

На правах рукописи



ЗАЙЦЕВА Алина Александровна

**ИНТЕГРИРОВАННАЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ
МНОГОДВИГАТЕЛЬНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКОЙ
ВЕРТОЛЕТА**

Специальность:

**05.13.01 – Системный анализ, управление
и обработка информации (в промышленности)**

АВТОРЕФЕРАТ

**диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук**

Уфа – 2015

Работа выполнена в ФГБОУ ВПО
«Уфимский государственный авиационный технический университет»
на кафедре электроники и биомедицинских технологий

Научный руководитель

д-р техн. наук, проф.
ЕФАНОВ Владимир Николаевич

Официальные оппоненты

д-р техн. наук, проф.
СОЛДАТКИН Владимир Михайлович,
заведующий кафедрой приборов
и информационно-измерительных систем
ФГБОУ ВПО «Казанский национальный
исследовательский технический университет
им. А.Н.Туполева»

канд. техн. наук, доцент
АХМЕДЖАНОВ Фарит Маратович,
доцент кафедры информационно-
управляющих систем ФГБОУ ВПО
«Уфимский государственный университет
экономики и сервиса»

Ведущая организация

ОАО «Уфимское научно-производственное
предприятие «Молния», г. Уфа

Защита диссертации состоится 9 октября 2015 г. в 10 часов
на заседании диссертационного совета Д 212.288.03
на базе ФГБОУ ВПО «Уфимский государственный авиационный технический
университет» по адресу: 450000, г. Уфа-центр, ул. К. Маркса, д. 12

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке ФГБОУ ВПО
«Уфимский государственный авиационный технический университет»
и на сайте www.ugatu.su

Автореферат разослан «___» _____ 2015 г.

Ученый секретарь
диссертационного совета
д-р техн. наук, проф.



В. В. Миронов

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы исследования. Современные тенденции в вертолетостроении связаны с проектом создания высокоскоростного вертолета. Реализация концепции перспективного скоростного вертолета требует разработки высокоэффективной силовой установки, обеспечивающей высокую скорость и большую дальность полета, а также возможность посадки на неподготовленные площадки. В связи с этим ведутся работы созданию перспективного облика силовой установки, который коренным образом будет отличаться от существующих технических схем как по составу двигателей, так и по конструкции трансмиссии. Так силовые установки вертолета Ка-92 фирмы «Камов» и S-97 фирмы Sikorsky Aircraft, построенные по технологии Х2, включают два турбовальных двигателя и сложную трансмиссию, состоящую из комбинации несущих соосных жестких винтов и хвостового толкающего винта. В свою очередь, в состав трехдвигательной силовой установки вертолета Sikorsky S-69/ХН-59А, а также высокоскоростного вертолета Ка-90, входят два турбовальных двигателя, приводящих в движение несущий винт с жесткими и укороченными лопастями, и турбореактивный двухконтурный двигатель (ТРДД). Предполагается, что скорость вертолета Ка-90 в режиме крейсерского полета может достигать 800 километров в час.

Сложный характер взаимодействия двигателей в составе многодвигательной силовой установки, работающих на общую трансмиссию, обуславливает следующие проблемы согласования отдельных контуров управления при изменении режимов работы двигателей:

- неравномерная нагрузка на главный редуктор трансмиссии и неравномерная выработка ресурса из-за разницы в мощности, отдаваемой каждым из двигателей;

- поддержание в заданных пределах требуемых значений основных газодинамических параметров при переходе на ручной режим управления с целью защиты главного редуктора от превышения крутящего момента или двигателя от перегрева.

Чтобы устранить дисбаланс мощностей двигателей в составе силовой установки, в настоящее время применяется способ, основанный на использовании параметров, позволяющих оценивать располагаемые мощности двигателей и выравнивать их значения за счет введения корректирующих сигналов в систему управления силовой установкой вертолета. Согласно рекомендациям ОАО «Камов» в качестве контролируемого параметра целесообразно выбирать частоту вращения ротора турбокомпрессора. Указанный способ имеет существенный недостаток, который заключается в том, что измеряемые частоты вращения лишь косвенно связаны с мощностью. Поэтому согласование режимов работы двигателей по частотам вращения в общем случае не обеспечивает равенства их мощностей. При этом уровень согласования последних зависит от индивидуальных характеристик двигателей и внешних условий, что предполагает экспериментальную настройку структуры и параметров системы управления при стендовых испытаниях двигателя.

Отмеченное обстоятельство обуславливает актуальность сформулированной темы диссертационной работы, направленной на разработку интегрированной системы управления силовой установкой вертолета по комплексу внутри-

двигательных параметров, в достаточной степени характеризующих мощность двигателей.

Степень разработанности темы. Вопросы интеграции взаимодействующих подсистем силовой установки летательных аппаратов получили широкое освещение в работах отечественных и зарубежных ученых: О.С.Гуревича, Ф.Д.Гольберга, С.А.Гаевского, Л.Н.Гецова, Г.В.Добрянского, Л.Н.Дружинина, Ю.В.Ковачича, Р.Л.Лейбова, Ф.Н.Морозова, Ф.Н.Олифирова, О.Д.Селиванова, С.А.Сиротина, В.М.Солдаткина, Ю.П.Тихомирова, Б.А.Черкасова, А.А.Шевякова, О.К.Югова, D.Fiebig, K.L.Linebrink, L.P.Myers, J.Schierman, D.Schmidt, R.W.Vizzini K.R.Walsh и многих других.

Большой вклад в решение задачи интеграции систем управления силовыми установками летательных аппаратов на основе согласования динамических характеристик взаимодействующих подсистем внесли работы Б.Н.Петрова, В.А.Боднера, В.И.Васильева, Б.Г.Ильясова, Ю.С.Кабальнова, В.М.Калинина, В.Г.Крымского, Г.Г.Куликова, Т.С.Мартьяновой, М.В.Меерова, В.Ю.Рутковского, Ю.А.Рязанова и многих других исследователей.

Однако специфические особенности согласования взаимодействия двух или более силовых агрегатов, работающих на общую нагрузку, исследованы в недостаточной степени. Это требует специального исследования, направленного на предотвращение недопустимых режимов работы и на обеспечение равномерного расходования ресурса каждым из двигателей в составе силовой установки вертолета.

Цель работы состоит в повышении эффективности системы управления силовой установкой вертолета за счет согласования режимов работы двигателей при одновременном поддержании в заданных пределах требуемых значений основных газодинамических параметров.

Задачи исследования. Для достижения указанной цели в диссертационной работе были поставлены и решены следующие задачи.

1. Проведен анализ функционального состава, газодинамических процессов, режимов работы, программ и законов управления турбовальными двигателями силовой установки вертолета.

2. Разработана математическая модель системы управления силовой установкой вертолета в составе двух турбовальных двигателей ARRIUS 2G с редуктором и двухрядным винтом, позволяющая комплексно оценивать поведение основных газодинамических параметров для автоматического и ручного режимов управления.

3. Разработан метод синтеза интегрированной системы управления силовой установкой вертолета с использованием комплекса газодинамических параметров, позволяющих оценивать располагаемые мощности двигателей и выравнивать их значения

4. Предложен алгоритм декомпозиции процедуры поиска параметров управляющей части, который позволяет свести решение исходной задачи высокой размерности к последовательности задач меньшей размерности.

