

На правах рукописи

СИНЯВСКАЯ ЮЛИЯ АДЛЬФОВНА



Методика определения обличковых характеристик электрических исполнительных устройств как подсистем контуров управления полетом высокоманевренных БПЛА

05.02.02 Машиноведение, системы приводов и детали машин

Автореферат диссертации на соискание ученой степени кандидата технических наук

Москва – 2012

Работа выполнена на кафедре «Системы приводов авиационно-космической техники» Московского авиационного института (Национального исследовательского университета) «МАИ»

Научный руководитель:

доктор технических наук, Оболенский Юрий Геннадьевич

Официальные оппоненты:

Воронов Евгений Михайлович, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры «Системы автоматического управления» МГТУ им Н.Э.Баумана

Таргамадзе Реваз Чолаевич, кандидат технических наук, заместитель начальника центра общего проектирования ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

Ведущая организация: ОАО МНПК «Авионика» (г. Москва)

Защита состоится «11» декабря 2012 года в 11⁰⁰ часов на заседании диссертационного совета Д 212.125.07 Московского авиационного института (национального исследовательского университета) по адресу: 125993, А-80, ГСП-3, г. Москва, Волоколамское шоссе, д. 4, Главный административный корпус, зал заседаний Ученого Совета.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке Московского авиационного института (национального исследовательского университета).

Автореферат разослан «9» ноября 2012 года.

Ученый секретарь

диссертационного совета Д 212.125.07

к.т.н., доцент



А.Б. Кондратьев

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы. Основной тенденцией в развитии современных беспилотных летательных аппаратов (БПЛА), как военного так и гражданского назначения, является создание систем автоматического управления (САУ), обеспечивающих высокую точность и эффективность применения БПЛА при одновременном выполнении требований к минимизации энергетических затрат на управление полетом.

Основу методологии создания данных систем составляет системный подход к процессу проектирования, заключающийся в решении следующих задач:

- Формирование критериев качества, определяющих обликовые характеристики САУ и ее подсистем, исходя из условия выполнения требований к САУ со стороны системы более высокого иерархического уровня и исходя из учета взаимного влияния характеристик подсистем САУ и характеристик самой САУ;
- Формирование процесса проектирования на основе методов иерархической оптимизации на классах редуцированных моделей, определяемых требованиями адекватности соответствующим этапам проектирования.

Контур управления БПЛА представляет собой САУ, включающую три подсистемы: систему сбора информации и формирования командного сигнала на исполнительное устройство; исполнительное устройство (ИУ) - бортовой рулевой привод (БРП); объект управления – беспилотный летательный аппарат. В свою очередь БРП также является системой, состоящей из трех подсистем: системы сбора информации и формирования командного сигнала на исполнительный двигатель; исполнительного устройства, включающего источник питания, двигатель и кинематический механизм; объекта управления – аэродинамической поверхности (аэродинамического руля).

Качество САУ БПЛА в значительной степени определяется энергетическими ресурсами, необходимыми для реализации эффективного процесса управления полетом.

Вопросам энергетического обеспечения систем управления БПЛА посвящены работы Б.Н. Петрова [38], А.Г. Ужви [59], В.А. Полковникова [42], В.А. Корнилова [19], в которых представлены алгоритмы определения энергетических характеристик БРП по априорно заданным законам движения и стационарным параметрам объекта управления (аэродинамического руля).

Однако в САУ БПЛА законы движения объекта управления (аэродинамического руля) являются следствием функционирования всей САУ, включающей БРП как подсистему, и формируются с учетом влияния

характеристик БРП (как динамических, так и энергетических) на процесс функционирования САУ.

Особенное значение системная постановка задачи проектирования имеет на начальном этапе синтеза системы, т.е. на этапе определения обликковых характеристик подсистем САУ и самой САУ, в виду того, что на данном этапе принимаются основные технические решения, связанные с комплектацией САУ и формированием технических заданий на проектирование ее подсистем.

В настоящее время системный подход широко применяется на этапе определения обликковых характеристик объекта управления (БПЛА) и САУ, что отражено в работах А.Л. Рейделя [48], Э.Е. Пейсаха [35], А.Б. Пригоникера [48], В.А. Нестерова [35] и других авторов. Однако в данных работах не учитывается влияние энергетических затрат на управление полетом, определяемых исполнительным устройством.

Вопросам системного проектирования следящих приводов как подсистем комплексов бортового оборудования БПЛА посвящены работы В. Г. Терскова [58], в которых решаются задачи структурного синтеза следящих приводов комплексов бортового оборудования БПЛА при априорно определенных параметрах «энергетического канала» исполнительного устройства (двигателя, кинематического механизма, источника питания).

Существующие методики параметрического синтеза ИУ [38, 42, 59], т.е. методики оптимального выбора параметров «энергетического канала», рассматривают ИУ изолированно от надсистемы (САУ), что не дает возможность учитывать в процессе проектирования ИУ свойств самой САУ и взаимное влияние характеристик САУ и характеристик ИУ.

В силу вышесказанного на данный момент актуальной задачей является разработка методики и алгоритмов параметрического синтеза исполнительных устройств на первичной стадии синтеза САУ, рассматривающих иерархическую структуру САУ и учитывающих функциональные связи ИУ с подсистемами САУ, как в детерминированном, так и в стохастическом виде.

Цель работы:

1. Разработка системно-оптимизационных алгоритмов проектирования электрических исполнительных устройств как подсистем контура управления полетом БПЛА, применимых для определения обликковых характеристик САУ и ИУ на начальной стадии синтеза САУ БПЛА и ИУ.

2. Создание на базе разработанных алгоритмов интегрированной интерактивной программной системы, позволяющей решать задачу определения обликковых характеристик контура стабилизации БПЛА с электрическим следящим рулевым приводом в качестве подсистемы и предусматривающей

расширение программной функциональности для использования на этапе определения обликковых характеристик контура наведения БПЛА.

