.

Локальный угол атаки α_i^* в точке с координатой x_i на продольной оси упругого летательного аппарата с учетом изгибных упругих колебаний имеет вид:

$$\alpha_i^* = \alpha + \frac{x_c - x_i}{v_i} \dot{\theta} - \frac{q_i}{v_i} + \frac{\partial q_i}{\partial x_i}, \quad (6)$$

где, $\frac{\partial q_i}{\partial x_i}$ – локальный угол наклона упругой линии в текущий момент времени, \dot{q}_i – локальная скорость изменения поперечной деформации, V_i – локальная воздушная скорость, $\dot{\theta}$ – угловая скорость, α – угол атаки твердого тела.

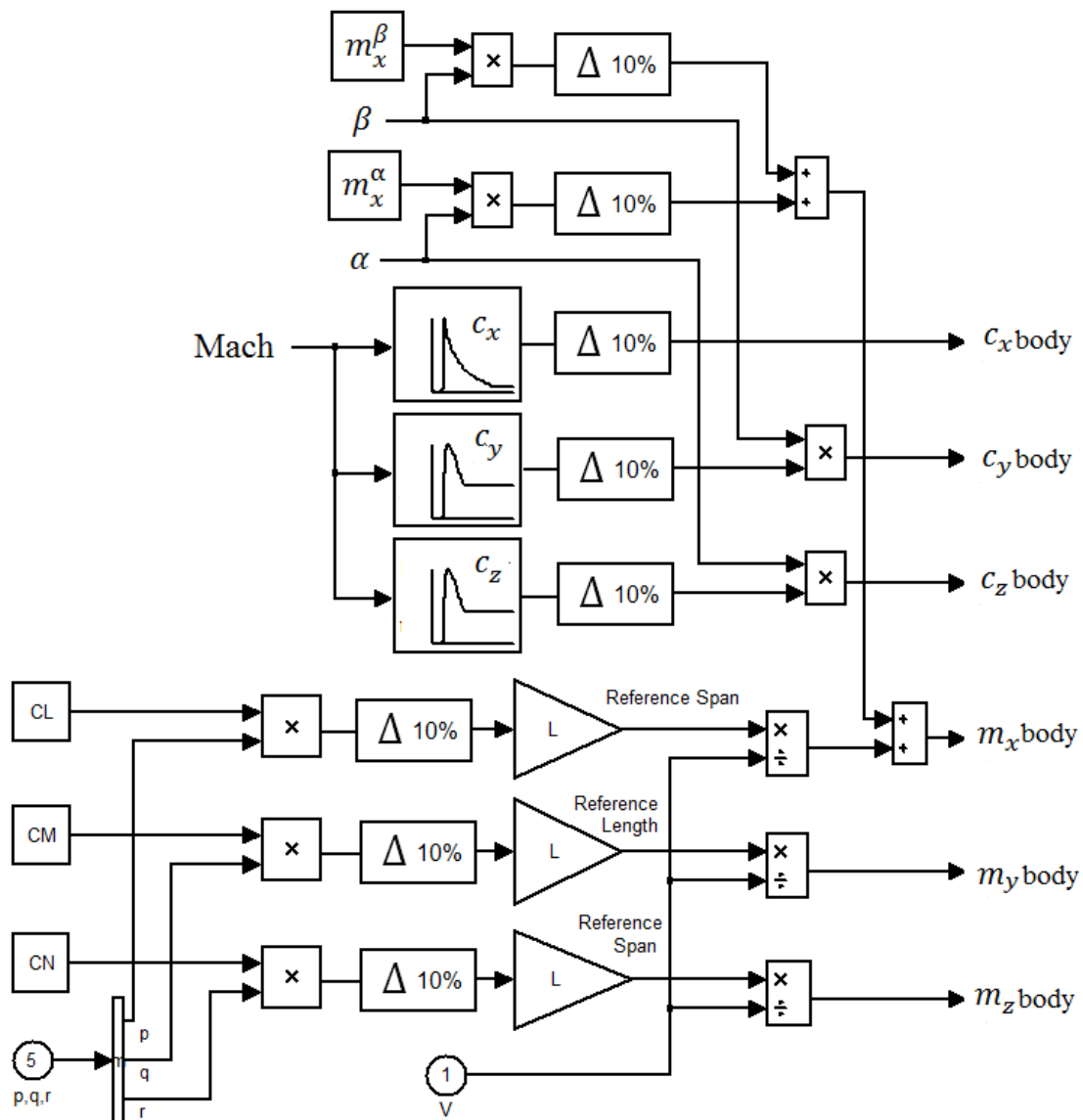


Рисунок 4 - Структура неопределенностей в основных аэродинамических коэффициентах

Распределенная поперечная аэродинамическая сила $F_z(x)$ вдоль продольной оси летательного аппарата пропорционально величине скоростного напора $\rho V_i^2/2$ и распределенному аэродинамическому коэффициенту подъемной силы c_{zi} :

$$F_{zi} = \rho \frac{V_i^2}{2} c_{zi} \alpha_i^* \quad (7)$$

Эффект проявления упругих колебаний в контуре обратной связи системы управления связан с упругими поступательными и вращательными перемещениями измерительной системы, аэродинамических рулевых поверхностей и сопла двигателя. Математические модели сенсоров

(акселерометров и датчиков угловой скорости) с учетом изгибных колебаний корпуса летательного аппарата представлены на рисунке 5.

В систему сенсоров входят модели измерительных устройств, установленных на корпусе ракеты, таких как гироскопы и акселерометры. Они представлены в виде передаточных функций. Если упругая составляющая входных сигналов сенсоров игнорируется или не учитывается должным образом, то существует много примеров, когда в контуре возникает самовозбуждение. Возрастающие колебания могут приводить к разрушению конструкции. Таким образом, эффект возникновения упругих колебаний в контуре обратной связи (structural feedback) должен быть рассмотрен надлежащим образом.

