

На правах рукописи

АКЧУРИН Ришад Рашидович

**СТАБИЛИЗАЦИЯ СЛОЖНЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ
НА ОСНОВЕ СТРУКТУРНОЙ ДЕКОМПОЗИЦИИ
И ОЦЕНКИ ОБЛАСТЕЙ ПРИТЯЖЕНИЯ**

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

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

Уфа – 2010

Работа выполнена на кафедре авиационного приборостроения
ГОУ ВПО «Уфимский государственный авиационный технический университет»

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

Официальные оппоненты: д-р техн. наук, проф.
Юсупова Нафиса Исламовна
декан факультета информатики
и робототехники ГОУ ВПО Уфимский
государственный авиационный
технический университет

канд. техн. наук, доцент
Кренин Виталий Александрович
доцент кафедры теоретической
и прикладной механики
им. П. А. Кузьмина, ГОУ ВПО
Казанский государственный
технический университет
им.А. Н. Туполева

Ведущая организация ОАО «Московский институт
электромеханики и автоматики»,
г. Москва

Защита состоится « 17 » декабря 2010 г. в 10-00 часов
на заседании диссертационного совета Д-212.288.03
при Уфимском государственном авиационном техническом университете
по адресу: 450000, Уфа-центр, ул. К.Маркса, 12, УГАТУ

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке университета

Автореферат разослан « » 2010 г.

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

В. В. Миронов

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы. Непрерывное усложнение технических объектов, повышение ответственности выполняемых ими функций, расширение диапазона условий эксплуатации привело к появлению нового класса систем – сложных систем управления. Отличительными признаками сложных систем управления являются: многоцелевой аспект функционирования, который обусловлен трудностью однозначной формулировки цели управления, особенно в нестандартных ситуациях, связанных с неопределенностью поведения внешней среды, с дефицитом ресурсов и возможностью возникновения конфликтных ситуаций; сложность и изменчивость структуры, архитектуры и конфигурации; нелинейность характеристик и свойств элементов, а также отношений между ними; возрастание неопределенности в описании системы и особенно ее взаимодействия со средой. В связи с этим особое значение приобретает проблема обеспечения эффективности разрабатываемых технических систем, которая понимается как степень соответствия рассматриваемой системы поставленной задаче в заданных условиях эксплуатации. Значительный вклад в решение этой проблемы внесли отечественные и зарубежные ученые Б. Н. Петров, Н. П. Бусленко, А. А. Воронов, В. М. Глушков, А. А. Красовский, В. Ю. Рутковский, С. Д. Земляков, Б. Т. Поляк, Б. Г. Ильясов, В. И. Васильев, Ю. С. Кабальнов, Н. И. Юсупова, W. S. Chan, C. A. Desoer, M. Darwish, M. Ikeda, A. Macfarlane, H. Rosenbrock, D. D. Siliak, M. K. Sundareshan, S. Weisenberger, L. Zade.

Важное место среди систем данного класса занимают системы автоматического управления летательными аппаратами и их силовыми установками. Как показали исследования видных отечественных ученых – О. С. Гуревича, Ф. Д. Гольберга, Г. В. Добрянского, Т. С. Мартыановой, С. А. Сиротина, Б. А. Черкасова, Ф. А. Шаймарданова, А. А. Шевякова, С. К. Баранова, В. С. Брусова, А. В. Ильичева, В. Д. Волкова, В. А. Грушанского и многих других, – рациональное сочетание разнообразных целей функционирования отдельных подсистем управления аэродинамикой летательного аппарата, регулируемым воздухозаборником, выходным устройством и собственно двигателем в рамках единой интегрированной системы приводит к увеличению тяги, уменьшению расхода топлива, возрастанию продолжительности жизненного цикла и улучшению летно-технических характеристик. В целом за счет интеграции при том же самом оборудовании достигается увеличение радиуса действия летательного аппарата на 5–10%.

Тем не менее, ряд важных вопросов, связанных с рациональным сочетанием принципов централизованного и децентрализованного управления, а также с оценкой окрестности расчетного режима работы, в которой система сохраняет устойчивость и заданное качество управления, нуждается в дополнительных исследованиях. Указанное обстоятельство обуславливает актуальность сформулированной темы диссертационной работы, направленной на разработку методики децентрализованной стабилизации систем управления

летательными аппаратами и их силовыми установками, а также исследования их областей притяжения с использованием линеаризованных моделей.

Цель работы состоит в повышении эффективности систем автоматического управления летательным аппаратом и его силовой установкой за счет согласования режимов их работы и обеспечения заданной конфигурации области притяжения, гарантирующей экспоненциальную устойчивость нелинейной системы в требуемом диапазоне условий полета.

Задачи исследования. Для достижения поставленной цели в диссертационной работе были сформулированы следующие задачи:

1. Разработка метода децентрализованной стабилизации сложных систем управления на основе структурной декомпозиции управляющей части.

2. Разработка методики оценки областей притяжения сложных систем управления с применением канонической квадратичной формы задания функций Ляпунова.

3. Разработка методики формирования заданной конфигурации области притяжения в пространстве состояния исследуемой системы управления на основе концепции сверхустойчивости.

4. Оценка эффективности разработанных методов исследования на примере систем автоматического управления летательными аппаратами и их силовыми установками.

Методика исследования. При решении поставленных задач использовались принципы и методы системного анализа, теорий линейных и нелинейных систем автоматического управления, линейной алгебры, функционального анализа, интервальной математики, компьютерного моделирования.

На защиту выносятся

1. Метод стабилизации сложных систем управления на основе структурной декомпозиции управляющей части.

2. Методика оценки области притяжения нелинейной системы с применением канонической квадратичной формы задания функций Ляпунова.

3. Методика формирования заданной конфигурации области притяжения в пространстве состояния нелинейной системы управления на основе концепции сверхустойчивости.

4. Результаты исследования эффективности предложенных методов децентрализованной стабилизации сложных систем управления и анализа их областей притяжения на примере систем автоматического управления летательным аппаратом и его силовой установкой.

Научная новизна

1). Новизна метода стабилизации сложных систем управления на основе структурной декомпозиции управляющей части заключается в предложенном принципе устранения неопределенности, возникающей при декомпозиции многосвязного регулятора в совокупность многосвязных

подсистем, параметры которых билинейно входят в запись характеристического полинома замкнутой системы, в результате чего появляется возможность свести нелинейную задачу синтеза высокой размерности к последовательности линейных задач структурно-параметрического синтеза меньшей размерности.

