

УДК 629.7.054 (082)

На правах рукописи

Фомин Алексей Олегович

**СИНТЕЗ АЛГОРИТМОВ
ПАРАМЕТРИЧЕСКОЙ ОПТИМИЗАЦИИ
СТРУКТУРЫ АВТОМАТА СТАБИЛИЗАЦИИ
ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННОГО КОМПЛЕКСА**

05.11.03 – Приборы навигации

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Москва 2009

Работа выполнена в Московском государственном техническом университете имени Н.Э. Баумана

Научный руководитель: Окоёмов Барит Николаевич,
доктор технических наук, профессор

Официальные оппоненты: Рахтеенко Евгений Романович,
доктор технических наук, профессор
ОАО ГСКБ «Алмаз-Антей»
им. академика А.А. Расплетина

Евстифеев Валентин Васильевич,
кандидат технических наук, доцент
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Ведущая организация: ОАО МНПК «АВИОНИКА», г. Москва

Защита диссертации состоится « 16 » декабря 2009 г. в 12:00 часов на заседании диссертационного совета Д212.141.19 в Московском государственном техническом университете имени Н.Э. Баумана по адресу: 105005, г. Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Отзыв в одном экземпляре, заверенный печатью организации, просим направлять по адресу: 105005, г. Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, МГТУ им. Н.Э. Баумана, ученому секретарю диссертационного совета Д212.141.19.

Автореферат разослан «___» ноября 2009 г.

Ученый секретарь диссертационного совета
доктор технических наук

Бурый Е.В.

1. ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность

Эффективная эксплуатация современных и перспективных самолетов пассажирско-транспортной авиации, самолетов общего назначения, а также эффективное применение самолетов ВВС возможно только при оснащении их пилотажно-навигационными комплексами (ПНК). Современные ПНК обеспечивают решение общих задач управления самолетом: формирование оптимальной, по заданным критериям, пространственно-временной траектории полета самолета и стабилизацию движения системы «самолет – ПНК – летчик» на этой траектории. Решение второй задачи осуществляется автоматом стабилизации (АС), входящим в состав ПНК.

Основным этапом проектирования, на котором закладывается определенный уровень эффективности АС, является этап синтеза его структуры, характеризующей преобразования возмущений и начальных состояний переменных движения системы «самолет – АС» в управляющие сигналы АС. Недостатки синтеза алгоритма управления АС, в отношении точности стабилизации системы «самолет – АС», на заданном режиме полета самолета не могут быть, в полной мере, восполнены при разработке его схемы и конструкции. Поэтому, первым шагом разработки является синтез алгоритма управления АС, т.е. минимально-функциональной структуры (МФС), сложность проведения которого обусловлена наличием заданных характеристик самолета.

Синтезу структуры АС посвящены работы Пospelова Г.С., Красовского А.А., Михалева И.А., Северова Л.А., Боднера В.А., Чикулаева М.С., Неземского В.А. Изложенные в них методы основаны на классической теории автоматического управления и требуют предварительного анализа пилотажных характеристик самолета как объекта управления.

В настоящее время принято считать, что проектирование системы управления занимает около четверти всего объема работ по созданию нового самолета. Таким образом, при проектировании АС существенным моментом является минимизация сроков разработки, что возможно только в результате разработки и применения типовых алгоритмов расчета.

Цель работы и задачи исследований

Цель работы – разработка алгоритмов синтеза МФС АС, позволяющих сократить временные затраты на начальных этапах проектирования АС, без существенных потерь в точности расчетов.

Объектом исследования в диссертации являются системы «самолет – АС».

Предмет исследования – МФС самонастраивающегося АС (САС) и алгоритмы расчета и оптимизации ее параметров.

Задачи исследования:

1. Оценка возможности существенного уменьшения трудоемкости синтеза МФС АС за счет применения новых алгоритмов расчета и оптимизации.
2. Анализ возможности учета характеристик агрегатов АС на начальных этапах синтеза МФС АС в процессе разработки ее алгоритмов управления.

3. Анализ целесообразности выбора на начальном этапе проектирования АУ АС с избыточной размерностью пространства параметров с последующей редукцией этого пространства.