Проблемы динамического взаимодействия системы управления и упругой конструкции зависят от расположения датчиков, распределенных параметров упругости, собственных форм и частот, а также характеристик демпфирования. Для их решения предпринимаются различные подходы, например:

1. Используются полосовые фильтры для подавления резонансных частот.
2. Выбираются благоприятные места установки датчиков.
3. Увеличивается число датчиков.

Измерительная система занимает ключевое место в разработке систем управления и угловой стабилизации упругих летательных аппаратов. Выбор и размещение используемых датчиков влияют на точность регулирования. Неопределенность собственных форм упругой составляющей измеряемых параметров движения в продольной плоскости учитывается в модели сенсоров как показано на рисунке 5.

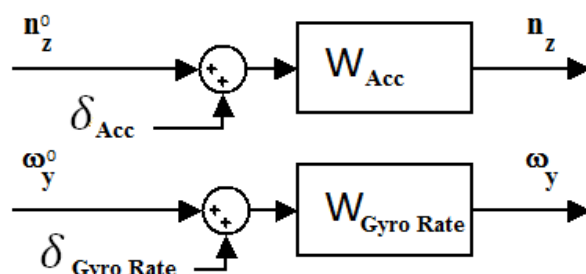


Рисунок 5 - Модель измерений с учетом упругости

Управление метеорологической ракетой осуществляется синхронными поворотами четырех аэродинамических рулей, которые составляют ее оперение. Модель сервопривода рулей представлена в виде передаточной функции на рисунке 6. Возникающие отклонения аэродинамических рулей приводят к возникновению аэродинамических сил и моментов, которые должны обеспечивать выполнение заданного закона управления.

Отклонение и поворот упругой линии в точке вращения рулей, а также в точке приложения вектора реактивной тяги твердотопливного ракетного двигателя приводит к возникновению дополнительных аэродинамических нагрузок на корпус ракеты, что в свою очередь приводит к ее деформации.

Влияние изгибной деформации в продольной плоскости на действие рулей и тяги с учетом неопределенности собственных форм показано на рисунке 6.

Установленные значения неопределенностей, которые соответствуют результатам сравнения отдельных натуральных и вычислительных экспериментов могут быть изменены на этапе проектирования системы управления, например, с целью компенсировать эффект проявления упругости в контуре обратной связи. В этом случае номинальное значение собственных форм изгибных колебаний и диапазон изменения определяются задачами синтеза.

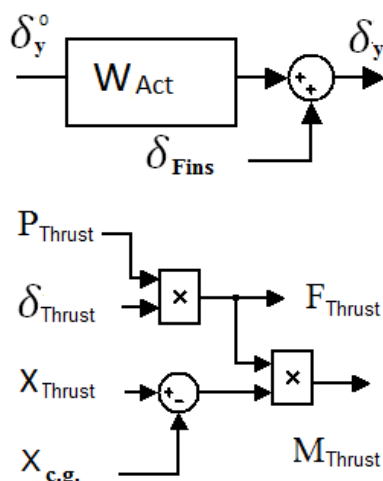


Рисунок 6 - Влияния упругости на сервопривод аэродинамических рулей и на тягу двигателя

В четвертой главе рассматриваются вопросы синтеза робастной системы управления метеорологической ракетой. Описывается процедура линеаризации модели объекта в заданных точках номинальной траектории. Осуществляется выделение из полной модели пространственного движения только модели вращательного движения в плоскости тангажа с учетом изгибных колебаний. Осуществляется представление линейной модели в форме, содержащей номинальную модель системы и унифицированную модель всех неопределенностей. Решаются вопросы применения методов H_∞ и μ -синтеза.

Полное описание разомкнутой системы, включающей в себя модель продольного движения ракеты с учетом упругости, модели сервопривода и модели сенсоров задается в виде верхнего дробно-линейного преобразования (LFT).

Параметры номинальной модели G вычисляются для серии точек программной траектории. Вектор состояния номинальной модели содержит переменные, входящие в уравнения динамики твердого тела, переменные состояния сервопривода и переменные состояния модели упругости (моды упругих колебаний). Для особых условий, например при нулевых скоростях или угле атаки, некоторые переменные вектора состояния и некоторые параметры неопределенностей не проявляются и могут быть исключены из модели.

Модель аэродинамики для продольного движения твердого тела содержит следующие пять неопределенных коэффициентов:

$$c_i = \{c_x, c_z^\alpha, c_z^{\delta_y}, m_y^{\omega_y}, m_y^{\delta_y}\}, i=1\dots5,$$

где c_x - коэффициент силы аэродинамического сопротивления, c_z^α - коэффициент зависимости аэродинамической подъемной силы от угла атаки, $c_z^{\delta_y}$ - коэффициент зависимости аэродинамической подъемной силы от угла поворота руля по оси y , $m_y^{\omega_y}$ - коэффициент зависимости момента аэродинамического демпфирования от угловой скорости по тангажу ω_y и $m_y^{\delta_y}$ - коэффициент зависимости аэродинамического управляющего момента от угла поворота руля по оси y .

Для моделирования упругости рассматриваются только первые три моды изгибных колебаний. Дополнительно используются следующие семь коэффициентов неопределенности:

$$c_i = \{c_{\omega 1}, c_{\omega 2}, c_{\omega 3}, c_a, c_g, c_F, c_T\}, i=6\dots12,$$

где $c_{\omega 1}, c_{\omega 2}, c_{\omega 3}$ - коэффициенты неопределенности изменения собственных частот первых трех мод, c_a, c_g, c_F и c_T - коэффициенты неопределенности в определении собственных форм изгибных колебаний в местах расположения акселерометров, гироскопов, оси вращения рулей и точки приложения тяги