5. Разработан метод синтеза алгоритма управления двигателями вертолета на основе принципа нечеткой стабилизации в условиях структурной и параметрической неопределенности, возникающей при переходе на ручной режим управления с последующим возвратом на исходный автоматический режим.

6. Проведена оценка эффективности разработанных методов синтеза на примере интегрированной системы синхронизации режимов работы двигателей силовой установки вертолета Ка-226Т.

Методология и методы исследования. Поставленные в диссертационной работе задачи решались с использованием методов системного анализа, теории систем автоматического управления, линейной алгебры, функционального анализа, нечетких множеств, компьютерного моделирования.

Объектом исследования является интегрированная система управления силовой установкой вертолета.

Предмет исследования: модели основных элементов интегрированной системы управления силовой установкой вертолета, методы синтеза интегрированной системы управления силовой установкой вертолета на основе синхронизации режимов работы двигателей с учетом требований к качеству процессов управления и принципа нечеткой стабилизации в условиях структурной и параметрической неопределенности.

Положения, выносимые на защиту:

1. Математическая модель системы управления силовой установкой вертолета в составе двух турбовальных двигателей ARRIUS 2G с редуктором и двухрядным винтом, основанная на описании рабочих процессов в двигателях и передачи энергии механическому движителю, что позволяет исследовать поведение системы для автоматического и ручного режимов управления.

2. Метод синтеза интегрированной системы управления силовой установкой вертолета, основанный на использовании комплекса газодинамических параметров, позволяющих оценивать располагаемые мощности двигателей и выравнивать их значения, что обеспечивает синхронизацию режимов работы двигателей с учетом требований к качеству процессов управления.

3. Алгоритм декомпозиции процедуры поиска параметров управляющей части, основанный на преобразовании подобия матрицы замкнутой системы и сведении последней к треугольному виду, что позволяет свести решение исходной задачи высокой размерности к последовательности задач меньшей размерности.

4. Метод синтеза алгоритма управления двигателями вертолета на основе принципа нечеткой стабилизации в условиях структурной и параметрической неопределенности, что позволяет обеспечивать желаемое поведение всего ансамбля выходных реакций при переходе на ручной режим управления с последующим возвратом на исходный автоматический режим.

5. Результаты оценки эффективности разработанных методов синтеза на примере интегрированной системы синхронизации режимов работы двигателей силовой установки вертолета Ка-226Т с использованием программного модуля «Модель многорежимной двухдвигательной силовой установки вертолета» (Свидетельство об официальной регистрации программы для ЭВМ № 2014660919), позволяющего автоматизировать основные процедуры, связанные с исследованием динамических характеристик интегрированной системы.

Научная новизна:

1. Математическая модель системы управления силовой установкой вертолета в составе двух турбовальных двигателей ARRIUS 2G с редуктором и двухрядным винтом, отличается тем, что за счет учета общей механической

трансмиссии она позволяет описывать поведение сильносвязанных объектов со сложной динамикой в широком диапазоне изменения режимов работы.

2. Новизна метода синтеза интегрированной системы управления силовой установкой вертолета, основанного на измерении комплекса газодинамических параметров, позволяющих оценивать располагаемые мощности двигателей, заключается в использовании дополнительного контура регулирования, предназначенного для согласования динамических характеристик локальных подсистем управления каждым из двигателей.

3. Алгоритм декомпозиции процедуры поиска параметров управляющей части отличается тем, что за счет использования дополнительных вспомогательных переменных удается обеспечить линейный характер систем параметрических уравнений даже в случае использования полноразмерных матриц управляющей части системы.

4. Новизна метода синтеза алгоритма управления двигателями вертолета на основе принципа нечеткой стабилизации в условиях структурной и параметрической неопределенности заключается в использовании специальных структурных условий, позволяющих находить аналитическое решение для нечеткого ожидания выходных реакций многорежимных систем с изменяемой структурой.

Теоретическая и практическая значимость работы заключается в следующем:

1. Существенно расширены общепринятые научные представления о принципах и подходах к синхронизации двигателей в рамках многодвигательной силовой установки вертолета.

2. Предложен эффективный метод интеграции силовой установки вертолета, устраняющий неравномерную нагрузку на главный редуктор трансмиссии и неравномерную выработку ресурса из-за разницы в мощностях, отдаваемых каждым из двигателей.

3. Раскрыт механизм декомпозиции задачи синтеза параметров управляющей части интегрированной системы синхронизации режимов работы двигателей силовой установки вертолета, позволяющий свести решение исходной задачи высокой размерности к последовательному решению систем линейных алгебраических уравнение убывающей размерности.

4. Установлены новые аналитические соотношения, позволяющие комплексно описывать поведение всего ансамбля выходных реакций систем управления двигателями вертолета в условиях нечеткой информации о свойствах случайных событий, связанных с необходимостью перехода на ручной режим управления и с последующим возвратом на исходный автоматический режим.

5. Математическая модель системы управления силовой установкой вертолета позволяет оценить влияние газодинамических процессов в каждом из двигателей на эффективность протекания единого термодинамического цикла и обосновать выбор комплекса управляемых параметров, использование которых приводит к увеличению продолжительности жизненного цикла и улучшению летно-технических характеристик летательного аппарата, в результате чего объем периодических регламентных работ сокращается в среднем на 10-15%.

6. Полученные в работе структурные схемы, законы и алгоритмы управления силовой установкой вертолета Ка-226Т с двигателями ARRIUS 2G обес-

печивают устойчивость и высокое качество динамических процессов в широком диапазоне условий эксплуатации. Практика применения программного модуля «Модель многорежимной двухдвигательной силовой установки вертолета» (Свидетельство об официальной регистрации программы для ЭВМ № 2014660919) свидетельствует о сокращении в среднем на 20–30% временных затрат на доводку аппаратуры управления.

Практическая значимость результатов подтверждается актом внедрения в производственную деятельность ОАО КумАПП (г.Кумертау) при проведении ОКР по созданию перспективного многоцелевого вертолета.

Степень достоверности и апробация результатов. Достоверность полученных результатов и выводов обосновывается тем, что в теоретических построениях использовались законы и подходы, справедливость которых признана в области системного анализа сложных технических систем, а также известный и корректный математический аппарат описания газодинамических процессов в авиационных двигателях; вводимые допущения мотивировались фактами, известными из практики эксплуатации систем авиационной автоматики.

Основные положения диссертационной работы докладывались и обсуждались на следующих конференциях: 2-ой Международной научно-практической конференции «Глобальный научный потенциал» (г. Тамбов, 2006 г.); III Международной научно-практической конференции «Актуальные проблемы информатики и информационных технологий» (г. Тамбов, 2006 г.); IX Международной научно-практической конференции «Теория и практика современной науки» (г. Москва, 2013 г.); 2-ой Международной конференции «Интеллектуальные технологии обработки информации и управления» (г. Уфа, 2014 г.); International Research Journal Conference XXXVII (г. Екатеринбург, 2015 г.); III Международной научной конференции «Перспективные направления развития современной науки» (г. Москва, 2015 г.)