4. Создание алгоритмов, обеспечивающих синтез АУ МФС САС для любого типа самолета, не требующих для практического применения специальной квалификации разработчиков и позволяющих выполнять расчеты при меньших временных затратах (по сравнению с применяемыми методиками).

Научная новизна исследований

1. Показана возможность и предложен алгоритм расчета параметров линейной математической модели движения самолета на основании сопоставления данных реакций нелинейной и линейной математических моделей, в одни и те же фиксированные моменты времени.

2. На основе принципа эквивалентности двух динамических систем проектируемой и эталонной – предложен и апробирован алгоритм расчета параметров АС на стационарных режимах полета самолета, и доказано, что для всех типов АС в качестве эталонной системы может быть применена система 3-го порядка.

3. Разработан и апробирован алгоритм оптимизации параметров АС по режимам полета самолета, основанный на применении методов теории линейного программирования и теории функций чувствительности.

Практическая ценность

1. Разработана методика расчета параметров линейной математической модели движения самолета;

2. На базе линейной модели системы «самолет – АС» разработана методика расчета параметров АС по режимам полета для самолетов любого типа, обеспечивающая учет параметров их агрегатов, не требующая предварительного анализа пилотажных характеристик самолета, позволяющая существенно (в сравнении с применяемыми в настоящее время методиками) сократить временные затраты расчетов;

3. Разработана методика оптимизации параметров АС по режимам полета, позволяющая существенно (в сравнении с применяемыми в настоящее время методиками) упростить расчеты при проектировании САС.

4. На основе разработанных частных методик построена комплексная методика синтеза АУ МФС АС, включающая в себя полный цикл синтеза АУ, от исходных данных до значений параметров МФС АС, и позволяющая производить расчеты в едином информационном пространстве.

Достоверность результатов

Достоверность результатов основана на корректном применении методов теории автоматического регулирования, теории линейного математического программирования и теории функций чувствительности. Сравнение результатов расчетов, полученных с помощью разработанной методики, с ранее полученными параметрами АС реальных самолетов подтверждает ее достоверность.

Реализация и внедрение результатов

Результаты работы использованы в НИР «Компьютерные технологии проектирования систем авионики с учетом реальных условий эксплуатации» МГТУ им. Н.Э. Баумана в 2005 г. и НИР «Повышение живучести пассажирских и транспортных летательных аппаратов при локальном повреждении системы управления» выполненных в 2006 – 2008 годах МГТУ им. Н.Э. Баумана, использованы в учебных курсах «Расчет и синтез систем автоматического управления летательными аппаратами» и «Автоматическое управление летательными аппаратами» кафедры «Приборы и системы ориентации, стабилизации и навигации» МГТУ им. Н.Э. Баумана, а также использованы при разработке проекта Федерального государственного образовательного стандарта по направлению «Системы управления движением и навигация», что подтверждено актом о внедрении.

Публикации

Основные результаты работы опубликованы в двух статьях в журналах, входящих в перечень ВАК, а так же в четырех отчетах о НИР.

Апробация работы

Основные результаты работы обсуждались:

- на научно-технической конференции «Теория колебаний и управление» (МГУ, Москва, 2000 г.);
- в 2001 – 2007 гг. на заседаниях секции кафедры «Приборы и системы ориентации, стабилизации и навигации» МГТУ им. Н.Э. Баумана;
- в 2005 – 2008 гг. на заседаниях НТС МГТУ им. Н.Э. Баумана (протоколы №9 от 30.11.05, №10 от 29.11.06, №11 от 28.11.07 и №8 от 20.12.08);
- в 2007 г. на заседании НТС ОАО "Топаз", г. Москва.

Структура и объем диссертации

Диссертация изложена на 127 страницах и состоит из введения, четырех разделов, заключения и приложений. В частности, содержит 26 таблиц, 28 рисунков, список литературы из 57 наименований и 3 приложения на 14 страницах.