Все эти коэффициенты могут быть представлены в следующей форме:

$$c = \bar{c} (1 + p_c \delta_c), \quad (8)$$

где p_c - относительная неопределенность, \bar{c} - номинальное значение неопределенного коэффициента c и δ_c - нормированная величина коэффициента неопределенности. Все относительные неопределенности p_c были приняты равными 10% для нормированных неопределенностей:

$$-1 \leq \delta_c \leq 1. \quad (9)$$

Коэффициент неопределенности также может быть представлен в виде верхнего дробно-линейного преобразования (LFT)

$$c = F_U(M_c, \delta_c), \quad (10)$$

где
$$M_c = \begin{bmatrix} 0 & \bar{c} \\ p_c & \bar{c} \end{bmatrix}. \quad (11)$$

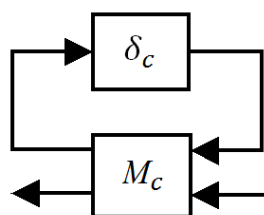


Рисунок 7 - Структура неопределенности в форме верхнего LFT

Коэффициенты неопределенности могут быть выделены из модели в отдельный блок неопределенностей Δ , который состоит из нормированных параметров неопределенности с нулевым номинальным значением и диапазоном изменения от -1 до 1.

$$\Delta = \text{diag}(\delta_{c_i}). \quad (12)$$

Модель системы в форме верхнего дробно-линейного преобразования $F_U(G, \Delta)$ представлена на рисунке 8.

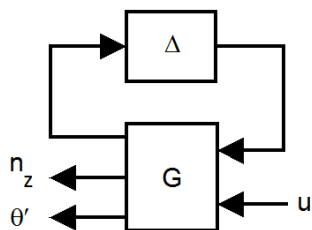


Рисунок 8 - Структура модели системы в форме верхнего LFT

Входное воздействие u соответствует управляющему сигналу, подаваемому на сервопривод, выходной сигнал θ' - измеряемой угловой скорости по тангажу, выходной сигнал n_z - измеряемому вертикальному ускорению в связанной системе координат. Проектируемая система управления должна обеспечить угловую стабилизацию по тангажу и отработку заданного закона управления по нормальному ускорению при наличии случайных внешних возмущений и шумов измерений. Блок-схема замкнутой системы на рисунке 9 включает обратную связь с контроллером K , а также блоки, отражающих неопределенность модели и весовые функции, связанные с выполнением требований к характеристикам замкнутой системы.

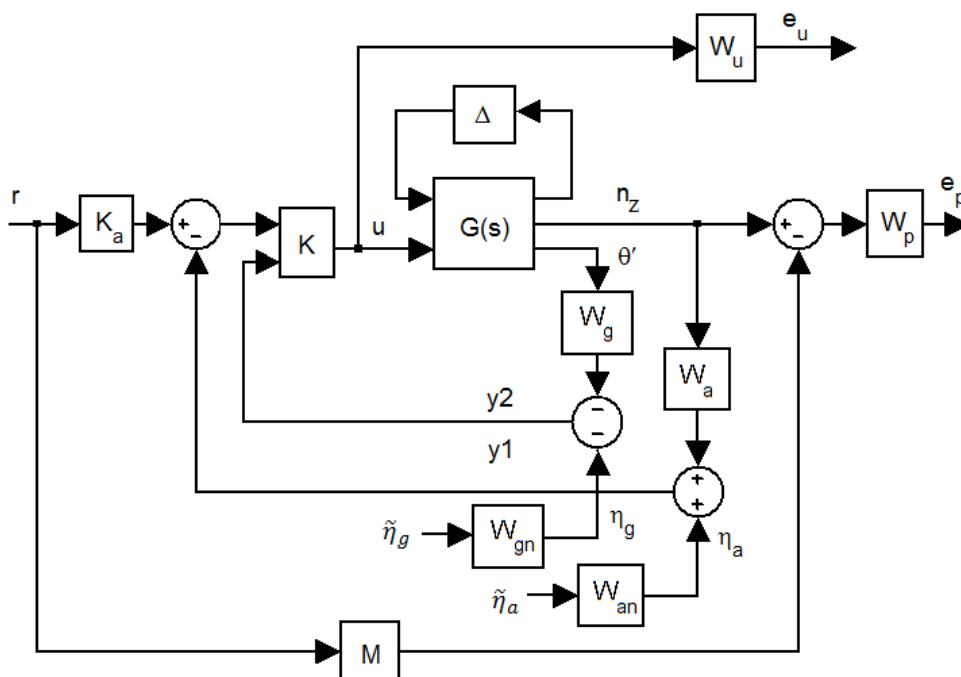


Рисунок 9 - Структурная схема замкнутой системы для H_∞ и μ -синтеза

Входными сигналами являются определяющий требуемую величину поперечного ускорения сигнал r и шумы измерений η_a и η_g для ускорения n_z и угловой скорости $\dot{\theta}$, соответственно. Выходными сигналами являются сигнал e_u , характеризующий затраты на управление с весовой передаточной функцией W_u и сигнал e_p с весовой функцией W_p , характеризующий отличие динамики

замкнутой системы от динамики идеальной системы с передаточной функцией M . Передаточные функции W_a and W_g соответствуют динамике акселерометров и гироскопов, измеряющих нормальное ускорение n_y , и угловую скорость $\dot{\theta}$. Коэффициент K_a - статический коэффициент усиления акселерометра. Для имитации шумов измерений используются формирующие фильтры с передаточными функциями W_{an} and W_{gn} , на которые подаются произвольные шумы $\tilde{\eta}_a$ и $\tilde{\eta}_g$. $\tilde{\eta}_a$ удовлетворяющие условиям: $\|\tilde{\eta}_a\|_2 \leq 1$, $\|\tilde{\eta}_g\|_2 \leq 1$. Весовая функция W_p выбрана для усиления сигнала рассогласования e_p в полосе низких частот.

Первоначально для нахождения передаточной функции контроллера K используется процедура субоптимального H_∞ -синтеза.

Стандартная конфигурация системы для H_∞ -синтеза показана на рисунке 10, где w обозначает внешние входные сигналы, z - выходные сигналы, которые должны быть минимизированы, y - вектор доступных контроллеру K измерений и u -вектор управляющих сигналов.