Публикации. Основные результаты диссертационного исследования опубликованы в 12 работах, включая 4 статьи в научных изданиях из списка ВАК, коллективную монографию (изд-во «Машиностроение», г. Москва), 6 публикаций в трудах и материалах конференций и 1 свидетельство об официальной регистрации программы на ЭВМ.

Структура и объем работы. Диссертация состоит из введения, четырех глав, заключения и списка использованных источников. Основное содержание работы изложено на 177 страницах машинописного текста, включая 33 рисунков и 3 таблицы. Список литературы содержит 151 наименование и занимает 16 страниц.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обосновывается актуальность темы, формулируются цель и задачи исследования, излагаются результаты, выносимые на защиту, их новизна и практическая значимость.

В первой главе рассматриваются особенности современных интегрированных систем автоматического управления сложными техническими объектами на примере многодвигательных силовых установок вертолетов, определяющие основные принципы их разработки и применения в широком диапазоне условий полета. Особое место уделяется существующим методам синтеза алго-

ритмов согласованного управления сложными динамическими системами с децентрализованной структурой. На основе проведенного анализа формулируются цель и задачи исследования.

Во второй главе предлагается метод синтеза интегрированной системы управления многодвигательной силовой установки вертолета по комплексу внутриводвигательных параметров, в достаточной степени характеризующих мощность каждого из двигателей. Формирование этого комплекса осуществляется на основе исследования математической модели системы управления силовой установкой вертолета в составе двух турбовальных двигателей ARRIUS 2G с редуктором и двухрядным винтом.

Разработка математической модели проводилась в три этапа:

- формирование универсальной поэлементной нелинейной модели, отражающей физическое взаимодействие отдельных агрегатов и внешних устройств;

- построение линеаризованной модели заданной части системы;

- синтез управляющей части системы.

Двигатели семейства ARRIUS относятся к классу турбовальных двигателей с силовой турбиной мощностью 500 кВт, в состав каждого из которых входят следующие агрегаты:

- турбокомпрессор, включающий воздухозаборник кольцевого типа, одноступенчатый центробежный компрессор, кольцевую противоточную камеру сгорания, одноступенчатую осевую турбину;

- силовая турбина, представляющая собой одноступенчатую осевую турбину с соосным валом трансмиссии, заключенным в вал турбокомпрессора;

- выпускной диффузор.

Математическая модель описывает основные физические процессы, сопровождающие работу двигателя: впуск и сжатие воздуха, сгорание топлива, расширение продуктов горения и передача энергии механическому движителю. Рабочие процессы в двигателе иллюстрирует рисунок 1.

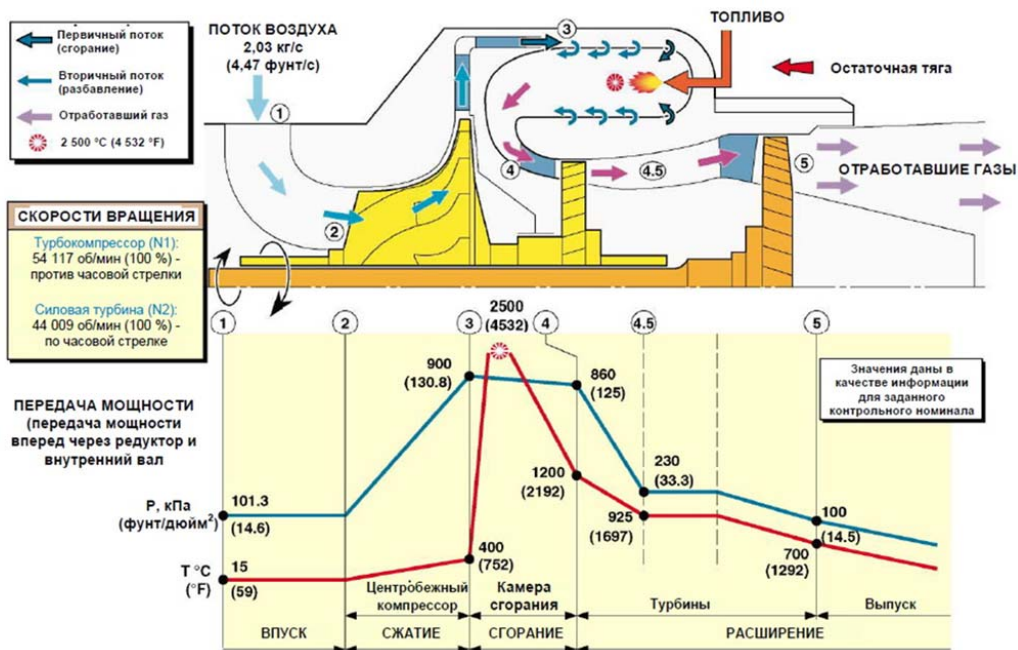


Рисунок 1 – Рабочие процессы в двигателе

Объединяет все процессы, протекающие в турбокомпрессоре двигателя, уравнение движения ротора турбокомпрессора:

$$J_{TK} \frac{dn_{TK}}{dt} = \frac{1}{(\pi/30)^2} \cdot \frac{L_T - L_K}{n_{TK}}, \quad (1)$$

где J_{TK} - полярный момент инерции вращающихся масс ротора турбокомпрессора; n_{TK} - частота вращения ротора турбокомпрессора; L_T, L_K - эффективные мощности, соответственно, турбины и компрессора.

Передача мощности от силовой турбины к движителю – воздушному винту – происходит через внутренний вал трансмиссии и редуктор.

Вращение основного силового привода через трансмиссию подчиняется следующему уравнению динамики:

$$J_{CT} \frac{dn_{CT}}{dt} = \frac{1}{(\pi/30)^2} \cdot \frac{L_{CT}\eta_{mp} - L_{винт} - L_{агр}}{n_{CT}}. \quad (2)$$

где J_{CT} - полярный момент инерции силовой турбины; n_{CT} - частота вращения силовой турбины; L_{CT} - мощность силовой турбины; $L_{винт} = C_{винт}\rho_v n_{винт}^3 D^5$ - суммарная мощность соосных винтов; $C_{винт} = C_{винт}(\varphi_{винт}; \lambda_{винт})$ - коэффициент мощности винтов, который зависит от $\lambda_{винт} = \frac{V_n}{n_{винт} D}$ - поступи винтов и $\varphi_{винт}$ - угла установки лопастей винтов; $n_{винт}$ - частота вращения винтов, D - диаметр винтов, V_n - скорость полета вертолета; $L_{агр}$ - мощность, идущая на привод агрегатов; η_{mp} - КПД трансмиссии.

