

АННОТАЦИЯ

диссертации, представленной на соискание степени доктора философии (PhD) по специальности 8D07105 – «Космическая техника и технологии»

ӘДЕН ӘЛШЕР ЕРБОЛУЛЫ

Разработка метода синтеза параметров нелинейной системы управления ориентацией спутника на основе ее математической модели в линейной форме

Актуальность исследования

Система управления ориентацией спутника относится к числу основных бортовых систем, определяющих возможность выполнения целевых режимов полета. Для малых космических аппаратов и наноспутников задача ориентации имеет особое значение, поскольку ограниченные массово-габаритные, энергетические и вычислительные ресурсы требуют применения алгоритмов управления, допускающих техническую реализацию при минимальной сложности настройки. При этом система управления должна обеспечивать устойчивость углового движения, требуемую форму переходного процесса и допустимые значения управляющих воздействий.

Одним из распространенных средств активной трехосной стабилизации являются маховичные исполнительные органы. Управляющие моменты в такой системе формируются за счет изменения угловых скоростей маховиков, установленных по осям связанной системы координат. Данное техническое решение не требует расхода рабочего тела и позволяет реализовать длительное управление ориентацией спутника.

Вместе с тем система «спутник–маховики» представляет собой нелинейную механическую систему, движение которой описывается уравнениями вращательной динамики, кватернионными уравнениями кинематики и уравнениями исполнительных органов. Нелинейность модели, межканальные связи, влияние начального кинетического момента, а также ограничения по управляющим моментам и угловым скоростям маховиков усложняют задачу синтеза параметров закона управления.

В известных подходах к синтезу СУОС применяются локально линеаризованные модели, методы Ляпунова, линеаризация обратной связью, SDRE/SDARE-подходы, робастные и оптимальные регуляторы, а также методы численной оптимизации. Эти методы позволяют решать широкий круг задач стабилизации и переориентации спутника. Однако при их использовании связь между параметрами закона управления, корнями характеристического уравнения, формой переходного процесса, быстродействием и физическими ограничениями маховичных исполнительных органов часто не задается в явном аналитическом виде. В результате выбор параметров регулятора требует дополнительного численного подбора и проверки для каждого конкретного объекта.

В связи с этим актуальной является разработка аналитического метода синтеза параметров СУОС с маховичными исполнительными органами, позволяющего одновременно учитывать требования ее устойчивости, формы переходного процесса, быстродействия и физические ограничения исполнительной системы.

Цель исследования

Целью диссертационной работы является разработка метода синтеза параметров закона управления ориентацией спутника с маховичными исполнительными органами на основе линейной формы нелинейной математической модели, обеспечивающего заданную апериодическую форму переходного процесса, выбор требуемого быстродействия и учет ограничений по управляющему моменту и угловой скорости маховиков.

Задачи исследования

Для достижения поставленной цели в диссертационной работе решаются следующие задачи:

1. Провести обзор и анализ существующих методов синтеза систем управления ориентацией спутников с маховичными исполнительными органами.
2. Сформировать математическую основу синтеза параметров закона управления на базе линейной формы нелинейной СУОС.
3. Разработать метод декомпозиции задачи синтеза СУОС на задачу формирования требуемой формы ее переходного процесса и задачу обеспечения ее быстродействия.
4. Получить аналитические соотношения для выбора параметров PD-закона управления, обеспечивающих апериодический характер переходного процесса.
5. Разработать процедуру учета физических ограничений исполнительных органов.
6. Выполнить расчет параметров закона управления и численное моделирование нелинейной СУОС для двух объектов исследования.
7. Проверить работоспособность СУОС при рассчитанных параметрах закона управления в имитационной модели спутника.

Методы исследования

В диссертационной работе использованы методы теории автоматического управления, теории движения твердого тела, теории устойчивости линейных систем, методы анализа характеристических уравнений, кватернионное описание ориентационного движения, численное интегрирование систем дифференциальных уравнений, а также имитационное моделирование в средах MATLAB/Simulink и Simscape Multibody.

Научная новизна проведенных исследований

Научная новизна работы состоит в разработке метода синтеза параметров СУОС с маховичными исполнительными органами, в котором параметры PD-закона управления определяются на основе линейной формы исходной нелинейной системы и нормированного характеристического уравнения.

К новым результатам диссертационной работы относятся:

1. Разработан метод синтеза параметров PD-закона управления ориентацией спутника с маховичными исполнительными органами на основе линейной формы исходной нелинейной системы.
2. Предложено разделение задачи синтеза на формирование апериодической формы переходного процесса в относительном времени и выбор масштаба перехода к реальному времени.
3. Получены аналитические соотношения для оптимальных параметров закона управления, соответствующих максимальной степени устойчивости СУОС (кратным действительным отрицательным корням нормированного характеристического уравнения).
4. Разработан алгоритм выбора масштаба перехода от относительного времени к абсолютному, обеспечивающего выполнение требований по ограничениям управляющих моментов и угловых скоростей маховиков.
5. Показано, что предложенная расчетная процедура применима к объектам с различными массово-инерционными характеристиками и сохраняет единую структуру синтеза параметров закона управления.
6. Выполнена имитационная проверка синтезированного закона управления на модели экспериментального образца СУОС в среде Simscape Multibody.