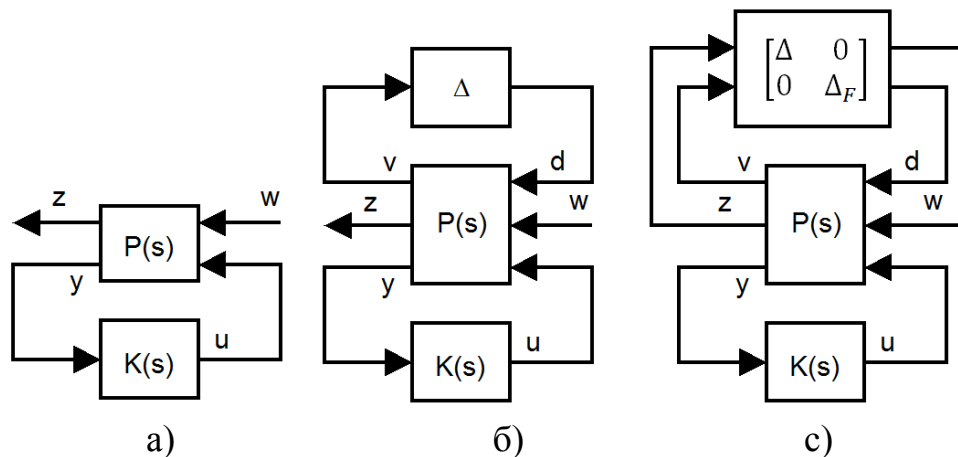


Рисунок 10 - Стандартная конфигурация системы для H_∞ синтеза (а) и для μ -синтеза (б) и (с)

Обобщенная модель системы $P(s)$ компонуется из исходной системы, при $\Delta = 0$ (рисунок 9), принимая во внимание что:

$$z = \text{col}(e_p, e_u), w = \text{col}(r, \tilde{\eta}_a, \tilde{\eta}_g), y = \text{col}(y_1, y_2). \quad (13)$$

Обобщенная модель системы может быть представлена в виде:

$$P(s) = \begin{bmatrix} P_{11}(s) & P_{12}(s) \\ P_{21}(s) & P_{22}(s) \end{bmatrix}, \quad (14)$$

$$z = [P_{11} + P_{12}K(I - P_{22}K)^{-1}P_{21}] w =: F_l(P, K)w, \quad (15)$$

где $F_l(P, K)$ – нижнее LFT для передаточных функций P и K .

Цель H_∞ -синтеза состоит в нахождении стабилизирующего регулятора $K(s)$ сводящего к минимуму энергию выхода системы на всем диапазоне частот. Это эквивалентно минимизации H_∞ -нормы передаточной функции от входа w к выходу z . Субоптимальный H_∞ синтез заключается в нахождении стабилизирующего контроллера K , такого, что H_∞ -норма передаточной функции замкнутой системы была бы меньше заданного положительного числа:

$$\|F_l(P, K)\|_\infty < \gamma, \quad (16)$$

где

$$\gamma > \gamma_0 := \min_{K \text{ stabilizing}} \|F_l(P, K)\|_\infty. \quad (17)$$

Оптимальное решение находится в ходе итераций уменьшением задаваемого числа γ .

Результаты синтеза H_∞ -контроллера приведены в пятой главе. Эксперименты показали, что H_∞ -контроллер гарантирует робастную стабильность, но не обеспечивает требуемых динамических характеристик по управлению. Для получения лучшего результата рассматривается применение, μ -синтеза в сочетании с H_∞ -синтезом.

Устойчивость системы при фиксированном регуляторе и различных видах неопределенностей можно исследовать с помощью μ -анализа. Для систем имеющих M/Δ - конфигурацию при всех возмущениях $\|\Delta(s)\|_\infty < \gamma$ заданной структуры робастная устойчивость имеет место тогда и только тогда, когда

$$\sup_{\omega \geq 0} \mu(M(j\omega)) \leq 1/\gamma, \quad (18)$$

где $\mu(M)$ - структурное сингулярное число для системы $M = F_l(P, K)$.

Решение задачи выбора оптимального контроллера, который обеспечивает выполнение условия (18), находится методом μ -синтеза. Учитывать требования к динамическим характеристикам замкнутой системы в рамках μ -синтеза позволяет добавление блока фиктивной неопределенности Δ_F к блоку параметрических неопределенностей модели (рисунок 10.с).

Таким образом, задача сводится к выбору регулятора K , обеспечивающего выполнение условия (18), а задача о максимальной робастности (т.е. о нахождении максимального γ , для которого можно обеспечить робастную устойчивость) к минимизации $M(P, K)(j\omega)$ по K :

$$\inf_{K(s)} \sup_{\omega \in \mathcal{R}} \mu[M(P, K)(j\omega)] \quad (19)$$

Не существует прямого метода решения этой оптимизационной задачи. На практике часто используется метод решения, называемый D-K итерациями. Хотя процедура D-K итераций не гарантирует сходимости, но в большинстве случаев сходится к минимальной величине μ .

Процедуры H_∞ и μ -синтеза реализованы для расширенной модели метеорологической ракеты, с учетом всех описанных неопределенностей и требований к динамическим характеристикам системы с использованием стандартных функций пакета Robust Toolbox Matlab.

В пятой главе представлен анализ результатов проектирования замкнутой системы с использованием методов H_∞ оптимизации в сочетании с μ -синтезом. Первоначально контроллер проектируется для модели жесткой ракеты используя H_∞ субоптимальный метод и μ -синтез.

Проектирование и моделирование контроллера с помощью субоптимального H_∞ метода в сочетании с μ -синтезом осуществляется для сороковой секунды полета. Результаты, полученные при проектировании контроллера для модели твердой ракеты без учета эффекта азросервоупругости

с использованием H_∞ субоптимального подхода сравниваются с результатами дизайна контроллера с использованием метода μ -синтеза.