2). Разработана методика количественной оценки областей притяжения нелинейных динамических систем, *отличающаяся тем*, что линеаризованная модель исследуемой системы предварительно приводится к диагональному виду или к форме Жордана с последующим построением функции Ляпунова в виде канонической квадратичной формы, в результате чего оценка области притяжения не зависит от характера используемых функций Ляпунова и целиком определяется видом распределения собственных чисел матрицы линеаризованной системы.

3). Научная новизна методики формирования заданной конфигурации области притяжения в пространстве состояния нелинейной системы управления состоит в том, что концепция сверхустойчивости распространяется на случай интервальной матрицы в записи линеаризованной системы уравнений состояния, элементы которой охватывают весь диапазон изменения параметров линеаризованной модели в заданной области притяжения.

Практическая значимость и реализация результатов работы

Метод стабилизации сложных систем управления на основе структурной декомпозиции управляющей части позволяет повысить эффективность функционирования систем управления за счет комплексного учета заданного набора требований: качества управления, точности, помехоустойчивости, физической реализуемости, а также позволяет сократить время, затраченное на расчетно-теоретические работы за счет уменьшения размерности задачи синтеза и повышения вычислительной эффективности, что достигается путем последовательного введения подсистем управления в управляющую часть системы и замены нелинейной системы параметрических уравнений совокупностью последовательно решаемых линейных систем.

Предложенная методика количественной оценки областей притяжения нелинейных динамических систем позволяет находить сферу максимального радиуса, вписанную в область притяжения нелинейной системы, что обеспечивает расширение диапазона расчетных режимов функционирования проектируемой системы.

Методика формирования заданной конфигурации области притяжения в пространстве состояния нелинейной системы управления позволяет существенно снизить уровень неопределенности в процессе эксплуатации, поскольку гарантирует сохранение устойчивости в требуемом диапазоне условий применения.

Полученные в работе структурные схемы, законы и алгоритмы управления обеспечивают аperiodический характер переходных процессов в

синтезированной САУ ТРДДФ при времени регулирования $t_p \approx 5$ с.

Разработанный программный модуль, зарегистрированный в Реестре программ для ЭВМ (свидетельство № 2009611587 «Композиционный синтез многоцелевого управления»), позволяет автоматизировать основные этапы синтеза сложных систем авиационной автоматики на основе принципа децентрализованной стабилизации.

Практическая значимость полученных результатов подтверждается актом внедрения в производственную деятельность Уфимского приборостроительного производственного объединения.

Апробация работы. Основные положения диссертационной работы докладывались и обсуждались на следующих научных конференциях: Десятой Всероссийской научно-технической конференции «Информационные технологии в науке, проектировании и производстве» (Нижний Новгород, 2003), Международной молодежной научной конференции «XII Туполевские чтения» (Казань, 2004), VIII Всероссийской научной конференции с международным участием «Решетневские чтения» (Красноярск, 2004), V Всероссийском Ахметгалеевском семинаре «Аналитическая механика, устойчивость и управление движением» (Казань, 2005), Второй Всероссийской научно-технической конференции с международным участием «Мехатроника, автоматизация и управление» (Уфа, 2005), Десятой международной конференции по компьютерным наукам и информационным технологиям «CSIT'2008» (Анталия, 2008).

Публикации. Основные результаты исследований по теме диссертации опубликованы в 13 работах, включая 2 статьи в научных изданиях из списка ВАК, 10 публикаций в центральных журналах, трудах и материалах конференций, 1 свидетельство об официальной регистрации программ для ЭВМ по теме диссертации.

Структура и объем работы. Диссертация состоит из введения, четырех глав, заключения и библиографического списка. Основное содержание работы изложено на 154 страницах машинописного текста, включая 18 рисунков и 2 таблицы. Библиографический список включает 155 наименований и занимает 15 страниц.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обосновывается актуальность темы, новизна и практическая значимость выносимых на защиту результатов.

В первой главе рассматриваются особенности систем автоматического управления сложными техническими объектами, определяющие основные принципы их разработки и применения. К их числу относятся: сложность и изменчивость структуры, архитектуры и конфигурации; нелинейность характеристик и свойств элементов, а также отношений между ними; неопределенность в точной формулировке цели управления, в поведении, движении системы. На основе проведенного анализа формулируются цель и основные задачи исследования.

Во второй главе излагается методика децентрализованной стабилизации

сложных технических систем с использованием линеаризованных и нелинейных моделей. Проблемная ситуация, возникающая при исследовании сложных технических систем, включает три основных аспекта: высокую размерность, неопределенность, которая охватывает все этапы жизненного цикла, и необходимость использования децентрализованных моделей. При этом на начальных этапах проектирования уровень неопределенности оказывается максимальным, поскольку удается оценить лишь то множество условий применения и режимов работы, для которых система в целом способна с определенной эффективностью выполнить поставленную перед ней задачу. Остальные варианты образуют множество нерасчетных условий функционирования, для которых параметры внешней среды и характеристики системы являются неопределенными. Кроме того, децентрализованный способ организации систем, хотя и позволяет уменьшить размерность задачи синтеза, но способствует увеличению неопределенности в оценке поведения систем, поскольку искусственно разорванные связи между подсистемами выступают в качестве неопределенных факторов вплоть до завершения процедуры синтеза.

Поскольку объем проводимых исследований должен обеспечивать снижение неопределенности до уровня, позволяющего осуществить обоснованный отбор рационального варианта построения системы, то совокупность анализируемых проектных альтернатив расширяется за счет экспериментов, которые могут быть осуществлены для увеличения объема достоверной информации о синтезируемой системе, а также за счет возможных результатов подобных экспериментов, что увеличивает и без того высокую размерность задачи проектирования.

Перечисленные проблемы определяют проблемную ситуацию, в рамках которой решается задача синтеза сложных систем управления. При исследовании систем этого класса широко используются методики, позволяющие оценить их поведение «в целом», без детализации конкретных характеристик типа «вход-выход». К числу таких подходов относится условие стабилизируемости. В наиболее общем виде данное условие можно сформулировать следующим образом.

Система является стабилизируемой, если для каждого наперед заданного числа $a > 0$ найдутся такое число $b > 0$ и такой закон управления, чтобы для выходных координат системы $y_i^o(t)$ выполнялось условие

$$\left| y_i^o(t) \right| \leq b \left| y_i^o(t_0) \right| \exp[-a(t - t_0)], \quad i = \overline{1, m}, \quad (1)$$

для всех t_0 при $g(t) = 0$ ($g(t)$ – вектор задающих воздействий) и $t \geq t_0$.

Потребуем, чтобы синтезируемое управление, помимо условия стабилизации (1), обеспечивало возможность фильтрации заданного спектра помех, требуемый порядок астатизма в главных каналах управления и независимое управление заданной совокупностью выходных координат системы.