Задачи исследования. Основными задачами исследования являются:

- математическая постановка задачи параметрического синтеза ИУ как подсистемы САУ БПЛА на этапе определения обликковых характеристик САУ БПЛА и ИУ;
- обоснование выбора критериев качества САУ БПЛА и ИУ на этапе определения обликковых характеристик САУ БПЛА и ИУ;
- разработка алгоритма иерархической оптимизации задачи синтеза САУ БПЛА с ИУ в качестве подсистемы на начальной стадии синтеза САУ БПЛА и ИУ;
- разработка алгоритма параметрического синтеза стохастической модели САУ БПЛА с ИУ в качестве подсистемы на этапе определения обликковых характеристик САУ БПЛА и ИУ при использовании стохастического критерия оптимальности в виде максимума функции полезности, вероятностного характера параметров САУ и ИУ и при представлении входных сигналов САУ в форме нестационарных случайных процессов;
- разработка интегрированного интерактивного программного комплекса, реализующего методы и алгоритмы оптимального синтеза САУ БПЛА с ИУ в качестве подсистемы на этапе определения обликковых характеристик САУ БПЛА с ИУ в детерминированной и стохастической постановке.

Методы исследования. Математический аппарат дифференциального и интегрального исчисления, теория стохастических дифференциальных систем, методы системного анализа и синтеза сложных систем, технология объектно-ориентированного программирования, методы математического моделирования.

Объект исследования. Параметрический синтез контура управления полетом БПЛА с ИУ в качестве подсистемы на этапе определения обликковых характеристик САУ и ИУ на иерархическом уровне контура стабилизации БПЛА.

Предмет исследования. Методика и алгоритмы параметрического синтеза контура управления полетом БПЛА с ИУ в качестве подсистемы на этапе определения обликковых характеристик САУ и ИУ на иерархическом уровне контура стабилизации БПЛА.

Научная новизна:

- сформулирована математическая постановка задачи оптимального параметрического синтеза САУ БПЛА с ИУ в качестве подсистемы на этапе определения обликковых характеристик САУ и ИУ, применяемая на начальной

стадии синтеза САУ, учитывающая влияние критериев качества САУ и исполнительного устройства на общие характеристики САУ;

- разработан алгоритм иерархической оптимизации для решения задачи оптимального параметрического синтеза САУ БПЛА с ИУ в качестве подсистемы на этапе определения обликковых характеристик САУ и ИУ;

- разработаны алгоритмы оптимизации энергетических характеристик электрических ИУ по критерию $\min N_{\max}(F)$ (N_{\max} - максимальная мощность, затрачиваемая исполнительным устройством на управление; F - жесткость механической характеристики ИУ) для произвольных законов движения объекта управления (аэродинамического руля) и произвольного набора нестационарных параметров аэродинамической нагрузки в детерминированной и стохастической постановке, определяющие обликковые характеристики «энергетического канала» исполнительного устройства;

- разработан алгоритм оптимального параметрического синтеза стохастической модели САУ БПЛА и ИУ на этапе определения обликковых характеристик САУ БПЛА и ИУ при использовании стохастического критерия оптимальности в виде максимума функции полезности, вероятностного характера параметров САУ БПЛА и ИУ и при представлении входных сигналов САУ в форме нестационарных случайных процессов;

- разработан интегрированный интерактивный программный комплекс для решения задачи определения обликковых характеристик контура стабилизации БПЛА с электрическим следящим рулевым приводом в качестве подсистемы и предусматривающий расширение программной функциональности для использования на этапе определения обликковых характеристик контура наведения БПЛА в детерминированной и стохастической постановке.

Практическая значимость:

1. Представленные в диссертационной работе методы, алгоритмы и комплекс программных средств применяются в научной деятельности ОАО МНПК «Авионика» для:

- определения оптимальных обликковых характеристик перспективных ЗУР;
- анализа энергетических характеристик существующих ИУ БПЛА;
- обоснования тактико-технических требований при проектировании ИУ БПЛА;
- определения энергетических характеристик ИУ в системах программного управления по априорно заданным произвольным законам движения аэродинамического руля при произвольном наборе вектора параметров аэродинамической нагрузки.

2. Программа «Оптимизация энергетических характеристик исполнительных устройств авиационной автоматики», входящая в интегрированный интерактивный программный комплекс «СИРИУС», зарегистрирована в Федеральном органе исполнительной власти по интеллектуальной собственности от имени МАИ (Свидетельство о государственной регистрации N 2012614659 от 24.05.2012 г).

3. Разработанный в диссертационной работе интегрированный интерактивный программный комплекс «СИРИУС» применяется в учебном процессе кафедры 702 «Системы приводов летательных аппаратов» МАИ в курсах «Статистическая динамика приводных систем», «Основы автоматики и теории управления» и в курсовом и дипломном проектировании по кафедре 702 МАИ.

Практическое применение результатов диссертационной работы в перечисленных выше прикладных областях подтверждено соответствующими актами о внедрении в учебный процесс кафедры «Системы приводов летательных аппаратов» МАИ и в практическую и научную деятельность ОАО МНПК «Авионика».

На защиту выносятся следующие основные положения:

- математическая постановка задачи оптимального параметрического синтеза исполнительных устройств в контуре управления полетом беспилотного летательного аппарата на этапе определения обликковых характеристик контура управления и исполнительного устройства, применимая на начальной стадии синтеза САУ;

- алгоритм иерархической оптимизации в задаче оптимального параметрического синтеза контура управления беспилотного летательного аппарата с исполнительным устройством в качестве подсистемы на этапе определения обликковых характеристик САУ и ИУ;

- оптимизационные алгоритмы определения экстремального энергетического критерия в форме $\min N_{\max}(F)$ при реализации произвольных законов движения объекта управления (аэродинамического руля) и произвольном наборе вектора нестационарных параметров аэродинамической нагрузки в детерминированной и стохастической постановке;

- алгоритм оптимального параметрического синтеза стохастической модели САУ БПЛА и ИУ на этапе определения обликковых характеристик САУ и ИУ при использовании стохастического критерия оптимальности в виде максимума функции полезности, вероятностного характера параметров САУ БПЛА и ИУ и при представлении входных сигналов САУ в форме нестационарных случайных процессов;

- интегрированный интерактивный программный комплекс «СИРИУС», предназначенный для решения задачи определения обликковых характеристик контура стабилизации БПЛА (автопилота (АП)) с электрическим следящим рулевым приводом в качестве подсистемы и предусматривающий расширение программной функциональности для использования на этапе определения обликковых характеристик контура наведения БПЛА в детерминированной и стохастической постановке.