Линеаризация уравнений (1), (2) позволяет получить следующую модель для одного двигателя, в которой фигурируют относительные отклонения соответствующих переменных:

$$\begin{aligned} \dot{x}_{n_{TK}} &= \beta_{1,1}x_{n_{TK}} + \beta_{1,2}x_{G_m}; \\ \dot{x}_{n_{CT}} &= \beta_{2,1}x_{n_{TK}} + \beta_{2,2}x_{n_{CT}} + \beta_{2,3}x_{G_m}. \end{aligned} \quad (3)$$

Система линеаризованных уравнений позволяет также сформировать комплекс параметров, характеризующих величины мощностей турбокомпрессора $x_{L_T}^{(i)}$ и силовой турбины $x_{L_{CT}}^{(i)}$ для каждого из двигателей ($i=1,2$)

$$x_{L_T}^{(i)} = c_{1,1}^{(i)}x_{n_{TK}}^{(1)} + c_{1,2}^{(i)}x_{n_{CT}}^{(i)}; \quad x_{L_{CT}}^{(i)} = c_{2,1}^{(i)}x_{n_{TK}}^{(1)} + c_{2,2}^{(i)}x_{n_{CT}}^{(i)}. \quad (4)$$

Объединяя системы уравнений состояния (3) для каждого из двух двигателей и уравнения (4), получаем систему уравнений силовой установки вертолета в стандартной форме записи

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= Ax(t) + Bu(t); \\ y(t) &= Cx(t), \end{aligned} \quad (5)$$

где $x(t) = \left[x_{n_{TK}}^{(1)}; x_{n_{CT}}^{(1)}; x_{n_{TK}}^{(2)}; x_{n_{CT}}^{(2)} \right]^T$, $y(t) = \left[x_{L_T}^{(1)}; x_{L_{CT}}^{(1)}; x_{L_T}^{(2)}; x_{L_{CT}}^{(2)} \right]^T$, $u(t) = \left[x_{G_m}^{(1)}; x_{G_m}^{(2)} \right]^T$ - векторы переменных состояния, выходных координат и управляющих воздействий.

На основе полученной модели предлагается метод синтеза интегрированной системы управления силовой установкой по комплексу внутриводвигательных параметров $y(t)$, обеспечивающий синхронизацию режимов работы двигателей с учетом требований к устойчивости и качеству процессов управления. Метод предусматривает измерение параметров, позволяющих оценивать располагаемые мощности двигателей и выравнивать их значения за счет введения корректирующих сигналов в систему управления силовой установкой вертолета. С этой целью требуется найти закон управления по выходу

$$u(t) = g(t) - Ky(t), \quad (6)$$

где K - действительная постоянная матрица, обеспечивающая желаемый закон Z^* распределения корней характеристического полинома замкнутой системы

$$\dot{x}(t) = (A - BKC)x(t) + Bg(t). \quad (7)$$

Основная идея предлагаемого метода основана на декомпозиции задачи синтеза, позволяющей свести решение исходной нелинейной задачи параметрического синтеза высокой размерности к последовательности линейных задач убывающей размерности. Это достигается за счет изменения базиса исходной модели и представления матрицы замкнутой системы в блочном виде

$$A_C = \left[\begin{array}{c|c} a_{11} - B_1R_1 & A_{12} - B_1R_2 \\ \hline A_{21} - B_2R_1 & A_{22} - B_2R_2 \end{array} \right],$$

здесь A_{12} - вектор-строка матрицы A размера $1 \times (n-1)$ ($n = \dim A$), A_{21} - вектор-столбец той же матрицы размера $(n-1) \times 1$, A_{22} - квадратная подматрица матрицы A размера $(n-1) \times (n-1)$, соответственно, B_1 и R_1 - первая строка и первый столбец матриц B и $R = KC$.

Переход к новому базису осуществляем с использованием преобразования подобия

$$\tilde{A}_C = P^{-1}A_C P, \text{ где } P = \left[\begin{array}{c|c} 1 & 0 \\ \hline T & I_{n-1} \end{array} \right]; P^{-1} = \left[\begin{array}{c|c} 1 & 0 \\ \hline -T & I_{n-1} \end{array} \right], T - \text{вектор-столбец}$$

мера $(n-1) \times 1$.

После преобразования получаем

$$\tilde{A}_C = \left[\begin{array}{c|c} a_{11} + A_{12}T - B_1F & A_{12} - B_1R_2 \\ \hline -T(a_{11} + A_{12}T - B_1F) + A_{21} + A_{22}T - B_2F & -TA_{12} + A_{22} + (TB_1 - B_2)R_2 \end{array} \right].$$

Полученная форма представления матрицы замкнутой системы позволяет сформировать совокупность систем линейных алгебраических уравнений относительно вспомогательных переменных T и $F = (R_1 + R_2T)$, которые последовательно задают желаемые значения элементам матрицы замкнутой системы, расположенным на главной диагонали, обнуляя одновременно все элементы, расположенные ниже. Алгоритм, реализующий описанную процедуру, можно представить в следующем виде.

Шаг 1: Формирование системы уравнений исходя из требования, чтобы первый столбец матрицы \tilde{A}_C , за исключением его первого элемента, был нулевым, а первый элемент был равен заданному значению из множества Z^*

$$a_{11} + A_{12}T - B_1F = z_1^*; -Tz_1^* + A_{21} + A_{22}T - B_2F = 0. \quad (8)$$

Шаг 2: Решение системы (8) обеспечивает следующую структуру матрицы \tilde{A}_C

$$\tilde{A}_C = \begin{bmatrix} z_1^* & | & A_{12} - B_1 R_2 \\ \hline 0 & | & -T A_{12} + A_{22} + (T B_1 - B_2) R_2 \end{bmatrix}.$$

Шаг 3: Представляем подматрицу $\tilde{A}_C^{(1)} = -T A_{12} + A_{22} + (T B_1 - B_2) R_2$ в следующей эквивалентной форме $\tilde{A}_C^{(1)} = A^{(1)} - B^{(1)} R_2$ и требуем размещения ее характеристических чисел аналогичным способом за счет матрицы R_2 .

Шаг 4: Применяем шаг 3 по отношению ко всем оставшимся матрицам $A^{(k+1)} = -T^{(k)} A_{12}^{(k)} + A_{22}^{(k)}$, $B^{(k+1)} = B_2^{(k)} - T^{(k)} B_1^{(k)}$ и новой совокупности вспомогательных переменных $T^{(k)}$ и $F^{(k)}$.

Шаг 5: Восстанавливаем в обратном порядке матрицу R : $R_1^{(k)} = F^{(k)} - R_2^{(k)} T^{(k)}$.

На первом шаге этого алгоритма формируется первый столбец матрицы. На втором шаге формируется блочная структура матрицы, содержащая подматрицу меньшей размерности, применительно к которой на шаге 3 происходит размещение ее характеристических чисел. На шаге 4 эта процедура повторяется для всех оставшихся подматриц. На завершающем шаге алгоритма происходит восстановление в обратном порядке исходной матрицы параметров.

Существенным преимуществом описанного метода синтеза является возможность использования матрицы параметров управляющей части системы K полного ранга, что позволяет, в частности, независимо регулировать мощности каждого из двигателей.