Для придания регулятору фильтрующих свойств в его состав должны быть введены динамические подсистемы с заданным распределением полюсов,

обеспечивающим требуемую полосу пропускания частот. При этом количество вводимых подсистем определяется числом линейно независимых управляемых переменных в объекте управления. В свою очередь, заданный порядок астатизма синтезируемой системы управления требует включения в состав указанных подсистем определенного количества интегрирующих звеньев.

Пусть математическая модель заданной части системы имеет вид

$$\begin{aligned} \dot{x}_0(t) &= A_0 x_0(t) + B_0 u_0(t); \\ y_0(t) &= C_0 x_0(t). \end{aligned} \quad (2)$$

Здесь $x_0(t)$, $u_0(t)$, $y_0(t)$ – векторы переменных состояния, управлений и выходных координат с размерностями $\dim x_0(t) = n$, $\dim u_0(t) = l$ и $\dim y_0(t) = m$.

Для обеспечения независимого управления совокупностью выходных координат системы в ее состав вводится $\chi = \min\{l, m\}$ управляющих подсистем вида

$$\begin{aligned} \dot{z}_i(t) &= F_i z_i(t) + v_i(t); \\ y_i(t) &= z_i(t) + E_i v_i(t), \quad i = \overline{1, \chi}, \end{aligned} \quad (3)$$

где F_i – матрица, сопровождающая характеристический полином соответствующей подсистемы; элементы λ_j^i последней строки этой матрицы с номерами $j = \overline{1, n_i - \sigma}$ обеспечивают требуемые фильтрующие свойства вводимых подсистем, а элементы с номерами $j = \overline{n_i - \sigma + 1, n_i}$ – заданный порядок σ астатизма системы; E_i – нулевая матрица за исключением элементов, расположенных под главной диагональю, которые равны единице; $\dim z_i(t) = \dim v_i(t) = n_i$.

Взаимодействие объекта управления и управляющих подсистем описывается с помощью уравнений связей

$$\begin{aligned} v_i(t) &= T_i(g(t) - y_0(t)); \quad i = \overline{1, \chi}; \\ u_0(t) &= \sum_{i=1}^{\chi} G_i y_i(t). \end{aligned} \quad (4)$$

Параметры матриц T_i и G_i выбирают таким образом, чтобы обеспечить желаемое распределение корней характеристического полинома замкнутой системы.

Предлагаемая процедура синтеза базируется на следующем утверждении.

Утверждение 1. Пусть структура матриц T_i и G_i в (4) удовлетворяет следующим требованиям:

$$\begin{aligned} (T_i)_{pq} &= 0 \text{ для } p = \overline{1, v_i - 1}; \quad (T_i)_{pq} \neq 0 \text{ для } p = \overline{v_i, n_i}; \quad (G_i)_{pq} \neq 0 \text{ для } q = \overline{1, \gamma_i}; \\ (G_i)_{pq} &= 0 \text{ для } q = \overline{\gamma_i + 1, n_i}, \quad p = \overline{1, l}, \text{ причем } \gamma_i = v_i + 1. \end{aligned}$$

Тогда для характеристического полинома системы (2)–(3), замкнутой управлением (4), справедливо:

– элементы матриц T_i и G_i входят в запись всего множества

коэффициентов характеристического полинома;

– зависимость коэффициентов характеристического полинома от указанных элементов является линейной;

– характеристический полином при введении в состав системы очередной $(k+1)$ -ой подсистемы имеет вид

$$P_{k+1}(s) = \det(sI_{N_k} - A_k) \det(sI_{n_{k+1}} - F_{k+1}) + \Lambda_{k+1}(s) D_{k+1}(s) W_{k+1}(s) G_{k+1} \Phi_{k+1}(s),$$

где $\Phi_{k+1}(s) = [\Phi_i(s)]_{n_{k+1} \times 1}$, $\Phi_i(s) = s^{i-1}$; $D_{k+1}(s) = (I_{n_{k+1}} + (sI_{n_{k+1}} - F_{k+1})E_{k+1})T_{k+1}$;

$$\Lambda_{k+1}(s) = [\lambda_i(s)]_{1 \times n_{k+1}}; \lambda_i(s) = \sum_{j=0}^{n_{k+1}-i} \lambda_j^{k+1} s^{n_{k+1}-i-j}; W_k(s) = C_k (sI_{N_k} - A_k)^{-1} B_k.$$

Данное утверждение позволяет представить алгоритм синтеза параметров управляющей части в виде многоэтапной процедуры, на каждом шаге которой в состав синтезируемой системы вводится очередная подсистема управления (3) и вычисляются соответствующие матрицы T_i и G_i .

Пусть за счет введенных ранее подсистем в системе уже задано некоторое множество $\Xi_k^* = \{s_1^*, s_2^*, \dots, s_{\xi_k}^*\}$ полюсов. Чтобы $(k+1)$ -я подсистема не нарушала согласованное взаимодействие уже введенных подсистем, необходимо сохранить распределение полюсов, заданных на предыдущих этапах синтеза. Для этого достаточно потребовать выполнения условий

$$W_k(s_i^*) G_{k+1} \Phi_{k+1}(s_i^*) = 0; s_i^* \in \Xi_k^*. \quad (5)$$

Поскольку $\text{rank}(W_k(s_i^*)) = 1$, то вместо матрицы $W_k(s_i^*)$ можно использовать любую ее строку $W_j^k(s_i^*)$. В результате условия (5) будут эквивалентны системе линейных алгебраических уравнений относительно элементов матрицы G_{k+1}

$$(\Phi_{k+1}^T(s_i^*) \otimes W_j^k(s_i^*)) \widehat{G}_{k+1} = 0, \text{ для любого } j \in \{\overline{1, m}\}; s_i^* \in \Xi_k^*, \quad (6)$$

где \widehat{G}_{k+1} – прямая сумма столбцов матрицы G_{k+1} , \otimes – означает прямое (кронекерово) произведение матриц.