Достоверность научных положений и результатов. Достоверность научных положений и результатов, сформулированных в диссертации, подтверждаются корректным использованием математического аппарата теории автоматического управления, системного анализа и теории стохастических дифференциальных систем, математическим моделированием на базе апробированных математических моделей, достаточной апробацией и публикациями полученных результатов.

Апробация работы и публикации. Основное содержание работы докладывалось и обсуждалось на:

- I-й Международной конференции по автоматическому управлению, Москва, Ярополец, 1993 год;
- I-й Международной конференции по электромеханике и электротехнологии, Суздаль, 1994 год;
- II-й, V-й, IX-й Всероссийских научно-технических конференциях “Проблемы совершенствования робототехнических и интеллектуальных систем летательных аппаратов”, Москва, МАИ, 1996 год, 1999 год, 2012 год;
- XIII-м, XV-м Международных научно-технических Семинарах «Современные технологии в задачах управления, автоматике и обработки информации», Алушта, 2004 год, 2006 год;
- Научно-технической конференции «Системы управления беспилотными космическими и атмосферными летательными аппаратами», ФГУП «МОКБ «Марс», Москва, 2010 год.

По теме диссертационной работы опубликовано 9 печатных работ, из которых 2 статьи в изданиях из перечня, рекомендованного ВАК Минобрнауки России, 7 публикаций в сборниках трудов конференций.

Структура и объем диссертации. Диссертационная работа состоит из списка принятых сокращений, введения, 4-х глав, заключения и списка литературы из 69 наименований. Работа содержит 183 страницы печатного текста, 45 рисунков, 8 таблиц.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обоснована актуальность работы, определены цели и задачи исследований, раскрыта новизна и практическая значимость темы диссертационной работы.

В первой главе сформулирована постановка задачи системного проектирования исполнительных устройств в контуре управления беспилотного летательного аппарата как задачи оптимального структурно-параметрического синтеза САУ и ИУ; рассмотрен и обоснован выбор перечня критериев САУ и ИУ на этапе определения обликковых характеристик и обосновано формирование обобщенного критерия оптимальности в виде экстремального энергетического критерия качества и перечня сформированных ограничений; разработан алгоритм иерархической оптимизации для решения задачи оптимального синтеза автопилота с электрическим рулевым приводом в качестве подсистемы; представлены алгоритмы оптимизационных методов, решающих указанную задачу иерархической оптимизации.

Автопилот (АП) беспилотного летательного аппарата (БПЛА) рассматривается как иерархическая структура, состоящая из трех подсистем: системы управления (СУ), исполнительного устройства (ИУ) – электрического рулевого привода и объекта управления (ОУ) – беспилотного летательного аппарата (рис. 1):



Рис. 1. Иерархическая структура АП БПЛА.

Где $\bar{u}_3(t)$ - вектор входных сигналов; $\bar{u}(t)$ - вектор выходных сигналов.

С точки зрения функционального назначения автопилота БПЛА и условий его функционирования, задача синтеза автопилота и его подсистем на этапе формирования обликковых характеристик САУ формулируется как задача структурно-параметрического синтеза САУ при минимизации энергетических затрат на управление:

Определение обликковых характеристик системы управления (автопилота) и бортового рулевого электропривода, как его подсистемы, при условии удовлетворения требований к динамическим характеристикам системы управления (автопилота) и при условии минимизации энергетических затрат на управление.

Объединение критериев АП БПЛА и критериев исполнительного устройства (электропривода) позволит выполнить оптимальный синтез модели АП и ИУ с учетом их взаимного влияния, и решить не только задачу оптимального структурно-параметрического синтеза АП, но и сформировать оптимальные законы управления исполнительным устройством с точки зрения его критериев и критериев надсистемы.

Общая математическая постановка задачи синтеза обликковых характеристик автопилота формулируется в форме оптимизационной задачи:

$$\bar{I}_{АП}^* \left(\bar{x}_{АП}(t), \bar{p}_{АП}^*(t) \right) = \text{extr} \left\{ \bar{I}_{АП} \left(\bar{x}_{АП}(t), \bar{p}_{АП}(t) \right) \right\} \Big|_{\substack{\bar{x}_{АП}(t) \in \mathfrak{Z} \\ \bar{p}_{АП}(t) \in \mathfrak{R}}} \quad (1)$$

при наличии ограничений на параметры и фазовые состояния АП:

$$\bullet \quad \bar{x}_{АП_j}(t) = \bar{f}_{АП_j} \left(\bar{x}_{АП_j}(t), \bar{p}_{АП_j}(t), \bar{u}_{z_j}(t) \right), \quad j = \bar{1}, \bar{l}; \quad (2)$$

$$\bullet \quad \bar{h}_{АП_j} \left(\bar{x}_{АП_j}(t), \bar{p}_{АП_j}(t) \right) \leq 0, \quad j = \bar{1}, \bar{l} \quad (3)$$

где $\bar{I}_{АП}(\bar{x}_{АП}(t), \bar{p}_{АП}(t))$ - векторный критерий, включающий два подвектора: $\bar{I}_{СУ}(\bar{x}_{АП}(t), \bar{p}_{АП}(t))$ - векторный критерий, характеризующий качество СУ, $\bar{I}_{ИУ}(\bar{x}_{АП}(t), \bar{p}_{АП}(t))$ - векторный критерий, характеризующий качество ИУ; \mathfrak{Z} - область допустимых состояний АП; \mathfrak{R} - область изменения параметров АП; j - номер режима функционирования АП; $\bar{x}_{АП}$ - вектор фазовых координат модели АП, включающий три подвектора: $\bar{x}_{СУ}$ - вектор фазовых координат модели системы управления, $\bar{x}_{ОУ}$ - вектор фазовых координат модели объекта управления и $\bar{x}_{ИУ}$ - вектор фазовых координат модели исполнительного устройства; $\bar{p}_{АП}$ - вектор параметров модели АП, включающий три подвектора: $\bar{p}_{СУ}$ - вектор параметров модели системы управления (включает оптимизируемые параметры), $\bar{p}_{ОУ}$ - вектор параметров модели объекта управления и $\bar{p}_{ИУ}$ - вектор параметров модели исполнительного устройства (включает оптимизируемые параметры).