Научная и практическая значимость диссертационной работы

Научная значимость работы заключается в разработке метода синтеза параметров нелинейной СУОС по показателям качества линейных систем. Предложенный подход не заменяет исходную нелинейную модель локальным линейным приближением, а использует ее линейную форму и устанавливает прямую связь параметров закона управления со структурой характеристического уравнения.

Практическая значимость диссертационной работы заключается в возможности применения разработанного метода при проектировании систем управления ориентацией малых космических аппаратов с маховичными исполнительными органами. Предложенный метод может использоваться для предварительного выбора параметров PD-закона управления, определения допустимого быстродействия СУОС, оценки влияния ограничений исполнительных органов, выбора параметров маховиков и построения имитационных моделей для проверки алгоритмов ориентации.

Практическая ценность метода состоит в том, что расчет параметров закона управления выполняется аналитически и не требует итерационного подбора по переходному процессу. При этом параметры регулятора непосредственно связаны с инерционными характеристиками объекта, масштабом времени и ограничениями по управляющему моменту и угловой скорости маховиков.

Основные положения, выносимые на защиту:

1. Метод синтеза параметров PD-закона управления ориентацией спутника с маховичными исполнительными органами на основе линейной формы исходной нелинейной системы.

2. Метод декомпозиции задачи синтеза СУОС на две подзадачи: получение апериодической формы переходного процесса в относительном времени и выбор масштаба перехода к реальному времени.
3. Аналитические соотношения для параметров PD-закона управления, обеспечивающих максимальное быстродействие СУОС (кратные действительные отрицательные корни нормированного характеристического уравнения).
7. Алгоритм алгоритм выбора масштаба перехода от относительного времени к абсолютному, обеспечивающего выполнение требований по ограничениям управляющих моментов и угловых скоростей маховиков.
4. Результаты численного и имитационного моделирования, подтверждающие применимость разработанного метода для модельного микроспутника и экспериментального образца СУОС.

Достоверность полученных результатов

Достоверность полученных результатов обеспечивается использованием исходных уравнений вращательной динамики и кватернионной кинематики, применением положений линейной теории автоматического управления, аналитическим выводом параметров закона управления из характеристического уравнения, численным моделированием исходной нелинейной системы, а также проверкой синтезированного закона управления на имитационной модели экспериментального образца в среде Simscape Multibody.

Апробация результатов диссертации

Основные положения и результаты диссертационной работы были представлены и обсуждены на научных семинарах, заседаниях кафедры и научно-практических мероприятиях, посвященных вопросам космической техники, динамики и управления движением космических аппаратов, теории автоматического управления и разработке систем ориентации малых спутников.

Научные публикации

По результатам диссертационного исследования опубликовано 13 научных работ, отражающих основные положения и результаты работы, в том числе:

- 3 статьи в журналах, входящих в базы данных Scopus и Web of Science;
- 2 публикации в издании Springer;
- 4 статьи в изданиях, рекомендованных Комитетом по обеспечению качества в сфере науки и высшего образования Республики Казахстан;
- 4 публикации в сборниках международных научно-практических конференций.

Личный вклад соискателя

Автором выполнен анализ современных методов синтеза систем управления ориентацией спутников с маховичными исполнительными органами, рассмотрена математическая модель динамики системы «спутник–маховики», исследована линейная форма исходной нелинейной системы уравнений динамики СУОС, разработан метод синтеза параметров PD-закона

управления по заданной форме переходного процесса и по требуемому быстродействию СУОС, выполнен расчет масштаба перехода к реальному времени с учетом ограничений исполнительных органов, проведено численное моделирование модельного микроспутника и экспериментального образца СУОС, а также построена имитационная модель экспериментального образца в среде Simscape Multibody.

Объем и структура диссертации

Диссертационная работа состоит из введения, четырех глав, заключения, списка использованных источников и приложения.

Во введении обоснована актуальность темы исследования, определены объект и предмет исследования, раскрыты научная новизна и практическая значимость, основные положения, выносимые на защиту, достоверность полученных результатов, а также приведены сведения об апробации и публикациях.

В первой главе выполнен обзор методов синтеза параметров систем управления ориентацией спутников и сформулирована постановка задач исследования. СУОС рассмотрена как объект синтеза, проанализированы особенности систем с маховичными исполнительными органами, основные направления методов синтеза и методологические основы синтеза динамических параметров, сформулированы цель и задачи работы.

Во второй главе разработан метод синтеза нелинейной СУОС по показателям качества линейных систем. Рассмотрены линейная форма математической модели СУОС, анализ устойчивости и качества процессов управления, декомпозиция задач получения требуемой формы переходного процесса и требуемого быстродействия, оптимальный синтез формы переходного процесса, аналитический метод определения параметров закона управления и учет ограничений по управляющим моментам и угловым скоростям маховиков.

В третьей главе выполнен расчет параметров и моделирование нелинейной системы управления ориентацией спутника на основе ее линейной формы. Рассмотрены характеристики модельного микроспутника и экспериментального образца СУОС, выполнен расчет их параметров и переходных процессов, а также проведен сравнительный анализ результатов моделирования.

В четвертой главе представлена имитационная модель экспериментального образца спутника с маховичными исполнительными органами. Выполнена проверка синтезированного закона управления при одноканальном, двухканальном и трехканальном заданиях, проанализировано влияние масштаба времени и процессы демпфирования начальной угловой скорости.

В заключении отражены основные результаты и выводы по диссертационной работе.

В приложении приведена имитационная модель экспериментального образца спутника с маховичными исполнительными органами.