В свою очередь с помощью матрицы T_{k+1} задается очередное множество $Z_{k+1}^* = \{s_{\xi_k+1}^*, s_{\xi_k+2}^*, \dots, s_{\xi_k+\xi_{k+1}}^*\}$ полюсов синтезируемой системы

$$P_{k+1}(s_i^*) = 0; s_i^* \in Z_{k+1}^*. \quad (7)$$

Последнее требование также сводится к системе линейных алгебраических уравнений относительно параметров искомой матрицы T_{k+1}

$$\begin{aligned} & \left[(W_{k+1}(s_i^*) G_{k+1} \Phi_{k+1}(s_i^*))^T \otimes (\Lambda_{k+1}(s_i^*) (I_{n_{k+1}} + (s_i^* I_{n_{k+1}} - F_{k+1}) E_{k+1})) \right] \widehat{T}_{k+1} = \\ & = -\det(s_i^* I_{N_k} - A_k) \det(s_i^* I_{n_{k+1}} - F_{k+1}), s_i^* \in Z_{k+1}^*. \end{aligned} \quad (8)$$

Процедура синтеза завершается с введением в состав управляющей части последней подсистемы, если суммарное количество полюсов, заданное на отдельных этапах синтеза, будет равно порядку синтезируемой системы

$$\sum_{i=1}^{\chi} \xi_i = n + \sum_{i=1}^{\chi} n_i. \quad (9)$$

В работе показано, что управление (3)-(4), синтезированное по линеаризованной модели (2), обеспечивает квадратичную близость траекторий исходной нелинейной и линеаризованной систем в некоторой конечной области пространства состояний. Однако полученная качественная оценка сходимости оказывается недостаточной при разработке реальных систем, когда требуется максимально точная оценка области пространства состояний исследуемой системы, в которой управления, синтезированные по линейному приближению, обеспечивают стабилизацию нелинейной системы.

В третьей главе описывается методика количественной оценки областей притяжения нелинейных динамических систем с использованием канонической формы записи функций Ляпунова. Оценка области притяжения рассматривается как результат решения задачи условной оптимизации следующего вида

$$\Omega_R = \{x : \max V(x), \text{ при } V'(x) \leq 0\}, \quad (10)$$

где $V(x)$ – функция Ляпунова.

Запись функций Ляпунова в каноническом виде позволяет получать оценки областей притяжения, которые не зависят от характера квадратичных форм, используемых в качестве функций Ляпунова и целиком определяется видом распределения собственных чисел матрицы A линеаризованной системы

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) + X_1(x, u), \quad (11)$$

где $X_1(x, u)$ – совокупность только нелинейных членов выше первого порядка малости относительно $(x(t), u(t))$.

Предлагается три варианта преобразования подобия системы (11).

1) В случае различных вещественных собственных чисел матрицы A , после замены переменных $x = My$, функция Ляпунова задается в следующей форме:

$$V(y) = 0,5(y_1^2 + y_2^2 + \dots + y_n^2). \quad (12)$$

Показано, что для производной этой функции справедлива оценка

$$\frac{dV}{dt} < -\alpha \|y\|^2,$$

где $0 < \alpha < \min |\lambda_i + \mu_i|, i = \overline{1, n}$, λ_i – собственные числа матрицы A , константы μ_i находятся из условия, что в пространстве состояний системы (11)

существует область Ω , в которой выполняются неравенства $|(Y_1(y, t))_i| < \mu_i |y_i(t)|$,

$$Y_1(y, t) = M^{-1} X_1(My, t).$$

Тогда область притяжения определяется неравенством

$$\sum_{i=1}^n y_i^2 \leq R^2, \quad (13)$$

где R – максимальный радиус сферы, вписанной в область Ω .

2) Для вещественного собственного числа λ_k кратности, равной m_k , где $k = \overline{1, r}$, r – количество различных собственных чисел матрицы A , предлагается использовать преобразование

$$y_{m_k} = x_{m_k}, y_{m_k-1} = a_{m_k-1}x_{m_k-1}, \dots, y_1 = a_1 a_2 \dots a_{m_k-1} x_1, \quad (14)$$

позволяющее использовать функцию Ляпунова в следующем виде

$$V_k(y) = 0,5(y_1^2 + y_2^2 + \dots + y_{m_k}^2), \quad k = \overline{1, r}. \quad (15)$$

Для производной этой функции справедливо неравенство

$$-\frac{dV_k}{dt} \geq y_k^T Q_k(\alpha) y_k, \quad \text{где } y_k = [y_1, y_2, \dots, y_{m_k}]^T.$$

При этом квадратичная форма $y_k^T Q_k(\alpha) y_k$ положительно определена, если выполняется условие

$$\alpha > 0,5 \max_l |a_l|, \quad l = \overline{1, m_k - 1}. \quad (16)$$

3) При наличии комплексного собственного числа $\lambda_k = \alpha_k + j\beta_k$ кратности m_k , проводится замена переменных следующего вида

$$\begin{aligned} y_1 &= a_1 x_1; y_2 = a_2 x_2; \dots; y_{m_k} = a_{m_k} x_{m_k}; \\ y_{m_k+1} &= a_{m_k+1} x_{m_k+1}; y_{m_k+2} = a_{m_k+2} x_{m_k+2}; \dots; y_{2m_k} = a_{2m_k} x_{2m_k}, \end{aligned} \quad (17)$$

что позволяет использовать следующую форму функции Ляпунова

$$V_k(y) = \sum_{i=1}^{m_k} y_i y_{m_k+i}; \quad k = \overline{1, r} \quad (18)$$

с производной, удовлетворяющей условию

$$-\frac{dV_k}{dt} \geq y_k^T P_k(\alpha_k) \bar{y}_k, \quad (19)$$

где $y_k = [y_1, y_2, \dots, y_{m_k}]^T$, $\bar{y}_k = [y_{m_k+1}, y_{m_k+2}, \dots, y_{2m_k}]^T$.

Для квадратичной формы в (19) оказывается справедливым условие положительной определенности, аналогичное (16)

$$|\alpha_k| > 0,5 \max_l |b_l|, \quad b_l = a_l / a_{l+1}; \quad l = \overline{1, m_k - 1}. \quad (20)$$

Полученные соотношения можно интерпретировать как достаточные условия существования функций Ляпунова в виде канонической квадратичной формы для нелинейной системы (11), обеспечивающих экспоненциальную устойчивость и позволяющих оценить область притяжения нулевого положения равновесия.

Задача формирования требуемой конфигурации области притяжения в пространстве состояния исследуемой нелинейной системы управления

$$\dot{x}(t) = f(x, u) \quad (21)$$

решалась применительно к случаю задания желаемой области в виде многомерного параллелепипеда

$$p_i \leq x_i \leq q_i, \quad i = \overline{1, n}. \quad (22)$$

Применительно к (21) формируется интервальная матрица $\tilde{A} = [\tilde{a}_{ij}]_{n \times n}$,

$\tilde{A} \in M_{n \times n}(I(R))$. При этом нижние и верхние границы интервальных элементов этой матрицы $\tilde{a}_{ij} = [a_{ij}; \bar{a}_{ij}]$ вычисляются следующим образом. В случае, когда функции $f'_x(x, u)$, $f'_u(x, u)$ являются монотонными в области (22), тогда

$$\underline{a}_{ij} = \min_k a_{ij}^k; \quad \bar{a}_{ij} = \max_k a_{ij}^k; \quad i, j = \overline{1, n}, \quad (23)$$

где $A_k = [a_{ij}^k]_{n \times n}$, $k = 1, 2, \dots, 2^n$ - совокупность матриц, которые получаются при линейризации математической модели (21) в вершинах данного параллелепипеда.