Условия (2) представляют ограничения в виде равенств, характеризующие математическую модель АП. Условия (3) представляют ограничения в виде неравенств, характеризующие, в общем случае, динамические и энергетические ограничения на подсистемы АП и на всю модель АП в целом.

Оптимизационная задача (1) с ограничениями (2) и (3) является задачей многокритериальной многопараметрической оптимизации. В процессе решения данной задачи, для каждого режима функционирования АП, будут определены

оптимальные, в смысле критерия качества (1), параметры АП, включающие параметры системы управления и рулевого электропривода. В дальнейшем, данные параметры используются в качестве функциональных ограничений при проектировании подсистем АП, в частности бортового рулевого привода, на следующих этапах разработки более низкого иерархического уровня.

Многокритериальная задача (1) была сведена к однокритериальной со скалярным критерием в форме минимального значения максимальной мощности электропривода $\min N_{\max}(F)$:

$$I^*_{АП}(\bar{x}_{АП}(t), \bar{p}^*_{АП}(t)) = N^*_{\max}(F^*) = N_{\max}(\bar{x}_{АП}(t), \bar{p}_{АП}(t)) \rightarrow \min_{\substack{\bar{x}_{АП}(t) \in \mathfrak{S} \\ \bar{p}_{АП}(t) \in \mathfrak{R}}} \quad (4)$$

при наличии ограничений на параметры и фазовые состояния АП:

$$\bullet \quad \bar{x}_{АП_j}(t) = \bar{f}_{АП_j}(\bar{x}_{АП_j}(t), \bar{p}_{АП_j}(t), \bar{u}_{3_j}(t)), \quad j = \overline{1, l}; \quad (5)$$

$$\bullet \quad \bar{h}_{АП_j}(\bar{x}_{АП_j}(t), \bar{p}_{АП_j}(t)) \leq 0, \quad j = \overline{1, l} \quad (6)$$

В данной оптимизационной задаче условия $\bar{h}_{АП_j}(\bar{x}_{АП_j}(t), \bar{p}_{АП_j}(t)) \leq 0, j = \overline{1, l}$ включают функциональные ограничения на динамические характеристики АП, полученные на основе частных критериев $\bar{I}_{CV}(\bar{x}_{АП}(t), \bar{p}_{АП}(t))$. Условие существования минимума оптимизационной задачи (4)-(6) представлено системой нелинейных дифференциальных уравнений (7):

$$\left. \begin{aligned} \frac{\partial L}{\partial p_{АП_i}} &= \frac{\partial N_{\max}}{\partial p_{АП_i}} + \sum_{k=1}^d \lambda_k \frac{\partial f_k}{\partial p_{АП_i}} + \sum_{l=1}^m \mu_l \frac{\partial h_l}{\partial p_{АП_i}} = 0, \quad i = \overline{1, n} \\ \frac{\partial L}{\partial \lambda_k} &= (f_{АП_k}(\bar{x}_{АП}(t), \bar{p}_{АП}(t)) - \dot{x}_{АП_k}(t)) = 0, \quad k = \overline{1, d} \\ \frac{\partial L}{\partial \mu_l} &= \sum_{i=1}^m h_l(\bar{x}_{АП}(t), \bar{p}_{АП}(t)) = 0, \quad l = \overline{1, m}; \quad \frac{\partial^2 L}{\partial p_{АП_i}^2} > 0, \quad i = \overline{1, n} \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

где L – Лагранжиан оптимизационной задачи (4)-(6).

Для решения системы (7) используется один из декомпозиционно-координатных методов иерархической оптимизации – метод координации моделей, заключающийся в разделении процесса решения системы (4)-(6) на несколько уровней, на каждом из которых решается задача определения критерия и оптимизируемых параметров для i -й подсистемы АП с известными оптимизируемыми параметрами подсистем более высокого иерархического уровня.

Обобщенная схема алгоритма оптимального синтеза АП с электрическим рулевым приводом в качестве подсистемы на базе метода координации моделей

представлена на рис. 2. Каждый из четырех Блоков на рис. 2 реализует алгоритмы, решающие связанные подзадачи. В качестве методов нелинейного программирования используются метод Хука-Дживса и метод случайного поиска с непрерывным обучением.

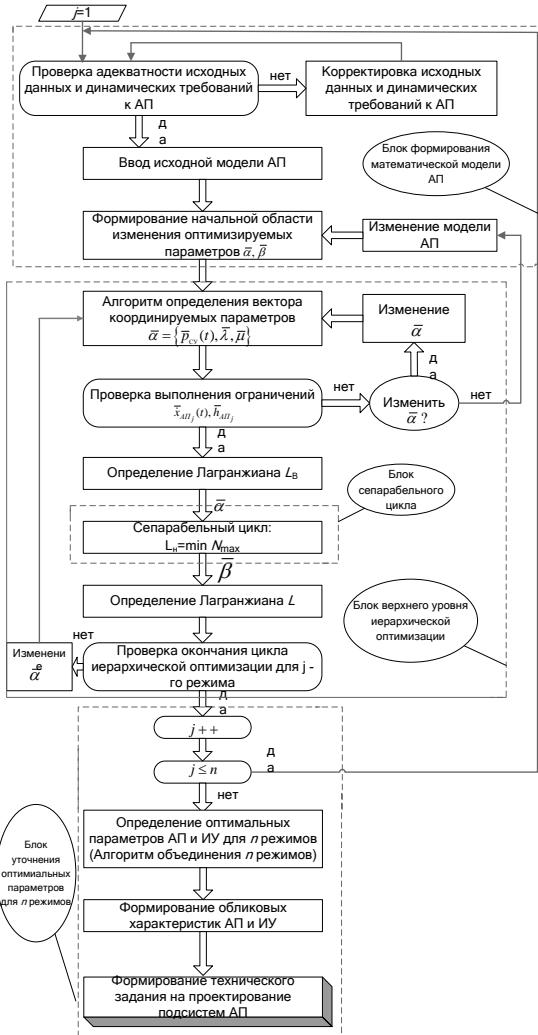


Рис. 2. Обобщенная схема алгоритма оптимального синтеза АП

По окончании процесса иерархической оптимизации определяются:

1. Обликовые характеристики модели системы управления АП для каждого режима функционирования АП j в форме вектора параметров модели СУ $\bar{p}_{СУj}(t)$.