Результаты показали, что μ -синтез обеспечивает лучшие робастные динамические характеристики замкнутой системы чем H_∞ -субоптимальный регулятор (рисунок 11), хотя оба контроллера гарантируют робастную устойчивость (рисунок 12). Поэтому в дальнейшем для модели метеорологической ракеты с учетом аэроупругости для первых трех мод изгибных колебаний синтез контроллера осуществляется с использованием метода μ -синтеза.

Результаты сравнения μ -контроллера, спроектированного для динамики твердого тела (RM) и μ -контроллера, спроектированного с учетом модели упругости (FM) показаны на рисунках 13, 14, 15.

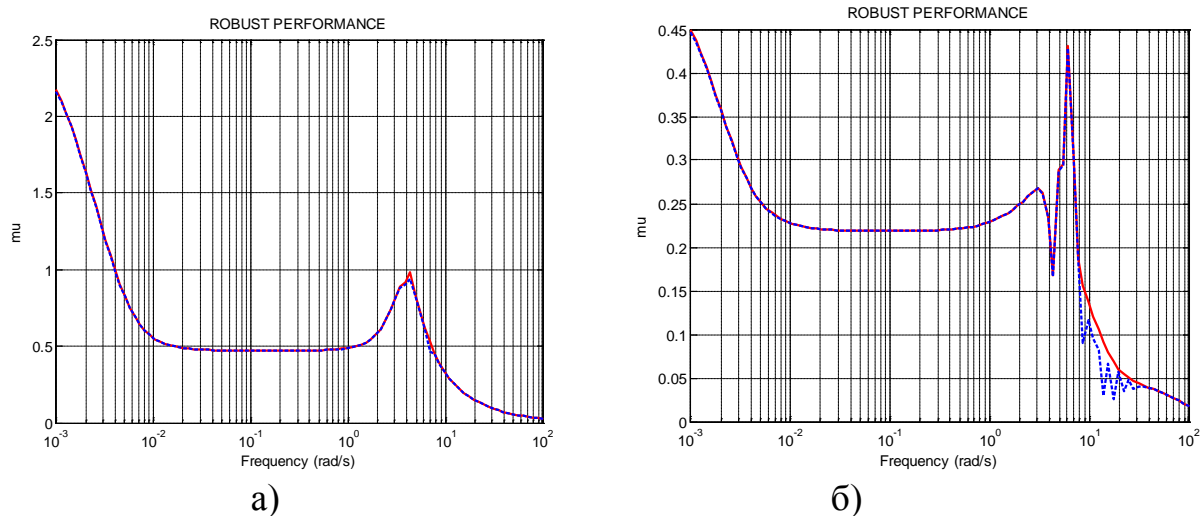


Рисунок 11 - Частотные характеристики $\mu(j\omega)$ с учетом неопределенностей Δ и Δ_F замкнутой системы с H_∞ -контроллером а) и μ -контроллером б), характеризующие робастное качество исполнения

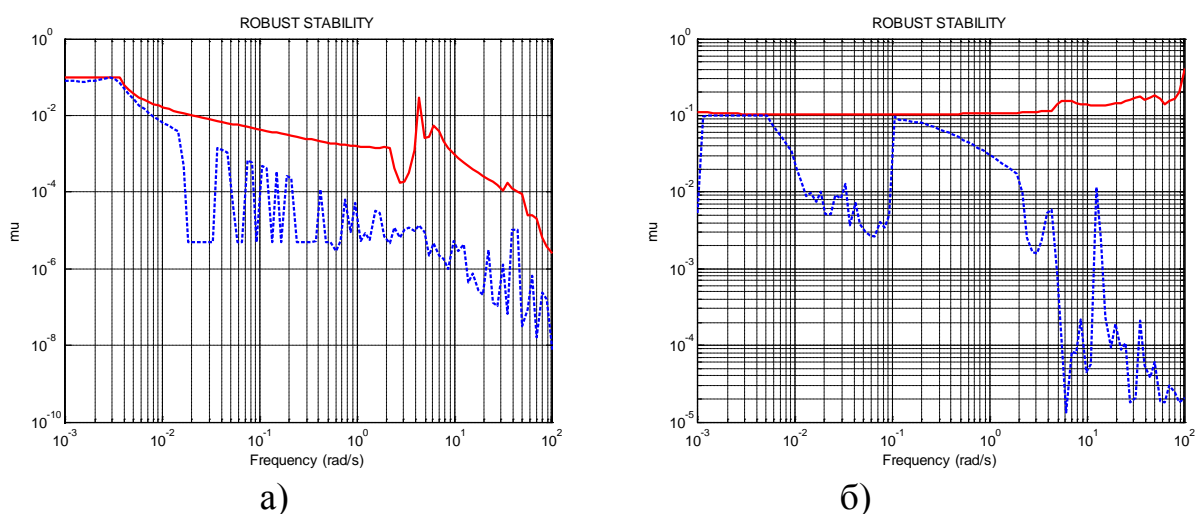


Рисунок 12 - Частотные характеристики $\mu(j\omega)$ с учетом неопределенности Δ замкнутой системы с H_∞ -контроллером а) и μ -контроллером б), характеризующие робастную устойчивость

Из рисунка 11 видно, что робастные рабочие характеристики замкнутой системы не гарантируется H_∞ -контроллером. Максимальное значение частотной характеристики для структурного сингулярного числа (SSV) больше, чем 1, тогда как μ -контроллер гарантирует высокую производительность (для тех же неопределенностей, SSV меньше 1). По этой причине μ -контроллер используется в контуре системы управления метеорологических ракет.

На рисунке 13 сравниваются результаты моделирования переходной характеристики замкнутой системы с контроллером для модели без учета аэросервоупругости и с контроллером для упругой модели с учетом трех первых мод изгибных колебаний. Из рисунка 13 видно, что перерегулирование не превышает 25% при времени установления в пределах 3 секунд для обоих контроллеров при одинаковом опорном сигнале.