В третьей главе рассматривается задача синтеза алгоритма управления двигателями вертолета в условиях структурной и параметрической неопределенности, возникающей при переходе на ручной режим управления и при последующем возврате на исходный автоматический режим. Необходимость перехода на ручной режим связана с тем, что в процессе эксплуатации двигателя могут возникнуть условия, требующие ограничения величины частоты вращения турбокомпрессора с целью защиты главного редуктора от превышения крутящего момента или двигателя от перегрева. Регулирование в ручном режиме продолжается до полного устранения причины, вызвавшей необходимость перехода на ручной режим, после чего осуществляется обратное переключение на автоматическое регулирование частоты вращения силовой турбины. При этом многорежимная система управления двигателем должна обеспечивать устойчивость и качество управления при разнообразных переходах с одного режима на другой, чтобы устранить несогласованность состояний процесса управления в моменты переключения. В связи с этим возникает необходимость описать поведение всего ансамбля выходных реакций системы для множества ее возможных состояний с помощью некоторой обобщенной характеристики. Решение этой задачи усложняется тем, что в реальных условиях существует дефицит достоверной информации об условиях и ожидаемых моментах переключения, а также о возможных длительностях каждого из режимов. В качестве подобной характеристики в работе предлагается использовать нечеткое ожидание выходных реакций системы $y(t)$

$$E(y(t)) = \sum_{k=0}^2 \bar{y}_{l(k)}(t) = \sum_{k=0}^2 \int_{\theta_k} y(t, \tau_{l(k)}) f_k(\tau) d\tau. \quad (9)$$

Здесь $\bar{y}_{l(k)}(t)$ – частные нечеткие ожидания, соответствующие следующим режимам: $k = 0$ – исходный автоматический режим, $k = 1$ – режим ручного управления, $k = 2$ – возвращение к исходному автоматическому режиму; θ_k – временная область, соответствующая каждому режиму; $f_k(\tau)$ – функция принадлежности системы к соответствующему режиму; $y(t, \tau_{l(k)})$ – выходная реакция системы в этом же режиме.

Аналитическое описание функций принадлежности $f_k(\tau)$ находится в рамках их вероятностной трактовки с использованием формализма Дженнса, согласно которому наиболее непредвзятыми характеристиками нечетких множеств являются экстремали функционалов размытости.

В качестве критерия синтеза многорежимной системы управления двигателем вертолета предлагается использовать условие нечеткой стабилизируемости

$$|E\{y(k)\}| \leq b |E\{y(t_0)\}| \exp[-a(t-t_0)] + ch(1 - \exp[-a(t-t_0)]), \quad (10)$$

для всех t_0 и $t \geq t_0$, где $a > 0, b > 0, c > 0$, – заданные постоянные.

Требование нечеткой стабилизируемости (10) накладывает ограничения на корни характеристического полинома нечеткого ожидания. С этой целью в работе получены аналитические выражения для отдельных слагаемых изображения по Лапласу $L\{E(y(t))\}$ применительно к каждому из перечисленных режимов:

$k = 0$ – исходный автоматический режим; временная область, соответствующая этому режиму $\theta_0: \{0 \leq t \leq \tau_1\}$, функция принадлежности: $f_0(\tau_1) = \lambda e^{-\lambda \tau_1}$; $y(t, \tau_{l(0)}) = y_0(t)$ – выходная реакция в исходном автоматическом режиме, удовлетворяющая дифференциальному уравнению вида $P_0(D)y_0(t) = Q_0(D)x(t)$:

$$\bar{y}_{l(0)}(t) = \int_t^{\infty} y_0(t) \lambda e^{-\lambda \tau_1} d\tau_1 = y_0(t) e^{-\lambda t}.$$

Отсюда

$$L\{\bar{y}_{l(0)}(t)\} = L\{y_0(t) e^{-\lambda t}\} = Y_0(s + \lambda) = \frac{Q_0(s + \lambda)}{P_0(s + \lambda)} \cdot X(s + \lambda). \quad (11)$$

$k = 1$ – режим ручного управления; временная область, соответствующая этому режиму: $\theta_1: \{0 \leq \tau_1 \leq t \leq \tau_2\}$, функция принадлежности: $f_1(\tau) = \mu e^{-\mu(\tau_2 - \tau_1)}$; $y(t, \tau_{l(1)}) = y(t, \tau_1)$, где $y(t, \tau_1)$ удовлетворяет уравнению $P_1(D)y(t, \tau_1) = Q_1(D)x(t)$:

$$\bar{y}_{l(1)}(t) = \int_t^{\infty} \mu e^{-\mu(\tau_2 - \tau_1)} \cdot \int_0^t y(t, \tau_1) \lambda e^{-\lambda \tau_1} d\tau_1 d\tau_2 = \lambda e^{-\mu t} \int_0^t y(t, \tau_1) e^{-\gamma \tau_1} d\tau_1.$$

Отсюда

$$L\{\bar{y}_{l(1)}(t)\} = \frac{\lambda}{\gamma} [Y_1(s + \mu) - Y_1(s + \lambda)] + \frac{\lambda}{\gamma} [Y_0(s + \lambda) - Y_1(s + \lambda)] \frac{P_1(s + \lambda)}{P_1(s + \mu)}. \quad (12)$$

$k = 2$ – возвращение к исходному автоматическому режиму; временная область, соответствующая этому режиму: $\theta_2: \{0 \leq \tau_1 \leq \tau_2 \leq t\}$, функция принад-

лежности: $f_2(\tau) = \lambda e^{-\lambda\tau_1} \mu e^{-\mu(\tau_2-\tau_1)} \lambda e^{-\lambda(\tau_3-\tau_2)}$; $y(t, \tau_{l(2)}) = y(t, \tau_1, \tau_2)$, где $y(t, \tau_1, \tau_2)$ является решением уравнения $P_0(D)y(t, \tau_1, \tau_2) = Q_0(D)x(t)$:

$$\overline{y_{l(2)}}(t) = \int_0^{\infty} \int_0^{\tau_2} \int_0^{\tau_1} y(t, \tau_1, \tau_2) f_3(\tau) d\tau_1 d\tau_2 d\tau_3 = \lambda \mu e^{-\lambda t} \int_0^t \int_0^{\tau_2} y(t, \tau_1, \tau_2) e^{-\gamma(\tau_1-\tau_2)} d\tau_1 d\tau_2.$$

Отсюда

$$\begin{aligned} L\left\{\overline{y_{l(2)}}(t)\right\} &= \left[\frac{\lambda \mu [Y_1(s+\mu) - Y_0(s+\lambda)] P_1(s+\mu) + [Y_0(s+\lambda) - Y_1(s+\lambda)] P_1(s+\lambda)}{\gamma P_0(s+\lambda) P_1(s+\mu)} + \right. \\ &+ \left. \frac{-\lambda \mu y_0(s+\mu)}{\gamma P_0(s+\lambda)} \right] \times \frac{1}{\gamma} [P_0(s+\lambda) - P_0(s+\mu)] + \frac{\lambda \mu}{\gamma} \cdot \frac{y_0(s+\lambda)}{P_0(s+\lambda)} \times P_0'(s+\lambda) + \\ &+ \frac{\lambda \mu}{\gamma^2} \left(Y_0(s+\mu) - Y_0(s+\lambda) - \gamma \frac{d}{ds} Y_0(s+\lambda) \right). \end{aligned} \quad (13)$$

Искомый характеристический полином для нечеткого ожидания выходной реакции синтезируемой системы является общим знаменателем полученных выражений (11), (12) и (13)

$$P(s) = P_0^2(s+\lambda) P_0(s+\mu) P_1(s+\lambda) P_1(s+\mu). \quad (14)$$

Приближение полинома $P(s)$ к полиному $P^*(s)$ с желаемым распределением корней завершает процедуру синтеза.