В противном случае

$$\underline{a}_{ij} = \min_{p_i \leq x_i \leq q_i} f'_x(x, 0); \quad \bar{a}_{ij} = \max_{p_i \leq x_i \leq q_i} f'_x(x, 0); \quad \text{где } i, j = \overline{1, n}. \quad (24)$$

Введенная матрица \tilde{A} позволяет сформулировать следующее утверждение.

Утверждение 2. Область (22) пространства состояний системы (21) является областью притяжения, если

$$\sigma(A) = \min_i \left(-\bar{a}_{ii} - \sum_{j \neq i} \max \{ |a_{ij}|; |\bar{a}_{ij}| \} \right) > 0; \quad i = \overline{1, n}. \quad (25)$$

Сформулированное утверждение не только позволяет оценивать область, в которой сохраняется устойчивость систем, синтезированных на основе принцип децентрализованной стабилизации, но также может использоваться при выборе параметров, гарантирующих устойчивость систем в заданной области.

В частности, в работе рассмотрена задача синтеза системы координированного управления боковым движением самолета с использованием статического автопилота.

Нелинейные дифференциальные уравнения бокового движения имеют вид:

$$\begin{aligned} mV \left(\frac{d\beta}{dt} - \omega_x \sin \alpha - \omega_y \cos \alpha \right) &= c_z q S + G \sin \gamma \cos \vartheta; \\ J_x \frac{d\omega_x}{dt} &= M_x; \quad J_y \frac{d\omega_y}{dt} = M_y; \\ \omega_x &= \frac{d\gamma}{dt} + \frac{d\psi}{dt} \sin \vartheta; \quad \omega_y = \frac{d\psi}{dt} \cos \vartheta \cos \psi + \frac{d\gamma}{dt} \sin \gamma, \end{aligned} \quad (26)$$

где M_x, M_y - проекции моментов всех внешних сил относительно соответствующих осей; J_x, J_y - осевые моменты инерции; c_z - коэффициент боковой силы; ω_x, ω_y - проекции угловой скорости; m, V - масса и скорость полета самолета; $\alpha, \beta, \gamma, \psi, \vartheta$ - углы, соответственно, атаки, скольжения, крена, рыскания и тангажа; $q = \frac{\rho V^2}{2}$ - скоростной напор, S - площадь крыла.

Для линейризованной модели бокового движения самолета

$$\begin{aligned}
& (p + b_{11}(\beta, \omega_x, \omega_y))\bar{\beta} + b_{12}(\beta, \omega_x, \omega_y)\bar{\omega}_x + b_{13}(\beta, \omega_x, \omega_y)\bar{\omega}_y = 0; \\
& b_{21}(\beta, \omega_x, \omega_y)\bar{\beta} + (p + b_{22}(\beta, \omega_x, \omega_y))\bar{\omega}_x + b_{23}(\beta, \omega_x, \omega_y)\bar{\omega}_y = -c_{\mathcal{D}}(\beta, \omega_x, \omega_y)\bar{\delta}_{\mathcal{D}}; \\
& b_{31}(\beta, \omega_x, \omega_y)\bar{\beta} + b_{32}(\beta, \omega_x, \omega_y)\bar{\omega}_x + (p + b_{33}(\beta, \omega_x, \omega_y))\bar{\omega}_y = -c_H(\beta, \omega_x, \omega_y)\bar{\delta}_H, \quad (27)
\end{aligned}$$

где $p = \frac{d}{dt}$; $\bar{\beta}$, $\bar{\omega}_x$, $\bar{\omega}_y$, $\bar{\delta}_{\mathcal{D}}$, $\bar{\delta}_H$ – относительные отклонения угла скольжения, проекций угловой скорости и углов установки, соответственно, элеронов и руля направления, были найдены условия, при выполнении которых передаточные числа каналов автопилота

$$\begin{aligned}
\bar{\delta}_{\mathcal{D}} &= K_{11}\bar{\beta} + K_{12}\bar{\omega}_x + K_{13}\bar{\omega}_y; \\
\bar{\delta}_H &= K_{21}\bar{\beta} + K_{22}\bar{\omega}_x + K_{23}\bar{\omega}_y, \quad (28)
\end{aligned}$$

обеспечивают область притяжения, ограниченную неравенствами

$$0 \leq \beta \leq 0,262 \text{ рад.}, \quad 0 \leq \omega_x \leq 5 \text{ рад./с.}, \quad 0 \leq \omega_y \leq 5 \text{ рад./с.} \quad (29)$$

Учитывая, что коэффициенты модели (27) меняются в области (29) в следующих пределах:

$$\begin{aligned}
& 1,56 \leq b_{11} \leq 2,07; \quad b_{12} = 0 - \text{const}; \quad b_{13} = 1 - \text{const}; \quad 9,5 \leq b_{21} \leq 15,8; \\
& 4,82 \leq b_{22} \leq 6,7; \quad 0,41 \leq b_{23} \leq 0,43; \quad 4,3 \leq b_{31} \leq 5,76; \quad 0,0058 \leq b_{32} \leq 0,037; \\
& 0,16 \leq b_{33} \leq 0,22; \quad 19,0 \leq c_{\mathcal{D}} \leq 30,7; \quad 2,26 \leq c_H \leq 3,18,
\end{aligned}$$

искомые значения параметров автопилота должны удовлетворять соотношениям

$$\begin{aligned}
& -30,7K_{11} + 19,0K_{12} - 30,7K_{13} > 11,41; \\
& -3,18K_{21} + 2,26K_{23} - 3,18K_{22} > 5,637.
\end{aligned}$$

Условие (25) требует, чтобы параметры управляющей части входили в запись всех строк матрицы замкнутой системы. Если структура этой матрицы не удовлетворяет сформулированному требованию, то более предпочтительным может оказаться следующее утверждение, в котором фигурируют как строки, так и столбцы исследуемой матрицы.