2. Обликовые характеристики модели ИУ в форме вектора параметров модели ИУ $\bar{p}_{ИУ}(t)$.

3. Значение скалярного критерия качества $N_{\max}^*(F^*) = \min N_{\max}(F)$, соответствующее минимальному значению максимальной мощности, затрачиваемой исполнительным устройством для функционирования АП на всех режимах полета БПЛА.

4. Оптимальная зависимость $N_{\max}^*(F)$, соответствующая значениям N_{\max} и F , при которых все заданные режимы функционирования АП могут быть выполнены с точки зрения энергетических затрат.

Вектор параметров $\bar{p}_{ИУ}(t)$, значение критерия качества $N_{\max}^*(F^*) = \min N_{\max}(F)$ и оптимальная зависимость $N_{\max}^*(F)$ являются функциональными ограничениями, сформированными с точки зрения критериев автопилота, которые используются при проектировании подсистем исполнительного устройства (энергетического и информационного каналов).

Вторая глава посвящена разработке алгоритмов для определения энергетического критерия качества (4) в форме $\min N_{\max}(F)$.

Выбор в качестве энергетического критерия экстремальной оценки потребляемой мощности связан с тем, что для задач проектирования данного класса рулевых приводов, функционирующих короткий промежуток времени, можно выделить наиболее «тяжелые», с точки зрения потребляемой энергии, режимы функционирования (например, пуск и подлет к цели), где интегральный критерий качества не оценит максимальную потребляемую мощность, кроме того, именно экстремальное значение мощности $\min N_{\max}$ определяет массогабаритные характеристики «энергетического канала» ИУ. С точки зрения решения практических задач, наиболее рациональным является выбор независимых переменных критерия качества N_{\max} и F , т.к. на координатной плоскости этих переменных возможно эффективное выполнение операций объединения произвольного числа различных режимов, решение нелинейных и нестационарных задач, а также, построение алгоритмов выбора двигателя и кинематического механизма из унифицированных вариантов.

Зависимость $N_{\max}(F)$ представляется в виде следующей системы уравнений (Корнилов В.А. Основы автоматики и привода летательных аппаратов – М.: МАИ, 1991):

$$N_{\max}(F(\bar{t})) = \frac{1}{4} \frac{\left[M(\bar{t}) + F(\bar{t})\Omega(\bar{t}) + T_{я} \frac{dM(\bar{t})}{d\bar{t}} \right]^2}{F(\bar{t})}, \quad (8)$$

$$F(\bar{t}) = - \frac{\left. \frac{\partial M(t, \bar{t})}{\partial t} \right|_{t=\bar{t}} + T_{я} \left. \frac{\partial^2 M(t, \bar{t})}{\partial t^2} \right|_{t=\bar{t}}}{\left. \frac{d\Omega(t)}{dt} \right|_{t=\bar{t}}}$$

где \bar{t} - временная координата точки касания требуемой фазовой траектории (ТФТ) ИУ и поверхности предельных фазовых состояний (ППФС) ИУ; $F(\bar{t})$ - жесткость механической характеристики ИУ в точке касания ТФТ и ППФС; $M(\bar{t})$ и $\Omega(\bar{t})$ - значения момента на выходном валу ИУ и скорость движения выходного вала ИУ в момент времени \bar{t} , соответственно; $T_{я}$ - постоянная времени якоря двигателя.

Таким образом, задача оптимизации формулируется как:

$$\bar{t}^*, F^*(\bar{t}^*) : N^* = \min_{\bar{t}} N_{\max}(F(\bar{t})) \left| \delta_i(t), i = \overline{1, n}; \bar{p}_{H_j}(t), j = \overline{1, m} \right. \quad (9)$$

где F^* - оптимальная жесткость механической характеристики ИУ; N^* - оптимальная максимальная мощность ИУ; \bar{t}^* - оптимальная точка касания фазовой траектории ИУ и предельной механической характеристики ИУ; $\delta_i(t), i = \overline{1, n}$ - набор законов движения аэродинамического руля; $\bar{p}_{H_j}(t), j = \overline{1, m}$ - набор векторов параметров аэродинамической нагрузки.

Выражение для приведенного момента на валу привода $M(t)$ в (8) имеет вид:

$$M(t, \bar{t}) = (J_n + T_{\text{об}} F(\bar{t})) \frac{d^2 \delta(t)}{dt^2} + M_{\text{ш}}(t) + K_{\text{см}} \frac{d\delta(t)}{dt} + M_{\text{мп}}(\dot{\delta}(t), \delta(t)) + M_0(t)$$

Параметры $J_n, K_{\text{см}}$ и функции $M_{\text{мп}}(\dot{\delta}(t), \delta(t)), M_{\text{ш}}(t)$ и $M_0(t)$ составляют вектор нестационарных параметров объекта управления $\bar{p}_H(t)$ в (9).

Условие существования минимума критерия (9) представлено следующим уравнением:

$$\left[\frac{1}{4} \frac{2F(\bar{t}) \left(M(\bar{t}) + F(\bar{t}) \frac{d\delta(\bar{t})}{d\bar{t}} + T_{\text{я}} \frac{dM(\bar{t})}{d\bar{t}} \right) \left(\frac{dM(\bar{t})}{d\bar{t}} + F(\bar{t}) \frac{d^2\delta(\bar{t})}{d\bar{t}^2} + \frac{d\delta(\bar{t})}{d\bar{t}} \frac{dF(\bar{t})}{d\bar{t}} + T_{\text{я}} \frac{d^2M(\bar{t})}{d\bar{t}^2} \right)}{F^2(\bar{t})} - \frac{\frac{dF(\bar{t})}{d\bar{t}} \left(M(\bar{t}) + F(\bar{t}) \frac{d\delta(\bar{t})}{d\bar{t}} + T_{\text{я}} \frac{dM(\bar{t})}{d\bar{t}} \right)^2}{F^2(\bar{t})} \right] = 0, \quad (10)$$

Для решения уравнения (10) разработан оптимизационный алгоритм, использующий прямые и градиентные методы оптимизации и алгоритмы аппроксимации табулированных законов движения руля $\delta(t)$ и нестационарных параметров и функций, составляющих вектор параметров аэродинамической нагрузки. В качестве аппроксимирующих функций используются сплайн-функции 3-го и 5-го порядков и функция $\tilde{\delta}(t) = \delta_0 + e^{-\frac{\xi}{T}t} \left(c_1 \cos \frac{\sqrt{1-\xi^2}}{T}t + c_2 \sin \frac{\sqrt{1-\xi^2}}{T}t \right)$.