Поскольку описанные структурные изменения происходят в неизвестных заранее условиях полета, то наряду со структурными возмущениями в много-режимной системе управления двигателем вертолета возникают и параметрические возмущения. Для формализации параметрической неопределенности в работе предлагается использовать нечетко заданные неопределенные параметры δ_r ($r = \overline{1, s}$), значения которых лежат в некоторых интервалах $[\delta_r^I; \delta_r^{II}]$. В этом случае речь идет о системах с неопределенными структурными и параметрическими возмущениями. Исследования, проведенные в работе, показали, что изображение нечеткого ожидания выходной реакции системы приобретает в этом случае трансцендентный вид

$$E_r(z) = V_r^I(z) + \frac{V_r^{II}(z)}{\delta_r^{II} - \delta_r^I} \frac{1}{G_0^r(z)} \ln \left[\frac{G_0^r(z) \delta_r^{II} + G_0(z)}{G_0^r(z) \delta_r^I + G_0(z)} \right], \quad (15)$$

где $V_r^I(z), V_r^{II}(z)$ - дробно-рациональные, а $G_0(z), G_0^r(z)$ - полиномиальные составляющие изображения.

В работе получены условия, позволяющие распространить требование нечеткой стабилизируемости (10) на системы, функционирующие в условиях структурной и параметрической неопределенности. Эти условия сформулированы в виде следующего утверждения.

Утверждение. Для обеспечения желаемого вида нечеткого ожидания выходных реакций исследуемой системы достаточно потребовать выполнения следующих условий:

$$G_0^r(z)/G_0(z) = const, \quad r = \overline{1, s}; \quad G_0(z) = G_0^*(z), \quad (16)$$

где $G_0^*(z)$ - полином с заданным распределением корней.

При выполнении условий (16) изображение нечеткого ожидания приобре-

тает дробно-рациональный вид с желаемым распределением полюсов, что обеспечивает выполнение требования нечеткой стабилизируемости.

В четвертой главе рассматриваются вопросы оценки эффективности предложенных методов синтеза интегрированной системы управления силовой установкой вертолета с использованием программного модуля «Модель интегрированной многодвигательной силовой установки вертолета», который позволяет автоматизировать основные процедуры, связанные с исследованием динамических характеристик такого рода систем. В связи с этим рассматривается задача выбора программной среды, в рамках которой можно реализовать весь комплекс вычислительных процедур с учетом требований к мобильности, интероперабельности, масштабируемости, а также других требований, которые предъявляются к современным программным системам. В результате проведенного анализа была выбрана система программирования Delphi 7 в версии Embarcadero Rad Studio 2010.

Структура программного комплекса включает два уровня:

- модуль «Ввод исходных данных»;
- модуль «Синтез интегрированной САУ СУ вертолета».

Диалоговые окна основных модулей программы показаны на рисунке 2.

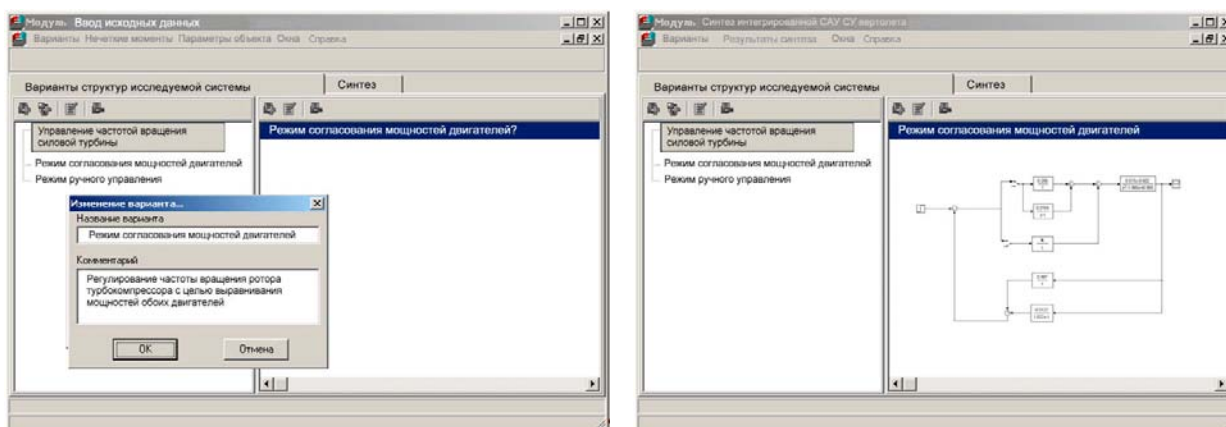


Рисунок 2 – Экранные формы модулей «Ввод исходных данных» и «Синтез интегрированной САУ СУ вертолета»

Экранная форма первого модуля представляет собой систему следующих закладок: «Варианты», «Нечеткие моменты», «Параметры объекта». Кроме того, главное меню каждого из модулей содержит обязательные пункты «Окна» и «Справка».

Закладка «Варианты» предназначена для редактирования вариантов структур исследуемой системы. С помощью выпадающего списка выбирается тип исследуемой системы, с которой работает программный комплекс. Редактирование осуществляется с помощью кнопки добавления варианта, кнопки добавления типового звена, кнопки редактирования варианта, кнопки удаления варианта.

Закладка «Нечеткие моменты» используется для ввода исходных данных о нечетких моментах времени переключения системы управления на ручной режим управления и обратного переключения на автоматический режим. Закладка «Параметры объекта» обеспечивает ввод параметров заданной части системы для выбранного режима работы силовой установки. Учитывая условия

параметрической неопределенности, в которых осуществляется функционирование системы управления силовой установкой вертолета, в программе предусмотрена возможность случайного разброса введенных параметров.

Модуль «Синтез интегрированной САУ СУ вертолета» является головным модулем программы, реализующим основные процедуры синтеза системы синхронизации режимов работы двигателей вертолета по комплексу параметров и многорежимной системы управления каждым из двигателей. Главное окно этого модуля включает две закладки: «Варианты» и «Результаты синтеза».

Закладка «Варианты» задает вариант структурной схемы исследуемой системы, который запускает соответствующую процедуру синтеза. Выбор варианта осуществляется с помощью выпадающего списка. Запуск процедуры расчета параметров производится с помощью кнопки «Синтез». При этом в правой части диалогового окна выводится структурная схема синтезированной системы.

Закладка «Результаты синтеза» запускает механизм моделирования синтезированной системы управления. В ее состав входят две подзакладки: «Результаты синтеза» и «Результаты моделирования». Подзакладка «Результаты синтеза» позволяет загружать структуру и параметры систем, синтезированных в данном модуле. С помощью подзакладки «Результаты моделирования» на экран выводятся данные, полученные в ходе моделирования синтезированных систем.

Результаты работы программного комплекса показаны на рисунках 3 и 4. На рисунке 3 показаны переходные процессы на выходах системы управления силовой установкой вертолета при подаче задающих воздействий последовательно на входы подсистем управления первым и вторым двигателем.