Научные положения выносимые на защиту:

1. Методика синтеза АУ АС с учетом реальных характеристик моделей его агрегатов и коррекцией его параметров по разомкнутому контуру, не требующая предварительного анализа пилотажных характеристик самолета как объекта управления, состоящая из 3-х последовательных процедур.
2. Методика расчета значений параметров линейных математических моделей движения самолета на стационарных режимах полета на основании сопоставления реакций нелинейной и линейной математических моделей.
3. Методика расчета значений параметров АС самолетов различного назначения на стационарных режимах их полета путем сопоставления реакций эталонной и проектируемой систем.
4. Методика синтеза законов коррекции параметров АС по разомкнутому кон-

туру в зависимости от изменения значений наблюдаемых параметров движения самолета, позволяющая определить допустимый диапазон изменения параметров АС и существенно упростить законы коррекции параметров АС по режимам полета самолета.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обоснована актуальность темы, сформулирована цель работы, направления исследований и приведены основные научные положения выносимые на защиту.

В первой главе обоснована теоретическо-практическая и информационная база разработки методики синтеза АУ АС.

Математическая модель движения самолета представляет собой пример сложной управляемой аэроупругой динамической нестационарной системы с переменной массой. Однако на ранних стадиях проектирования АС допустимо пренебречь упругостью конструкции самолета, что позволяет исследовать динамику самолета как динамику твердого тела. Требования к качеству стабилизации системы «самолет – АС» задают в виде допустимого времени регулирования, которое для различных координат параметров стабилизации варьируется от $t_{pez}=1$ с до от $t_{pez}=40$ с. За такой промежуток времени изменение массы самолета не превышает 1%, вследствие чего изменением массы самолета на каждом режиме его полета допустимо пренебречь. Аналогично, вследствие относительной малости этих заданных времен регулирования, можно считать справедливой гипотезу стационарности.

При расчете частных задач стабилизации самолета полная математическая модель его движения является избыточной. Тогда, учитывая геометрическую, силовую и массовую симметрию самолета и положив, что ряд параметров движения при решении конкретных задач могут быть равны нулю, представим математическую модель движения самолета в проекциях на оси $OXYZ$ как:

$$\begin{aligned} I_{zz}\dot{\omega}_z &= M_{R_z} - Py_p \cos \varphi_p; \quad \omega_z - \dot{\vartheta} = 0; \\ m\dot{V}_x &= P \cos \varphi_p - X \cos \alpha + Y \sin \alpha - G \sin \vartheta; \\ m\dot{V}_y &= P \sin \varphi_p + X \sin \alpha + Y \cos \alpha - G \cos \vartheta; \end{aligned} \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \dot{x}_c &= V_x \cos x^\wedge x_g + V_y \cos y^\wedge x_g; \quad \dot{y}_c = V_x \cos x^\wedge y_g + V_y \cos y^\wedge y_g; \\ M_{R_x} &= 0; \quad M_{R_y} = 0; \quad Z = 0; \quad \omega_x = 0; \quad \omega_y = 0; \quad \dot{z}_c = 0; \\ \text{и} \quad I_{xx}\dot{\omega}_x - I_{xy}\dot{\omega}_y &= M_{R_x}; \quad I_{yy}\dot{\omega}_y - I_{xy}\dot{\omega}_x = M_{R_y}; \\ m(\dot{\varphi}_z - \omega_y V_x) &= Z + G \sin \gamma; \quad \dot{\gamma} - \omega_x = 0; \quad \dot{\varphi} - \omega_y = 0; \\ \dot{z}_c - V_x \cos x^\wedge z_g - V_z \cos z^\wedge z_g &= 0; \quad M_{R_z} - Py_p \cos \varphi_p = 0; \\ Y &= const; \quad X = const; \quad \omega_z = 0; \quad \dot{x}_c = 0; \quad \dot{y}_c = 0. \end{aligned} \quad (2)$$

Простейшей математической моделью движения самолета является линейная модель, получаемая из систем (1) и (2) путем варьирования уравнений с использованием метода малых возмущений. Широкое использование линейных моделей при синтезе АС обусловлено следующими причинами:

- формы большинства самолетов таковы, что на рабочих режимах полета име-

ют место линейные зависимости сил и моментов от кинематических параметров;

- в соответствии с первой теоремой Ляпунова вопрос об устойчивости нелинейной системы может быть решен на основе ее линейной аппроксимации;
- при правильно спроектированной системе величина ошибки не может быть большой в принципе.