В результате решения определяются оптимальные значения F^* , N_{\max}^* и результирующая зависимость $N_{\max}^*(F)$.

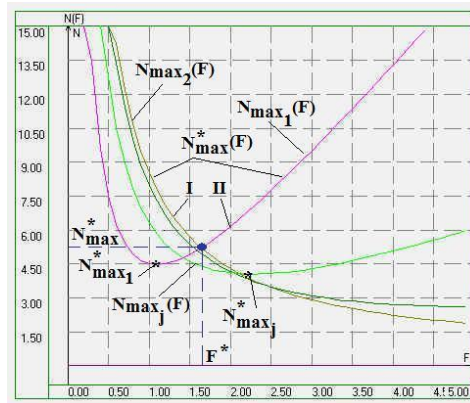


Рис. 3 Критерий качества $N_{\max}^*(F^*)$ и результирующая зависимость $N_{\max}^*(F)$

После решения задачи иерархической оптимизации для всех режимов функционирования АП, согласно разработанного алгоритма уточнения параметров АП для «n» режимов функционирования АП, будут определены результирующее значение энергетического критерия качества $N_{\max}^*(F^*)$ (рис.3) и соответствующая зависимость $N_{\max}^*(F)$ (рис.3) для всех заданных режимов

функционирования АП, определяющие функциональные ограничения при выборе либо проектировании «энергетического» канала электропривода (двигателя, редуктора, источника питания).

В **третьей главе** диссертационной работы рассматривается обобщенная стохастическая постановка задачи оптимального структурно-параметрического синтеза АП, учитывающая влияние случайных факторов на функционирование САУ. Стохастическая постановка задачи предполагает знание априорной статистической информации о случайных факторах, влияющих на работу САУ, в отличие от минимаксной поставки, когда известны лишь границы изменения неконтролируемых факторов. Минимаксная постановка задачи чаще всего применяется при решении задач синтеза оптимального управления ЛА, оптимального оценивания и оптимальной фильтрации. В виду того, что оптимальный синтез АП БПЛА выполняется с целью удовлетворения требований, предъявляемых к АП со стороны контура наведения, предполагается, что априорная статистическая информация о случайных воздействиях может быть получена.

Критерием стохастической задачи оптимального синтеза АП принимается максимум вероятности успешного свершения событий $\bar{\theta}$:

$$P(\bar{\theta} | \bar{P}_{\text{СУ}}^*(t), \bar{P}_{\text{ИУ}}^*(t)) = \max_{[\bar{P}_{\text{СУ}}, \bar{P}_{\text{ИУ}}]} P[\bar{\theta} | \bar{P}_{\text{СУ}}(t), \bar{P}_{\text{ИУ}}(t)], \quad (11)$$

$$\bar{\theta} = \left\{ \begin{array}{l} \left[\bar{x}_{\text{АП}_j}(t) = \bar{f}_{\text{АП}_j}(\bar{x}_{\text{АП}_j}(t), \bar{p}_{\text{АП}_j}(t), \bar{u}_{z_j}(t)), j = \overline{1, l} \right]; \\ \left[\bar{h}_{\text{АП}_j}(\bar{x}_{\text{АП}_j}(t), \bar{p}_{\text{АП}_j}(t)) \leq 0, j = \overline{1, l} \right]; \\ \left[\min N_{\text{max}} \leq N_{\text{max}}^* + \Delta N \right] \end{array} \right.$$

где

- $\left[\bar{x}_{\text{АП}_j}(t) = \bar{f}_{\text{АП}_j}(\bar{x}_{\text{АП}_j}(t), \bar{p}_{\text{АП}_j}(t), \bar{u}_{z_j}(t)), j = \overline{1, l} \right]$ - событие, означающее

функционирование стохастической математической модели АП;

- $\left[\bar{h}_{\text{АП}_j}(\bar{x}_{\text{АП}_j}(t), \bar{p}_{\text{АП}_j}(t)) \leq 0, j = \overline{1, l} \right]$ - события, означающие выполнение

требований, налагаемых на фазовые состояния и параметры стохастической системы АП;

- N_{max}^* - минимальное значение максимальной мощности ИУ, полученное в результате решения детерминированной задачи оптимального синтеза АП по методике, описанной в главах 1 и 2;

- ΔN - величина допуска при соблюдении требования близости текущего значения $\min N_{\max}$ к значению N_{\max}^* .

Стохастическая постановка задачи оптимального синтеза АП заключается в следующем:

Определить такие реализации векторов параметров АП \bar{P}_{CY}^* и ИУ $\bar{P}_{ИУ}^*$ стохастической модели АП, которые доставляли ли бы максимум критерию (11) при условии выполнения событий $\bar{\theta}$ при воздействии на систему вектора входных сигналов $\bar{u}_3(t)$ в форме нестационарных случайных процессов.

Алгоритм верхнего уровня иерархической оптимизации реализуется на базе поискового метода стохастической оптимизации - неградиентного случайного поиска с непрерывной адаптацией. Генерация случайных величин выполняется на основе заданных вероятностных характеристик, генерация нестационарных случайных процессов выполняется на основе обработки их известных реализаций при применении сплайн-аппроксимации.