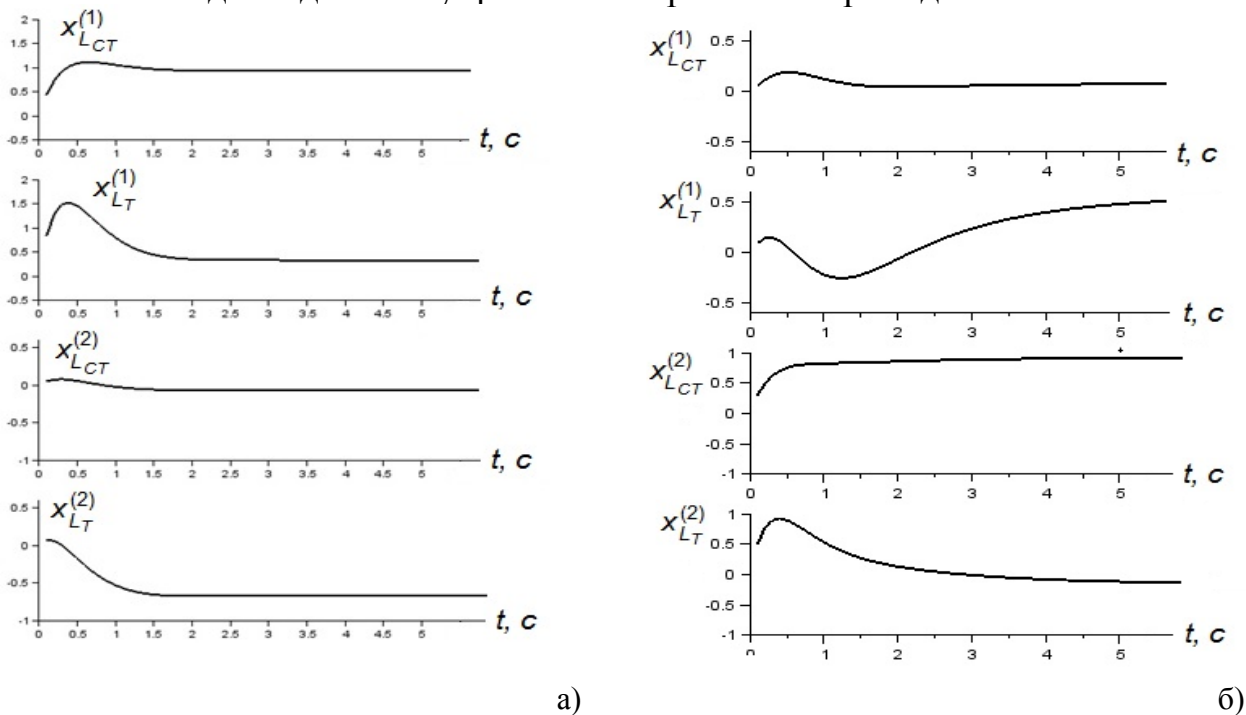


Рисунок 3 – Переходные функции системы синхронизации режимов работы двигателей силовой установки вертолета Ка-226Т: а) при подаче задающего воздействия на вход подсистемы управления первым двигателем, б) – вторым двигателем

Результаты моделирования синтезированной системы свидетельствуют о том, что предложенный метод синхронизации двигателей в составе силовой установки по предложенному комплексу параметров обеспечивает устойчивость и высокое качество динамических процессов.

На рисунке 4 представлены результаты исследования многорежимной системы управления двигателем вертолета с учетом случайного изменения структуры управляющей части: модель многорежимной системы и нечеткое ожидание выходной переменной этой системы.

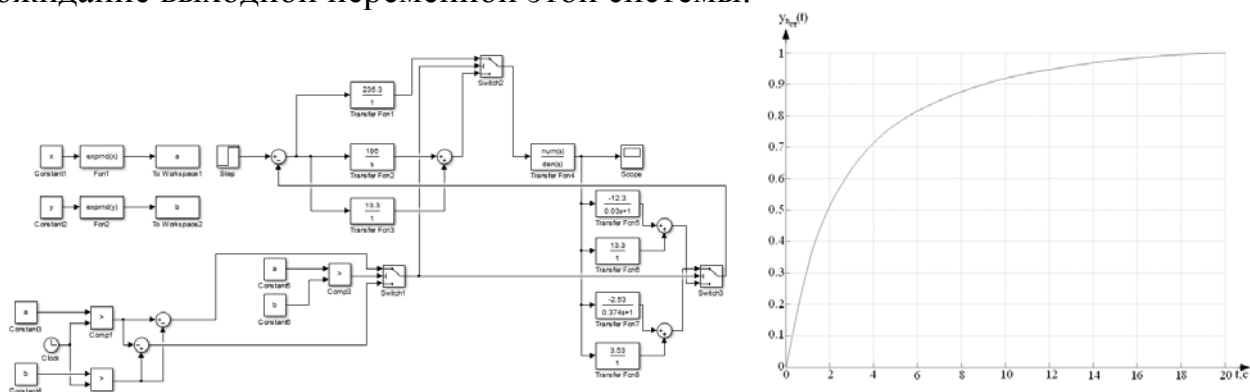


Рисунок 4 – Результаты исследования многорежимной системы управления двигателем вертолета

Многорежимная модель управления включает модель системы управления двигателем вертолета в автоматическом и ручном режиме, а также модель, имитирующую процесс переключения с режима автоматического режима управления на ручной и обратно в случайные моменты времени.

Для оценки характера поведения используемой обобщенной характеристики синтезированной системы в работе был проведен статистический эксперимент, предусматривающий сто реализаций случайного процесса изменения режимов работы двигателя вертолета. Осредненная характеристика, полученная в результате такого эксперимента, показана на рисунке 4.

На рисунке 5 показаны две характерные реализации переходных функций многорежимной системы управления.

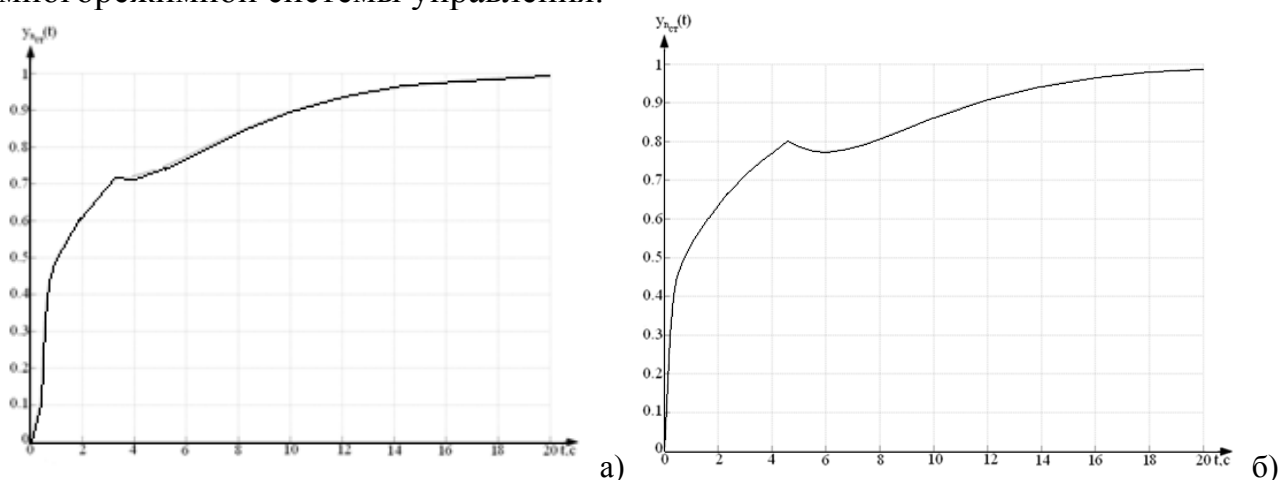


Рисунок 5 – Переходные функции многорежимной системы управления для моментов переключения структуры: а) $t_1=0.4123$ и $t_2=3.36$ б) $t_1=0.05672$ и $t_2=4.581$

Анализ результатов моделирования свидетельствует о том, что обеспечение аperiodического характера изменения нечеткого ожидания управляемой

переменной гарантирует не только желаемый вид переходных процессов на автоматическом и ручном режимах работы, но и обеспечивает согласование процессов при переходе на очередной режим работы системы.