Это позволяет вместо уравнений движения самолета (1) и (2) использовать их первое приближение - уравнения для малых отклонений относительно прямолинейного горизонтального полета, а так же исследовать изолированно друг от друга продольное и боковое движения самолета.

$$\text{Для уравнений типа } \dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}(t) \mathbf{x}(t) + \mathbf{B}(t) \mathbf{u}(t), \quad t \geq 0 \quad (3)$$

в технических приложениях используют так называемый метод «замороженных» коэффициентов. Практика синтеза АУ АС различного назначения показала, что полетную область рабочих режимов самолета, по числу M и по высоте полета, допустимо разбить на ряд элементарных подобластей и представить нестационарную математическую модель движения самолета n -м количеством стационарных моделей движения самолета. Следовательно, для каждого фиксированного из n объектов исследования, разработчик АС оперирует со стационарной системой вида

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A} \cdot \mathbf{x}(t) + \mathbf{B} \cdot \mathbf{u}(t) \quad (4)$$

где для продольного движения

$$\mathbf{A}_n = \begin{bmatrix} -c'_1 & -c'_2 & -e'_3 & 0 & -c'_{10} \\ 1 & -c_4 & -e_2 & 0 & -c_{10} \\ 0 & -c_8 & -e_1 & 0 & -c_7 \\ 0 & c_6 & c_{11} & 0 & -c_6 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}; \quad \begin{aligned} c'_1 &= c_1 + c_5; \\ c'_2 &= c_2 - c_4 \cdot c_5; \\ c'_{10} &= c_5 \cdot c_{10}; \\ e'_3 &= e_3 - c_5 \cdot e_2; \end{aligned} \quad (5)$$

$$\mathbf{B}_n^T = \begin{bmatrix} -c_3 & -c_9 & 0 & 0 & 0 \\ -e_3 & -e_2 & -e_1 & 0 & 0 \end{bmatrix}; \quad \begin{aligned} \mathbf{x}_n^T(t) &= [z(t) \quad \alpha(t) \quad \Delta V(t) \quad \Delta H(t) \quad \theta(t)] \\ \mathbf{u}_n^T(t) &= [b_z(t) \quad \delta_{c.r.}(t) \quad 0 \quad 0 \quad 0] \end{aligned}$$

и для бокового движения

$$\mathbf{A}_6 = \begin{bmatrix} -b_1 & -a_6 & -b_2 & 0 & 0 \\ -b_6 & -a_1 & -a_2 & 0 & 0 \\ b_7 & -a_8 & -a_4 & b_4 & 0 \\ 1 & -a_9 & 0 & b_8 & 0 \\ 0 & a_{10} & 0 & -b_9 & 0 \end{bmatrix}; \quad \begin{aligned} \mathbf{B}_6^T &= \begin{bmatrix} -a_5 & -a_3 & -a_7 & 0 & 0 \\ -b_3 & -b_5 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}; \\ \mathbf{x}_6^T(t) &= [x(t) \quad \omega_y(t) \quad \beta(t) \quad \gamma(t) \quad \varphi(t)] \\ \mathbf{u}_6^T(t) &= [b_x(t) \quad \delta_y(t) \quad 0 & 0 & 0] \end{aligned} \quad (6)$$

В зависимости от целей конкретно решаемой задачи по синтезу АУ АС существует целая иерархия математических моделей движения самолета, применяемая, в зависимости от требований задания.

АУ реального АС зависит от его технической реализации, т.е. от конкретной принципиальной схемы и конструкции АС.

На рис.1 представлена типовая агрегатная схема соединения блоков МФС АС, состоящая из системы датчиков первичной информации СДПИ, блока связи СДПУ с ЦВУ (БС1), цифрового вычислительного устройства (ЦВУ), блока связи ЦВУ с СП (БС2) и сервоприводов самолета (СП). В общем виде структу-

ра АС неизбежно содержит в своем составе типовые нелинейности, которые могут оказать вредное влияние на качество стабилизации и управления самолетом. Таким образом, в общем случае, динамику АС описывают системой нелинейных дифференциальных уравнений довольно высокого порядка. Однако в инженерной практике, на начальных этапах расчета параметров АС, принято считать, что система самолет – АС не содержит нелинейностей.