Утверждение 3. Область (22) пространства состояний системы (21) является областью притяжения, если

$$\begin{aligned}
\sigma(A) &= \min_i \left(-\bar{a}_{ii} - \left(\sum_{\substack{j=1 \\ j \neq i}}^n \max \{ \underline{a}_{ij}; |\bar{a}_{ij}| \} \right)^\eta \left(\sum_{\substack{j=1 \\ j \neq i}}^n \max \{ \underline{a}_{ji}; |\bar{a}_{ji}| \} \right)^{1-\eta} \right) > 0; \\
0 &\leq \eta \leq 1; \quad i = \overline{1, n}. \quad (30)
\end{aligned}$$

Для иллюстрации данного подхода в работе рассмотрена задача управления короткопериодическим движением самолета.

Линеаризованная система имеет вид:

$$\begin{aligned}
& (p + a_{22}(\alpha, \omega_z))\bar{\alpha} - \bar{\omega}_z = 0; \\
& (a_{30}(\alpha, \omega_z)p + a_{32}(\alpha, \omega_z))\bar{\alpha} + (p + a_{33}(\alpha, \omega_z))\bar{\omega}_z = -c_B(\alpha, \omega_z)\bar{\delta}_B.
\end{aligned}$$

Здесь $\omega_z = \dot{\vartheta}$, α – угол атаки, ϑ – угол тангажа, δ_B – угол отклонения

руля высоты.

Уравнение автопилота имеет вид:

$$\bar{\delta}_B = -K_1 \bar{\alpha} + K_2 \bar{\omega}_z.$$

Потребуем, чтобы область притяжения отвечала следующим ограничениям $0 \leq \alpha \leq 0,262$ рад., $0 \leq \omega_z \leq 5$ рад./с.

Для данного диапазона условий полета коэффициенты линеаризованной модели меняются в следующих пределах:

$$2,4 \leq a_{22} \leq 2,5; 0,4 \leq a_{30} \leq 0,7; 16 \leq a_{32} \leq 38;$$

$$2,2 \leq a_{33} \leq 2,45; 49 \leq c_B \leq 100.$$

Интервальная матрица замкнутой системы в рассматриваемом случае будет следующей:

$$\tilde{A} + \tilde{B}K = \begin{bmatrix} [-2,5; -2,4] & [1; 1] \\ [-37,04 - 100K_1; -14,25 - 49K_1] & [-3,15 - 100K_2; -2,6 - 49K_2] \end{bmatrix}.$$

Поскольку первая строка этой матрицы не зависит от параметров управляющей части, то условие (25) позволяет только проверить, является ли заданная область в пространстве состояний областью притяжения. В то же время, полагая, например, $\eta = 0,8$, на основе (30) получаем следующую систему неравенств

$$\sigma_1(A) = 2,4 - (37,04 + 100K_1)^{0,2} > 0;$$

$$\sigma_2(A) = 2,6 + 49K_2 - (37,04 + 100K_1)^{0,8} > 0.$$

Одно из возможных решений этой системы, гарантирующее заданную область притяжения, имеет вид $K_1 = 0,4$, $K_2 = 0,7$.

Общая особенность условий (25) и (30) состоит в том, что они требуют выполнения интервальных вычислений. Чтобы упростить вычислительную процедуру, в работе предлагается еще одна модификация условий задания желаемой области притяжения. Эта модификация предусматривает использование специальной мажорирующей матрицы. Пусть имеется неотрицательная матрица $B = [b_{ij}]_{n \times n}$ такая, что $\max\{\underline{a}_{ij}; |\bar{a}_{ij}|\} \leq b_{ij}$ и μ – максимальное характеристическое число этой матрицы. Тогда справедливо следующее утверждение.

Утверждение 4. Область (22) пространства состояний системы (21) является областью притяжения, если

$$\sigma(A) = \min_i (-\bar{a}_{ii} - \mu + b_{ii}) > 0; i = \overline{1, n}. \quad (31)$$

В четвертой главе приводится описание разработанного программного модуля, позволяющего автоматизировать основные этапы синтеза сложных систем авиационной автоматики на основе принципа децентрализованной стабилизации. С его помощью был сформирован функциональный облик системы управления параметрами ТРДДФ, обеспечивающей согласованное взаимодействие локальных подсистем управления расходом основного и форсажного топлива, а также реактивным соплом. Линеаризованная

математическая модель этого двигателя имеет вид

$$\begin{bmatrix} \dot{n}_2(t) \\ \dot{n}_1(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_{\dot{n}_2 n_2} & k_{\dot{n}_2 n_1} \\ k_{\dot{n}_1 n_2} & k_{\dot{n}_1 n_1} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} n_2(t) \\ n_1(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} k_{\dot{n}_2 G_T} & k_{\dot{n}_2 F_C} & k_{\dot{n}_2 G_\Phi} \\ k_{\dot{n}_1 G_T} & k_{\dot{n}_1 F_C} & k_{\dot{n}_1 G_\Phi} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} G_T(t) \\ F_C(t) \\ G_\Phi(t) \end{bmatrix};$$

$$\begin{bmatrix} n_2(t) \\ \pi_{T_\Sigma}^*(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ k_{\pi_{T_\Sigma}^* n_2} & k_{\pi_{T_\Sigma}^* n_1} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} n_2(t) \\ n_1(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ k_{\pi_{T_\Sigma}^* G_T} & k_{\pi_{T_\Sigma}^* F_C} & k_{\pi_{T_\Sigma}^* G_\Phi} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} G_T(t) \\ F_C(t) \\ G_\Phi(t) \end{bmatrix}.$$

В свою очередь, комплекс исполнительный устройств двигателя описывается следующей совокупностью уравнений

$$\begin{bmatrix} \dot{G}_T(t) \\ \dot{F}_C(t) \\ \dot{G}_\Phi(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_{\dot{G}_T G_T} & 0 & 0 \\ 0 & k_{\dot{F}_C F_C} & 0 \\ 0 & 0 & k_{\dot{G}_\Phi G_\Phi} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} G_T(t) \\ F_C(t) \\ G_\Phi(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} k_{\dot{G}_T u_{G_T}} & 0 & 0 \\ 0 & k_{\dot{F}_C u_{F_C}} & 0 \\ 0 & 0 & k_{\dot{G}_\Phi u_{G_\Phi}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_{G_T}(t) \\ u_{F_C}(t) \\ u_{G_\Phi}(t) \end{bmatrix}.$$

К системе управления ТРДДФ предъявляются следующие требования:

– независимое управление частотой вращения ротора высокого давления и степенью расширения газа в турбине в соответствии с программой $n_2 = \text{const}$;
 $\pi_{T_\Sigma}^* = \text{const}$;

– заданные значения регулируемых параметров должны поддерживаться на основных эксплуатационных режимах с нулевой установившейся ошибкой;

– характер переходных процессов, вызванных управляющими воздействиями или возмущениями, должен быть по возможности монотонным, без отрицательных забросов, перерегулирование не должно превышать $2 \div 4$ %, а длительность переходного процесса не должна быть более $3 \div 8$ секунд.