В результате решения поставленной стохастической задачи оптимизации определяются:

- реализация оптимального вектора параметров ИУ $\bar{P}_{ИУ}^*(t)$ и оценки его моментных характеристик – математического ожидания $\tilde{m}_{ИУ}$ и среднеквадратического отклонения $\tilde{\sigma}_{ИУ}$, удовлетворяющие всем заданным режимам функционирования АП;

- реализация оптимального вектора $\bar{P}_{CY}^*(t)$ и оценки его моментных характеристик - \tilde{m}_{CY} и $\tilde{\sigma}_{CY}$ для каждого режима функционирования АП;

- средние результирующие оценки $\tilde{N}_{\max}^* = m_{\min N_{\max}}$ и $\sigma_{\min N_{\max}}$ для всех режимов функционирования АП, необходимые для дальнейшего проектирования подсистем исполнительного устройства.

В **четвертой** главе приведено описание программно-математического обеспечения для решения задач оптимального структурно-параметрического синтеза систем автоматического управления с электрическими исполнительными устройствами в качестве подсистемы, состоящего из интегрированного интерактивного программного комплекса «СИРИУС», реализующего методы и алгоритмы глав 1-3, и составляющих его программных средств, которые могут использоваться как самостоятельные программные продукты.

С целью демонстрации работы программного обеспечения приводится пример предварительного синтеза контура стабилизации (автопилота) по каналу тангажа со следящим электрическим рулевым приводом в качестве подсистемы на этапе определения обликковых характеристик подсистем контура стабилизации по критерию минимальной экстремальной мощности, затрачиваемой приводом на управление, при условии выполнения динамических требований к автопилоту со стороны контура наведения для трех режимов полета БПЛА.

С помощью программной системы «СИРИУС» была решена детерминированная задача синтеза структуры АП для каждого режима и определено результирующее значение критерия качества $\min N_{\max}(F)$ для всех заданных режимов. Значение критерия качества представлено на рисунке 4.

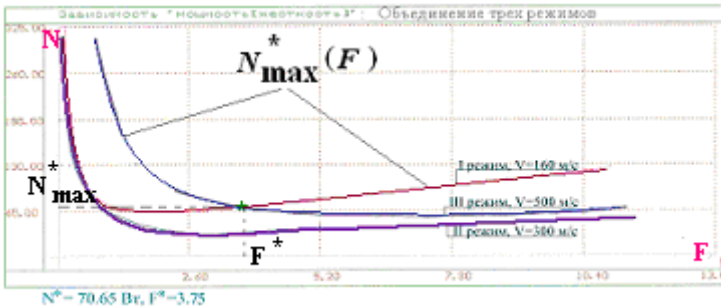


Рис. 4 Критерий качества $N_{\max}(F^*)$ и результирующая оптимальная зависимость $N_{\max}^*(F)$

Также были получены оптимальные параметры системы управления $\bar{P}_{\text{Cy}}^*(t)$ и оптимальные параметры эквивалентной модели рулевого привода $\bar{P}_{\text{ИУ}}^*(t)$, определяющие обликковые характеристики подсистем системы управления АП и подсистем рулевого электропривода.

После выбора электродвигателя и определения значения $f_{\text{о6}}$ оптимальное значение передаточного числа редуктора определяется по формуле $q^* = \sqrt{\frac{F^*}{f_{\text{о6}}}}$.

Оптимальные значения N_{\max}^* и F^* используются в случае необходимости проектирования уникального электродвигателя и кинематического механизма. В случае если электродвигатель выбирается из унифицированной серии двигателей, выбирается минимальный по мощности двигатель, мощность которого превышает полученное оптимальное значение N_{\max}^* . Для определения

диапазона передаточных чисел кинематического механизма по оптимальной зависимости $N_{\max}^*(F)$ определяется диапазон значений $F \in [F_1, F_2]$, на основании которого вычисляется диапазон передаточных чисел кинематического механизма $q \in \left[q_1 = \sqrt{\frac{F_1}{f_{ос}}}, q_2 = \sqrt{\frac{F_2}{f_{ос}}} \right]$ (рис. 5).

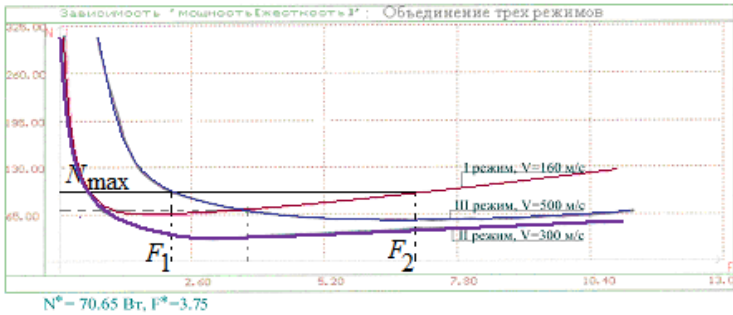


Рис. 5 Определение диапазона передаточных чисел кинематического механизма при выборе унифицированного электродвигателя

Аналогично была решена задача предварительного синтеза стохастической модели АП и рулевого привода при заданных вероятностных характеристиках входных сигналов и составляющих вектора параметров аэродинамической нагрузки. Результат представлен на рис. 6.

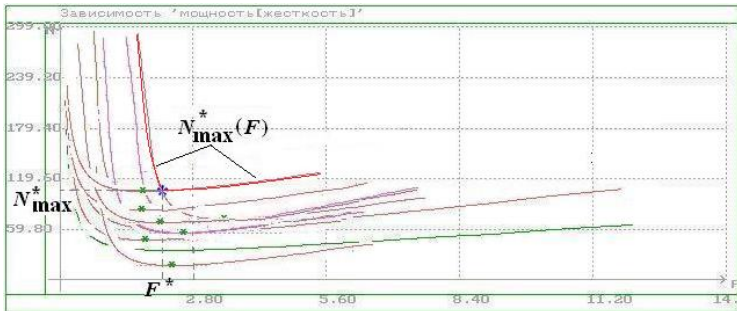


Рис. 6. Результирующая оптимальная зависимость $N_{\max}^*(F)$

Также были определены оптимальные реализации и вероятностные характеристики векторов параметров системы управления АП и рулевого электропривода.

Оптимальные обликковые параметры системы управления автопилота используются при дальнейшем проектировании элементов автопилота на более низком иерархическом уровне.