Рисунок 1. Типовая агрегатная схема МФС АС



Рисунок 2. Блок-схема алгоритма вычисления параметров математической модели движения самолета

Таким образом, общая стратегия синтеза АС состоит в представлении системы «самолет – АС» для нестационарного объекта управления как многоре-

жимной системы, т.е. как набора параметрически различных систем с постоянными параметрами. Основой первичной оценки АУ АС являются частные линейные стационарные математические модели движения самолета, записанные в форме Коши. Входящие в частные математические модели движения самолета коэффициенты a_i , b_i , c_i и e_i матриц (5), принципиально могут быть рассчитаны непосредственно по аналитическим выражениям, на базе ряда тактико-технических данных самолета, что лишает алгоритм гибкости при переходе с режима на режим. В разработанной методике синтеза АУ АС, для большей ее гибкости, синтезирована частная методика расчета этих коэффициентов, блок-схема которой представлена на рис. 2.

Методика основана на идентификации параметров линейной стационарной динамической системы. Известно, что для линейных стационарных систем в процессе идентификации допустимо исходить из анализа линейных дифференциальных уравнений от входной и выходной функций.

С этой целью формируют две динамических системы, одну из которых описывают системой нелинейных дифференциальных уравнений движения самолета типа (1) или (2), для которой все характеристики самолета приведены в ТТД. Вторую систему – линейную систему движения самолета – формируют в соответствии с решением конкретной задачи. Обе модели систем записывают в виде систем дифференциальных уравнений:

$$\text{для нелинейной системы: } \sum \dot{x}_j \overset{\sim}{\epsilon} = \sum f[x_j \overset{\sim}{\epsilon}], \quad (7)$$

$$\text{и для линейной системы: } \dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A} \cdot \mathbf{x}(t) + \mathbf{B} \cdot \mathbf{u} \overset{\sim}{\epsilon}, \quad (8)$$

где $\mathbf{u} \overset{\sim}{\epsilon}$ – отклонение рулей, одинаковое для двух систем.

Таблица 1.

Сравнение коэффициентов математической модели

№ ре- жи- ма	Расчет по формулам					Расчет с помощью алгоритма				
	$c'_1,$ $\text{рад} \cdot$ c^{-1}	$c'_2,$ $\text{рад} \cdot$ c^{-2}	$c_3,$ $\text{рад} \cdot$ c^{-2}	$c_4,$ $\text{рад} \cdot$ c^{-1}	$c_6,$ $\text{м} \cdot c^{-1} \cdot$ рад^{-1}	$c'_{1T},$ $\text{рад} \cdot$ c^{-1}	$c'_{2T},$ $\text{рад} \cdot$ c^{-2}	$c_{3T},$ $\text{рад} \cdot$ c^{-2}	$c_{4T},$ $\text{рад} \cdot$ c^{-1}	$c_{6T},$ $\text{м} \cdot c^{-1} \cdot$ рад^{-1}
1	1,452	0,06	14,29	1,234	3,56	1,452	0,06	14,29	1,234	3,56
2	1,469	47,68	36,85	1,672	5,03	1,469	47,68	36,85	1,672	5,03
3	0,695	29,30	25,87	0,926	8,36	0,695	29,30	25,87	0,926	8,36
4	0,387	16,77	6,43	0,479	11,02	0,387	16,77	6,43	0,479	11,02
5	0,142	7,14	3,49	0,217	13,90	0,142	7,14	3,49	0,217	13,90

Далее определение коэффициентов уравнений (8) состоит в подстановке измеренных в дискретные моменты времени $t_1, \dots, t_p$ значений выходных координат переходной функции нелинейной системы и ее производных, получаемых по результатам моделирования в линейную систему «самолет с отклоненными рулями» в те же моменты времени. Таким образом, для фиксированных моментов времени, получают систему линейных алгебраических уравнений относительно искомых значений коэффициентов матриц **A** и **B**, решение которой дает искомые величины.

В табл. 1 приведены данные математического моделирования в сравнении с реальными данными высокоманевренного самолета, как видно, ошибка определения значений матрицы $\mathbf{A}$ c_i равна нулю.

Во второй главе предложена методика параметрической оптимизации АУ АС на фиксированных режимах полета, блок-схема алгоритма которой представлена на рис. 4.