Независимое управление выходными величинами двигателя требует введения в состав управляющей части системы $\chi = \min\{3, 2\} = 2$ – двух подсистем. В соответствии с этим процедура синтеза будет состоять из двух этапов. На первом этапе осуществляется синтез подсистемы управления частотой вращения ротора компрессора высокого давления

$$\dot{z}_1(t) = v_1(t); v_1(t) = \begin{bmatrix} T_1^{(1)} & T_2^{(1)} \end{bmatrix} \varepsilon(t) = T_1 \varepsilon(t); \varepsilon(t) = r(t) - y_0(t);$$

$$y_1(t) = z_1(t); u_0(t) = \begin{bmatrix} G_1^{(1)} & G_2^{(1)} & G_3^{(1)} \end{bmatrix}^T y_1(t) + g_2(t) = G_1 y_1(t) + g_2(t).$$

В свою очередь, на втором этапе вводится подсистема управления степенью расширения газа в турбине

$$\dot{z}_2(t) = F_2 z_2(t) + v_2(t); v_2(t) = \begin{bmatrix} T_1^{(2)} & T_2^{(2)} \\ T_3^{(2)} & T_4^{(1)} \end{bmatrix} \varepsilon(t) = T_2 \varepsilon(t); y_2(t) = z_2(t) + E_2 v_2(t);$$

$$u_0(t) = G_1 y_1(t) + \begin{bmatrix} G_1^{(2)} & G_2^{(2)} \\ G_3^{(2)} & G_4^{(2)} \\ G_5^{(2)} & G_6^{(2)} \end{bmatrix} y_2(t) = G_1 y_1(t) + G_2 y_2(t).$$

Структурная схема системы управления представлена на рис. 1.

Для обеспечения требуемых показателей качества управления было выбрано распределение полюсов замкнутой системы по геометрической прогрессии $Z^* = \{-0,9; -1,8; -3,6; -7,2; -14,4; -28,8; -57,6; -115,2\}$. При этом параметры управляющей части системы принимают следующие значения:

$$T_1 = [-1,000 \quad -3,000], \quad G_1^T = [-0,435 \quad 0,635 \quad 3,583];$$

$$T_2 = \begin{bmatrix} 0,464 & 0,285 \\ 17,855 & -11,000 \end{bmatrix}, \quad G_2 = \begin{bmatrix} -208,401 & -0,896 \\ 11,364 & 0,324 \\ 23,078 & 0,900 \end{bmatrix}.$$

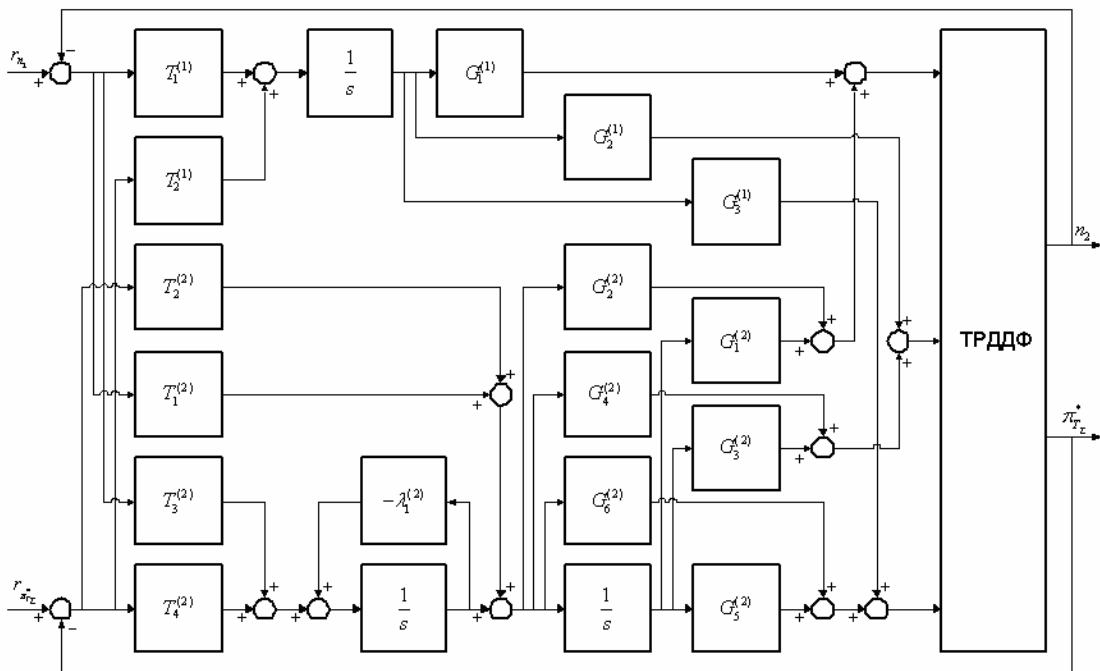


Рисунок 1 – Система управления параметрами ТРДДФ

Как показали результаты моделирования, приведенные на рис. 2, переходные процессы в синтезированной системе имеют аperiodический характер, время регулирования составляет 5 с.

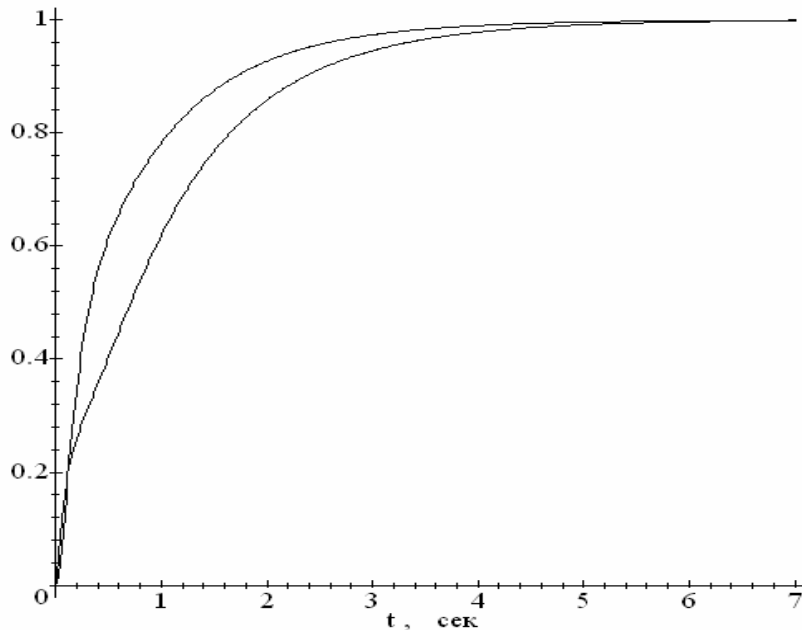


Рисунок 2 – Переходные функции синтезированной САУ ТРДДФ

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ И ВЫВОДЫ

В диссертационной работе сформулированы и решены задачи стабилизации сложных систем управления на основе структурной декомпозиции управляющей части и исследования их областей притяжения с использованием линеаризованных моделей.