Параметры эквивалентной модели рулевого привода характеризуют обликковые динамические характеристики модели электропривода. Оптимальные значения N_{\max}^*, F^* и оптимальная зависимость N_{\max}^*, F^* определяют обликковые характеристики «энергетического» канала привода, сформированные с учетом требований к качеству контура автопилота при условии минимизации максимальной мощности, требуемой на управление летательным аппаратом для заданных режимов полета. Данные обликковые характеристики используются в качестве функциональных ограничений при проектировании подсистем привода.

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ РАБОТЫ

1. Сформулирована оптимизационная постановка задачи системного проектирования исполнительных устройств в контуре управления БПЛА, позволяющая выполнять оптимальный структурно - параметрический синтез контура управления БПЛА и ИУ на этапе определения их обликковых характеристик, учитывающая влияние критериев качества контура управления и ИУ на общие характеристики контура управления. Полученные, в результате решения данной задачи, обликковые характеристики подсистем контура управления БПЛА формируют функциональные ограничения при решении задач проектирования данных подсистем на более низком иерархическом уровне.

2. Разработан алгоритм иерархической оптимизации применительно к решению задачи структурно - параметрического синтеза ИУ в контуре управления БПЛА.

3. Разработаны оптимизационные алгоритмы определения энергетического критерия качества $\min N_{\max}$ в форме $N_{\max}(F)$ для произвольных законов движения объекта управления и соответствующих им векторов нестационарных параметров объекта управления. Применение данного вида энергетического критерия позволяет определить оптимальную зависимость $N_{\max}^*(F)$ для любого количества произвольных законов движения объекта управления.

4. Разработан алгоритм решения стохастической задачи параметрического синтеза исполнительных устройств в контуре управления БПЛА, основанный на стохастическом критерии оптимальности и вероятностном характере входных воздействий и оптимизируемых параметров системы, позволяющий рассматривать входные воздействия в виде нестационарных случайных процессов.

5. Разработан интегрированный интерактивный программный комплекс «СИРИУС», решающий задачу оптимального структурно – параметрического синтеза контура управления БПЛА с электрическим исполнительным устройством в качестве подсистемы с энергетическим критерием качества в виде минимальной максимальной мощности, затрачиваемой исполнительным устройством на управление и выполняющим требования, предъявляемые к контуру управления со стороны системы более высокого иерархического уровня.

6. Разработано дополнительное программное обеспечение, позволяющее решать локальные задачи минимизации максимальной мощности управления:

- Программный комплекс «SC/Сепарабельный цикл», решающий задачу определения минимальной максимальной мощности $N_{\max}^*(F^*) = \min N_{\max}(F)$ и оптимальной зависимости $N_{\max}^*(F)$ для любого количества произвольных законов движения объекта управления и любого состава вектора параметров аэродинамической нагрузки. Оптимальная зависимость $N_{\max}^*(F)$ и минимальное значение $N_{\max}^*(F^*)$ используются для формирования технического задания на проектирование «энергетического» канала исполнительного устройства, либо для выбора конкретного исполнительного устройства, способного выполнить заданные законы управления с минимальными энергетическими затратами, из числа разработанных ИУ.

- Программа «Оптимизация энергетических характеристик исполнительных устройств авиационной автоматики» (Свидетельство о государственной регистрации N 2012614659 от 24.05.2012 г), решающая задачу определения минимальной максимальной мощности $N_{\max}^*(F^*) = \min N_{\max}(F)$ и оптимальной зависимости $N_{\max}^*(F)$ по аналитическим зависимостям для гармонических законов движения объекта управления и законов движения с постоянными моментом и угловой скоростью.

СПИСОК ПУБЛИКАЦИЙ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

Публикации в рецензируемых журналах из перечня ВАК

1. *Синявская Ю.А., Корнилов В.А.* Иерархическая оптимизация в задачах проектирования систем автоматического управления // электронный журнал Труды МАИ, 2011 г. № 44.

2. *Синявская Ю.А., Корнилов В.А.* Энергетический синтез мехатронных систем // журнал Известия Тульского государственного университета. Технические науки, выпуск N 1, 2012 г., стр. 55-60.

Публикации в других изданиях

3. *V.A. Kornilov, Y.A. Sinyavskaya* Synthesis of automatic system with servodrive as subsystem// Proceedings of the 1993 MAI/BUAA international symposium on automatic control, Moscow, Yaropolets, 1993, стр.145-159.

4. *V.A. Kornilov, Y.A. Sinyavskaya* Energetical synthesis of the electromechanical control system// Тезисы докладов I международной конференции по электромеханике и электротехнологии, Суздаль, 1994, часть II, стр. 64.

5. *Синяевская Ю.А.* Энергетические оценки исполнительного устройства привода при реализации произвольного закона управления. // Сборник тезисов докладов Всероссийской научно-технической конференции “Проблемы совершенствования робототехнических и интеллектуальных систем летательных аппаратов”. М.: Изд-во МАИ, 1996, стр. 221-224.

6. *Корнилов В.А. , Синяевская Ю.А.* Системный подход к проектированию следящего рулевого привода в качестве исполнительного устройства в системе автопилота летательного аппарата. // Сборник докладов V Всероссийской научно-технической конференции “Проблемы совершенствования робототехнических и интеллектуальных систем летательных аппаратов”. М.: Изд-во МАИ, 1999, стр. 209-212.

7. *Корнилов В.А. , Синяевская Ю.А.* Системное проектирование рулевого привода в контуре управления беспилотного летательного аппарата. // Труды XIII-го Международного научно-технического Семинара «Современные технологии в задачах управления, автоматике и обработки информации», Алушта, 2004 год, стр. 307-309.

8. *Корнилов В.А. , Синяевская Ю.А.* Энергетический синтез систем аэродинамического управления беспилотных летательных аппаратов. // Тезисы докладов Научно-технической конференции «Системы управления беспилотными космическими и атмосферными летательными аппаратами», ФГУП «МОКБ «Марс», Москва, 2010 год, стр. 67-68.

9. *Корнилов В.А. , Синяевская Ю.А.* Интегрированный интерактивный программный комплекс «Синтез рулевых исполнительных устройств»// Сборник докладов IX Всероссийской научно-технической конференции “Проблемы совершенствования робототехнических и интеллектуальных систем летательных аппаратов”. М.: Изд-во МАИ, 2012, стр. 251-255.