Разработанная методика основана, как и традиционные инженерные методы синтеза параметров АС, на принципе эквивалентности двух динамических систем – проектируемой «самолет – АС» и эталонной «самолет – АС_э», с точностью до наперед заданной малой величины ε . Согласно этому принципу, при синтезе вводят эталонную систему «самолет – АС_э», параметры которой удовлетворяют требованиям задания по показателю качества стабилизации.

Основная идея состоит в том, что в зависимости от режима работы АС в каждый фактический момент времени, значения параметров переходной функции стационарной линейной модели проектируемой системы «самолет – АС» должны совпадать с соответствующими параметрами переходной функции эталонной системы. Возможные отличия в величинах параметров переходных функций проектируемой и эталонной систем в идентичные фиксированные моменты времени обусловлены тем, что параметры проектируемого АС не соответствуют их номинальным значениям на данном режиме полета самолета.

Принимая во внимание, что движение эталонной системы априори устойчиво, и она обладает заданным качеством стабилизации и управления, к ней допустимо применение правила академика А.Ю. Ишлинского. Согласно этому правилу линейная система сколь угодно высокого порядка ведет себя в переходном процессе примерно так же, как и система третьего. Тогда переходная функция эталонной системы может быть представлена как:

$$h_3(t) = h_{03}(t) + \frac{dh_{03}}{dt}, \quad \text{или} \quad h_3(t, \sigma) = 1 - e^{-6 \cdot t \cdot t_{\text{рег зад}}^{-1}} \cdot \left(18 \cdot t^2 \cdot t_{\text{рег зад}}^{-2} + 6 \cdot t \cdot t_{\text{рег зад}}^{-1} + 1 \right) + 18 \cdot \sigma \cdot t^2 \cdot t_{\text{рег зад}}^{-2} \cdot e^{-6 \cdot t \cdot t_{\text{рег зад}}^{-1}}, \quad (9)$$

или при $\tau = t \cdot t_{\text{рег зад}}^{-1}$ $h_3(\tau, \sigma) = 1 - e^{-6 \cdot \tau} \cdot (8 \cdot \tau^2 + \sigma + 6 \cdot \tau + 1)$.

Таким образом, допустимо использовать единую эталонную систему 3-го порядка, переходная функция которой имеет вид (9), где $t_{\text{рег зад}}$ – время регулирования системы «самолет – АС_{пр}», а коэффициент σ задает величину перерегулирования. Переходные функции эталонной системы в безразмерном времени τ при различных значениях σ изображены на рис. 3.

Таким образом, в проектируемой системе «самолет – АС» задают любой избыточный АУ практически реализуемого АС с любым технически реализуемым набором величин параметров АС по наблюдаемым переменным движения системы, с дальнейшей отбраковкой слабо влияющих на реакцию системы «самолет – АС» координат движения, входящих в первоначальный закон управления АС. Более того, при таком расчете параметров МФС АС возможно учесть реальные характеристики моделей агрегатов АС, что достаточно сложно осу-

ществить при других алгоритмах расчетов, основанных на классических методах теории автоматического регулирования.