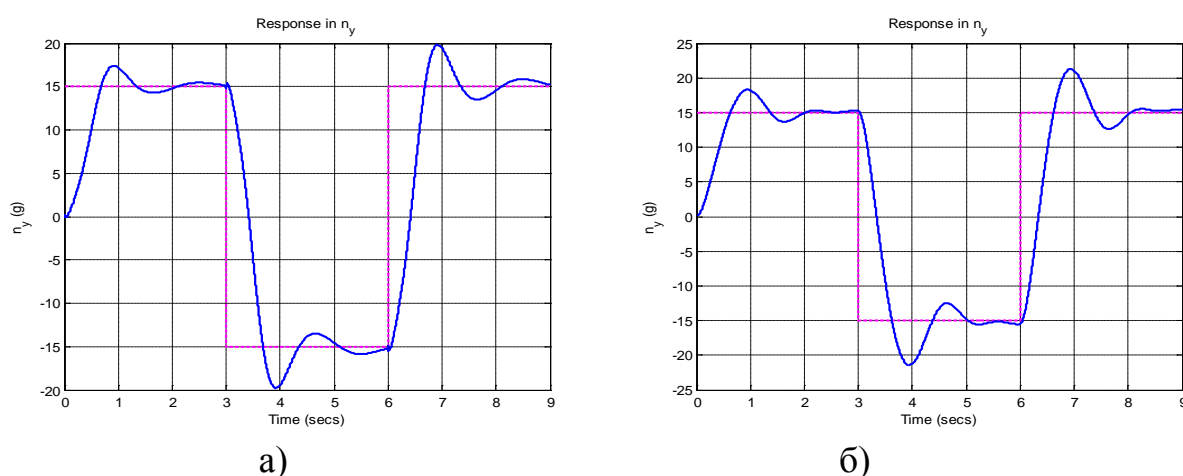


Рисунок 13 - Реакция на ступенчатые управляющие воздействия по ускорению n_y для системы с μ -контроллером для RM а) и FM б)

На рисунке 14 показана динамика отклонения аэродинамического руля δ_z . Максимальный угол примерно 18 градусов для модели твердого тела и около 8 градусов по упругой модели.

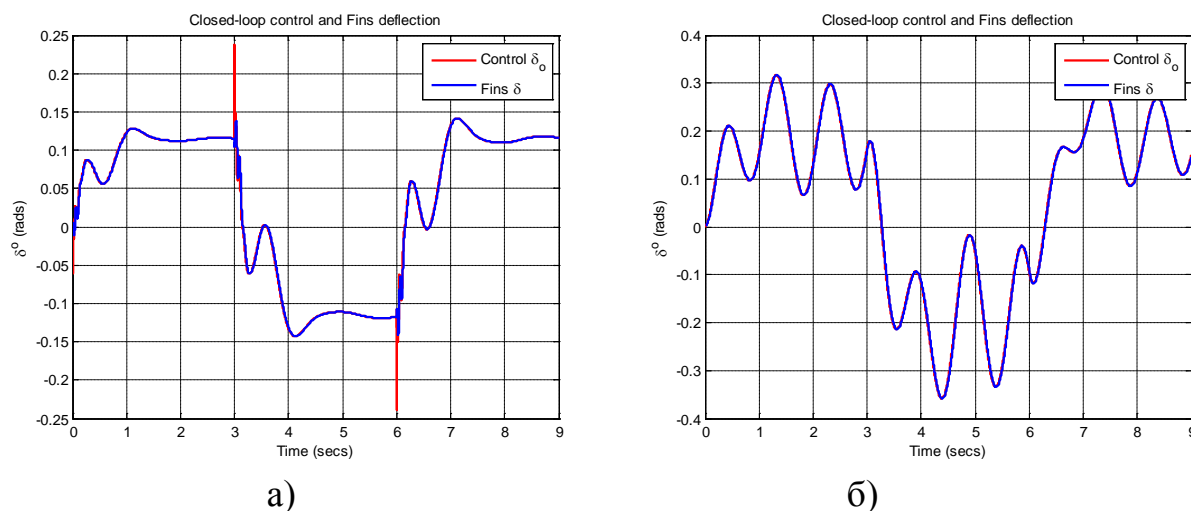


Рисунок 14 - Реакция на ступенчатые управляющие воздействия по отклонению аэродинамического руля δ_z для RM а) и FM б)

Амплитудная характеристика замкнутой системы на рисунке 15 показывает, что в области низких частот амплитуда близка к 1, что характеризует точность отслеживания опорного сигнала. Полоса пропускания замкнутой системы составляет около 3 рад/сек. В результаты моделирования подтверждают допустимость неопределенностей параметров модели.

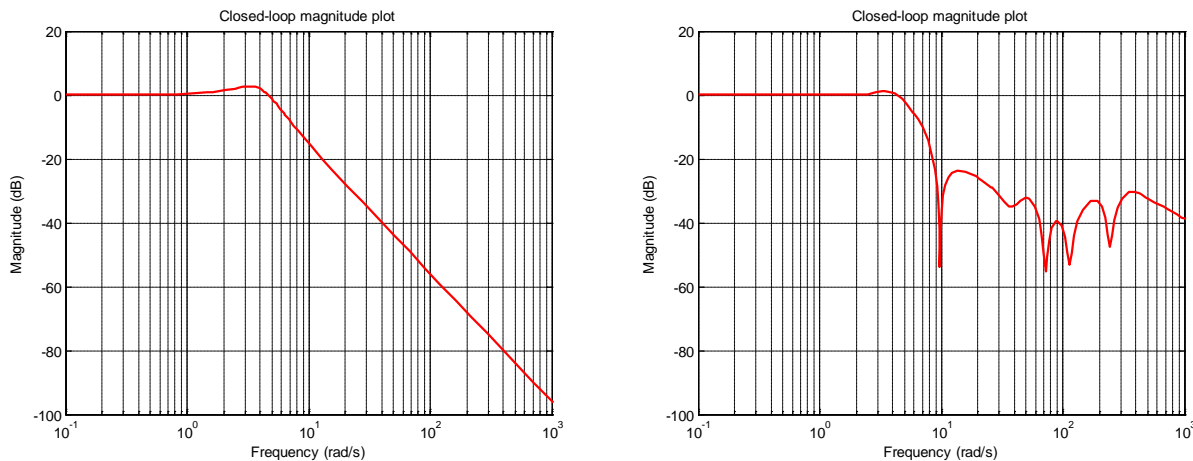


Рисунок 15 - Диаграмма Бode для замкнутого контура для RM а) и FM б)

Особое внимание уделяется сравнению переходных характеристик замкнутой системы с μ -контроллером при ступенчатом управляющем воздействии амплитудой 15g, которая соответствует изменению нормального ускорение n_z , а также переходным характеристикам по отклонению аэродинамического руля δ_z и частотным характеристикам замкнутой системы.