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ И ВЫВОДЫ

В диссертационной работе сформулирована и решена задача построения интегрированной системы автоматического управления многодвигательной силовой установкой вертолета, обеспечивающей согласование режимов работы двигателей при одновременном поддержании в заданных пределах требуемых значений основных газодинамических параметров.

1. Разработана математическая модель системы управления силовой установкой вертолета в составе двух турбовальных двигателей ARRIUS 2G с редуктором и двухрядным винтом, позволившая обосновать выбор комплекса управляемых параметров, в достаточной степени характеризующих мощность каждого из двигателей.

2. Разработан метод синтеза интегрированной системы управления силовой установкой вертолета, обеспечивающий синхронизацию режимов работы двигателей, что устраняет неравномерную нагрузку на главный редуктор трансмиссии и неравномерную выработку ресурса из-за разницы в мощности, отдаваемой каждым из двигателей.

3. Предложен алгоритм декомпозиции задачи синтеза параметров управляющей части интегрированной системы синхронизации режимов работы двигателей силовой установки вертолета, позволяющий свести решение исходной задачи высокой размерности к последовательному решению систем линейных алгебраических уравнение убывающей размерности.

4. Разработан метод синтеза многорежимной системы управления каждым из двигателей силовой установки вертолета на основе принципа нечеткой стабилизации в условиях структурной и параметрической неопределенности, обеспечивающий желаемое поведение всего ансамбля управляемых переменных при переходе на ручной режим управления с последующим возвратом на исходный автоматический режим.

5. Проведена оценка эффективности разработанных методов синтеза на примере интегрированной системы синхронизации режимов работы двигателей силовой установки вертолета Ка-226Т.

ОСНОВНЫЕ ПУБЛИКАЦИИ ПО ТЕМЕ ДИСЕРТАЦИИ

В рецензируемых журналах из перечня ВАК

1. Синтез системы синхронизации режимов работы двигателей силовой установки вертолета / В.Н. Ефанов, А.А. Зайцева, С.Г. Микрюков // Авиакосмическое приборостроение, № 11, 2012. С. 3-9.

2. Интегрированная система управления многорежимной силовой установкой вертолета / В.Н. Ефанов, А.А. Зайцева, С.Г. Микрюков // Вестник УГАТУ: научный журнал УГАТУ. Т. 16, № 6 (51). 2012. С. 37–43.

3. Алгоритм совмещенного управления силовой установкой вертолета / В.Н. Ефанов, А.А. Зайцева, С.Г. Микрюков // Мехатроника, автоматизация, управление, №8, 2013. Стр. 59 – 64.

4. Система поддержки принятия решений экипажем вертолета на основе темпоральных прецедентов / В.Н. Ефанов, А.А. Зайцева // Вестник УГАТУ. 2014. Т. 18, № 5 (66). С. 161–170.

Коллективная монография и объект интеллектуальной собственности

5. Интеллектуальное управление летательным аппаратом в условиях структурной и параметрической неопределенности / В.Н. Ефанов, А.А. Зайцева // Интеллектуальные системы управления. Под ред. С.Н.Васильева. М.: Машиностроение, 2010. С. 135-141.

6. Свид. об офиц. рег. программы для ЭВМ № 2014660919. Модель многорежимной двухдвигательной силовой установки вертолета / А.П. Вельдяев, В.В. Дементьев, В.Н. Ефанов, А.А. Зайцева. Зарег. 20.10.2014. М.: Роспатент, 2014.

В трудах всероссийских и международных конференций

7. Повышение эффективности применения летательных аппаратов с использованием сингулярных режимов / А.А. Зайцева, Е.А. Лихачев // Глобальный научный потенциал: тр. 2-ой междунар. науч.-практ. конф. (23 – 24 июня 2006, г. Тамбов). Тамбов: ТГТУ, 2006. С. 78-79.

8. Проектирование бортовых информационно-управляющих систем с использованием новых информационных технологий / А.А. Зайцева, Е.А. Лихачев // Актуальные проблемы информатики и информационных технологий: тр. III междунар. науч.-практ. конф. (7–8 сентября 2006, г. Тамбов). Тамбов: ТГУ, 2006. С. 116-117.

9. Методика повышения эксплуатационных характеристик силовой установки вертолета типа ТВ3-117 / А.А. Зайцева, Е.А. Лихачев // Теория и практика современной науки: материалы IX междунар. науч.-практ. конф. (26–27 марта 2013, г. Москва). Т. I, М.: Изд-во «Спецкнига», 2013. С. 120-125.

10. Система поддержки принятия решений экипажем вертолета / В.Н. Ефанов, А.А. Зайцева // Информационные технологии интеллектуальной поддержки принятия решений: тр. II междунар. конф. (18 - 21 мая, 2014, г. Уфа). Уфа: УГАТУ, 2014. С. 135-143.

11. Программный комплекс исследования интегрированной многодвигательной силовой установки вертолета / А.А. Зайцева // Международный научно-исследовательский журнал: Сборник по результатам International Research Journal Conference XXXVII. Екатеринбург: МНИЖ. 2015. № 3 (34), Часть 1. С. 60 - 64.

12. Система синхронизации режимов многодвигательной силовой установки вертолета / А.А. Зайцева // Перспективные направления развития современной науки: Сб. научн. работ III Межд. научной конф. Евразийского Научного Объединения (г. Москва, март 2015). М.: ЕНО, 2015. С. 13-17.

Диссертант



А.А. Зайцева

ЗАЙЦЕВА Алина Александровна

ИНТЕГРИРОВАННАЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ
МНОГОДВИГАТЕЛЬНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКОЙ
ВЕРТОЛЕТА

Специальность:
05.13.01 – Системный анализ, управление
и обработка информации (в промышленности)

АВТОРЕФЕРАТ
диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Подписано к печати 25.06.2015 г. Формат 60x84 1/16
Бумага офсетная. Усл. печ. л. 1,27.
Тираж 100 экз. Заказ № 1387
Отпечатано: Кумертауский информационный центр – филиал
ГУП РБ Издательский дом «Республика Башкортостан»
Адрес: Республика Башкортостан, г. Кумертау, ул. Гафури, 26
Тел.: 8(34761)4-26-42