1. Разработан метод децентрализованной стабилизации сложных систем управления, который обеспечивает уменьшение размерности задачи синтеза за счет поочередного введения локальных подсистем управления и позволяет заменить решение нелинейной системы параметрических уравнений совокупностью последовательно решаемых линейных систем уравнений.

2. Предложена методика оценки областей притяжения нелинейных систем с применением канонической квадратичной формы задания функций Ляпунова, позволяющей оценивать область притяжения нулевого положения равновесия в виде сферы максимального радиуса.

3. Разработана методика формирования заданной области притяжения в виде многомерного параллелепипеда в пространстве состояний исследуемой системы, которая базируется на полученных условиях сверхустойчивости интервальной матрицы в записи линеаризованной системы уравнений состояния, элементы которой охватывают весь диапазон изменения параметров линеаризованной модели в заданной области притяжения.

4. Разработан программный модуль, позволяющий автоматизировать основные этапы синтеза сложных систем авиационной автоматики на основе принципа децентрализованной стабилизации. Результаты внедрения программного модуля (УППО, г. Уфа) свидетельствуют о том, что его применение позволяет сократить время, затраченное на расчетно-теоретические работы, в среднем на 20–30 %.

ОСНОВНЫЕ ПУБЛИКАЦИИ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

Публикации в периодических изданиях из списка ВАК:

1. Синтез сложных систем управления в условиях целевой неопределенности / **Р. Р. Акчурин, В. Н. Ефанов** // Системы управления и информационные технологии. 2008. № 3 (33). С. 320–324.

2. Повышение эффективности применения сложных технических систем с летательными аппаратами на основе анализа областей притяжения / **Р. Р. Акчурин, В. Н. Ефанов** // Вестник УГАТУ. Серия «Управление, выч. техника и информатика»: науч. журнал УГАТУ. 2009. Т. 12, № 1 (30). С. 16–23.

Другие публикации:

3. Оценка области притяжения нелинейных систем построением канонической квадратичной формы / **Р. Р. Акчурин, Ш. А. Юлдашбаев** // Информационные технологии в науке, проектировании и производстве: матер. 10-й Всерос. науч.-техн. конф. Нижний Новгород: изд-во НГТУ, 2003. С. 39.

4. Оценка области притяжения нелинейной системы на основе диагонализации матрицы состояния / **Р. Р. Акчурин** // XII Туполевские чтения: матер. междунар. молодеж. научн. конф. Казань: изд-во КГТУ, 2004. Т. 2. С. 137–138.

5. Исследование устойчивости нестационарных систем управления газотурбинным двигателем / **Р. Р. Акчурин, Ш. А. Юлдашбаев, Д. Ф. Муфаззалов** // Решетневские чтения: матер. VIII Всерос. науч. конф. с междунар. участием. Красноярск: изд-во СибГАУ, 2004. С. 84–86.

6. Выбор параметров регуляторов системы управления ГТД методом покоординатной оптимизации / **Р. Р. Акчурин, Ш. А. Юлдашбаев** // Аналитическая механика, устойчивость и управление движением: матер. V Всерос. Ахметгалеевского сем. Казань: изд-во КГТУ, 2005. С. 109–111.

7. Оптимизация параметров систем автоматического управление методом покоординатного спуска / **Р. Р. Акчурин, Ш. А. Юлдашбаев, Д. Ф. Муфаззалов** // Мехатроника, автоматизация и управление МАУ'2005: Вторая Всерос. науч.-техн. конф. с междунар. участием: сб. науч. тр. Т. 1. Уфа: изд-во УГАТУ, 2005. С. 63–65.

8. Оценка области притяжения нелинейных систем построением канонической квадратичной формы / **Р. Р. Акчурин** // Аспирант и соискатель. 2006. № 2 (33). С. 232–237.

9. Об одном приеме построения квадратичной формы с переменными коэффициентами для исследования устойчивости нестационарных систем / **Р. Р. Акчурин** // Аспирант и соискатель. 2006. № 3 (34). С. 203–207.

10. Синтез многофункциональных систем управления с использованием принципа структурной декомпозиции / **Р. Р. Акчурин, В. Н. Ефанов** // Информационные технологии моделирования и управления: науч.-техн. журнал. Воронеж: Научная книга, 2008. Вып. 3 (46). С. 283–292.

11. Исследование сложных технических систем на основе анализа областей притяжения / **Р. Р. Акчурин, В. Н. Ефанов** // 10-я Междунар. конф. по компьютерным наукам и информационным технологиям CSIT'2008: сб.

науч. тр. Анталия, 2008. Т. 3. С. 131 –136 (Статья на англ. яз.).

12. Информационные технологии проектирования сложных систем авиационной автоматики / **Р. Р. Акчурин, В. Н. Ефанов, Д. Ф. Муфаззалов** // Мир авионики: журнал Российск. приборостроительного альянса. 2009. № 1. С. 39 –49.

13. Свид. об офиц. рег. программы для ЭВМ № 2009611587. Композиционный синтез многоцелевого управления / **Р. Р. Акчурин, В. Н. Ефанов, Д. Ф. Муфаззалов** М.: Роспатент, 2009. Зарег. 23.03.2009.

Диссертант

Р. Р. Акчурин

АКЧУРИН Ришад Рашидович

СТАБИЛИЗАЦИЯ СЛОЖНЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ
НА ОСНОВЕ СТРУКТУРНОЙ ДЕКОМПОЗИЦИИ
И ОЦЕНКИ ОБЛАСТЕЙ ПРИТЯЖЕНИЯ

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

АВТОРЕФЕРАТ
диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Подписано в печать 02.11.2010. Формат 60x84 1/16.
Бумага офсетная. Печать плоская. Гарнитура Times New Roman Cyr.
Усл. печ. л. 1,0. Усл. кр.-отт. 1,0. Уч.-изд. л. 0,9.
Тираж 100 экз. Заказ № 437.

ГОУ ВПО Уфимский государственный авиационный
технический университет
Центр оперативной полиграфии
450000, г. Уфа, ул. К. Маркса, 12