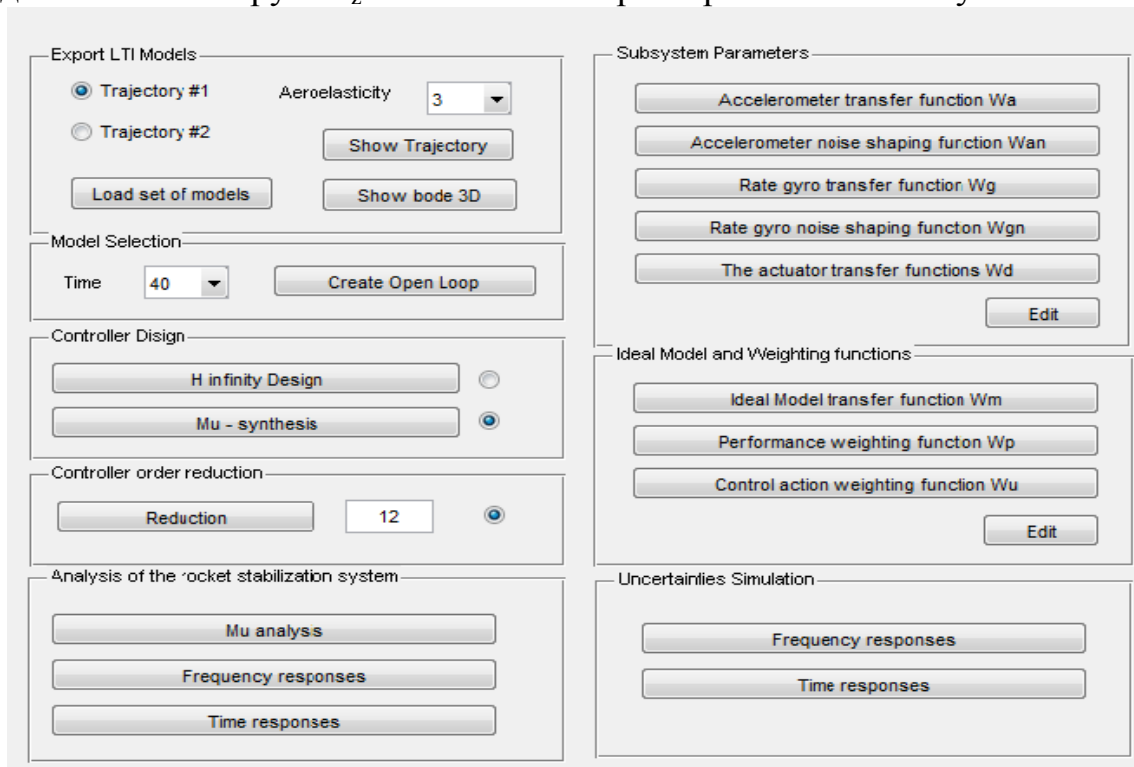


Рисунок 16 - Фрагмент пользовательского интерфейса программного пакета созданного для моделирования динамики и синтеза системы управления

Эти и другие графики были получены с использованием специально разработанного автором программного обеспечения на базе Matlab (рисунок 16). Блок-схема общего процесса моделирования представлена на рисунке 17.

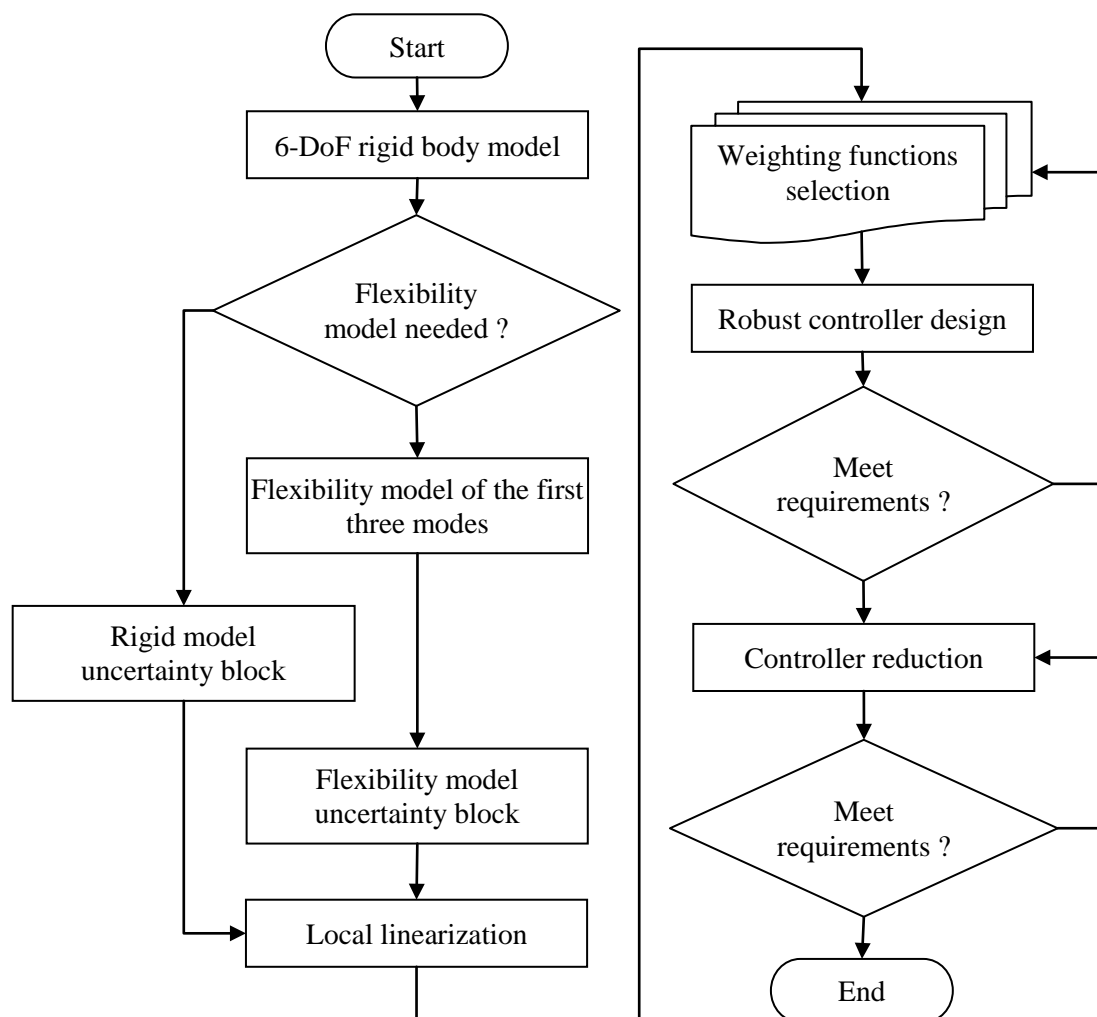


Рисунок 17 - Блок-схема процесса моделирования

В заключении сформулированы основные результаты, полученные в диссертационной работе:

1. При моделировании неопределенностей редукция модели объекта позволяет избежать ошибок в линейной аппроксимации при применении линейных робастных методов синтеза системы управления для нелинейных объектов.
2. Полученная модель неопределенностей для упругой метеорологической ракеты содержит реальные параметрические неопределенности в высоко структурированной форме. Такие модели пригодны к применению методов синтеза робастной системы управления.
3. H_∞ -контроллеры и μ -контроллеры гарантируют робастную устойчивость соответствующей замкнутой системы, но H_∞ -синтез не гарантирует робастное качество исполнения для заданного диапазона неопределенностей, что делает

необходимым его совместное использование с μ -синтезом для достижения лучших результатов.

4. Моделирование замкнутой нелинейной системы подтверждает эффективность μ -контроллера в подавлении возмущений и упругих колебаний при обеспечении требуемой реакции на опорные сигналы. Моделирование также подтверждает справедливость выбора модели неопределенностей.

5. Использование μ -контроллера эффективно для различных траекторий и в широком диапазоне числа Маха. Синтез системы управления необходимо проводить на множестве точек траектории для различных условий полета.

6. Допустима редукция контроллера до определенного порядка. Использование серии редуцированных контроллеров одинакового порядка упрощает задачу аппроксимации параметров контроллера в промежуточных точках.

7. Настройка частотных и временных характеристик отклика замкнутой системы с μ -контроллером может быть достигнуто путем изменения весовых функций и параметров идеальной модели.

По материалам диссертации опубликованы работы:

1. Аро Х.О. Применение методологии робастного синтеза к системе угловой стабилизации метеорологической ракеты. Известия вузов – Приборостроение, Санкт-Петербург, №11, 2011 (рецензируемый научный журнал из Перечня ВАК, принято к публикации).
2. Аро Х.О. Метод робастного синтеза аэрокосмического аппарата. Гироскопия и навигация, №3 (66), 2009, с.86 (рецензируемый научный журнал из Перечня ВАК).
3. Аро Х.О. Разработка низкостойимостной интегрированной навигационной системы для метеорологической ракеты. Гироскопия и навигация, №3 (70), 2010, с.97 (рецензируемый научный журнал из Перечня ВАК).
4. Aro H.O., Adetoro L.M. Review of Nigerian Space Programs. Proceedings of the annual Scientific Conference of SUAI. Saint Petersburg, Russia. 2009.
5. Aro H.O., Adetoro L.M. Nigeria Space Programs. International Scientific Russian-American Journal, Actual Problems of Aviation and Aerospace Systems. Kazan, Daytona Beach, vol. 2(29). 2009.
6. Aro H.O. Robust Control Approach of Aerospace Vehicle. Proceedings of the 16th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems. Saint Petersburg, Russia. 2009.
7. Aro H.O. Investigating the Robust methods used in Controlling Non-stationary, Nonlinear Flexible Object. Proceedings of the IFAC Workshop on Aerospace, Guidance, Navigation and Control Systems. Samara, Russia. 2009.
8. Aro H.O., Brodsky .S. A., Adetoro L.M. Intelligent Approach to Experimental Estimation of Flexible Aerospace Vehicle Parameters. Proceedings of 2nd IFAC International conference on Intelligent Control Systems and Signal Processing, ICON, Istanbul. 2009.
9. Aro H.O. Algorithms for Robust Control of Flexible Flying Vehicle. Proceedings of the annual Scientific Conference of SUAI. Saint Petersburg, Russia. 2011.
10. Aro H.O. Development of a Low-Cost Strap-down Integrated INS/GPS for Sounding Rocket. Proceedings of the 17th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems. Saint Petersburg, Russia. 2010.
11. Аро Х.О. Влияние нежесткости корпуса на систему управления метеорологической ракетой. Научная сессия ГУАП: Сб. докл.: В 3 ч. Ч.I. Технические науки/ СПб.: ГУАП, 2011. (принято к публикации).
12. Aro H.O. Application of Robust Control Methodology for Sounding Rocket Attitude Stabilization. Proceedings of the 5th International Conference on Recent Advances in Space Technologies, Istanbul, 2011.