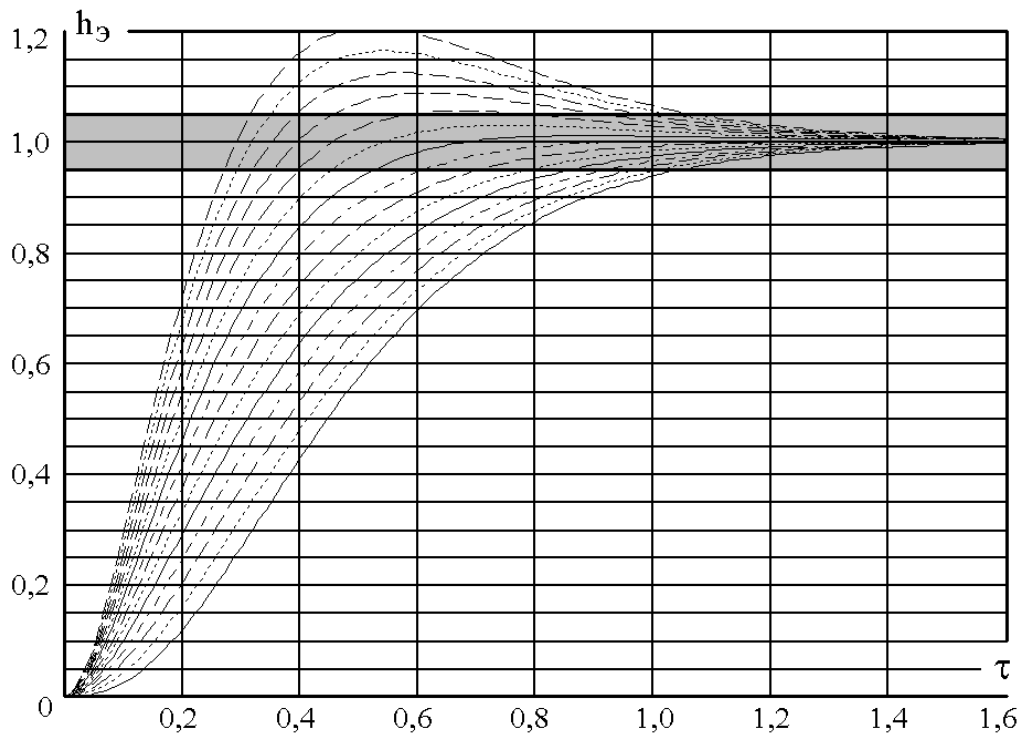


Рисунок 3. Диаграмма Пospелова Г.С. и Чикулаева М.С.

Таблица 2.

Сравнение результатов расчета параметров АС для некоторых режимов полета

№ режима	Параметр АС	Эталонные значения параметров АС	Расчетные значения параметров АС	Ошибка, %	Расчетные значения параметров АС с учетом параметров СП	Ошибка, %
1	2	3	4	5	6	7
1	μ, c	0,335	0,350	4,5	0,350	4,5
	i	1,534	1,588	3,5	1,588	3,5
	$\nu, рад \cdot c^{-1}$	1,534	1,588	3,5	1,588	3,5
2	μ, c	0,033	0,038	15,2	0,038	15,2
	i	0,527	0,551	4,6	0,551	4,6
	$\nu, рад \cdot c^{-1}$	0,527	0,551	4,6	0,551	4,6
7	μ, c	0,354	0,365	3,1	0,365	3,1
	i	1,406	1,446	2,8	1,446	2,8
	$\nu, рад \cdot c^{-1}$	1,406	1,446	2,8	1,446	2,8
13	μ, c	2,995	2,053	6,9	2,053	6,9
	i	6,429	6,627	3,1	6,627	3,1
	$\nu, рад \cdot c^{-1}$	6,429	6,625	3,1	6,625	3,1

В табл. 2 приведены данные математического моделирования расчета параметров АС в сравнении с эталонными параметрами АС, рассчитанными для данного самолета классическими методами теории автоматического регулирования. Из результатов расчета можно сделать вывод о корректной работе алгоритма. Величины ошибок вычислений параметров АС даны в сравнении с эталонными параметрами АС.



Рисунок 4. Блок-схема алгоритма вычисления параметров АС на стационарных режимах полета самолета

В третьей главе предложена методика синтеза АУ самонастраивающегося АС (САУ) с изменением его параметров по разомкнутому контуру для всего диапазона скоростей и высот полета самолета, блок-схема алгоритма которой представлена на рис. 6.

Характерной особенностью современных самолетов является существенное изменение пилотажных характеристик в эксплуатационной области их применения, что влечет за собой изменения параметров АС по режимам полета, т.е. требует построения самонастраивающихся АС. В общем случае автомати-

ческое изменение параметров АС по режимам полета может быть реализовано как по замкнутому, так и по разомкнутому контурам самонастройки.

В настоящее время самонастройка параметров АС организуется по разомкнутому контуру. Принципиально такая самонастройка может быть реализована в виде таблицы параметров АС, однако целесообразнее реализовать в БЦВМ аналитические зависимости изменения параметров АС от режимов полета самолета.

В результате проведения первых двух процедур синтеза АУ АС получен набор из e АУ АС, причем каждый из которых имеет определенные значения параметров. Следовательно, основная задача 3-ей процедуры синтеза алгоритма АУ АС состоит в определении допустимой, исходя из требований ТЗ, области приемлемых параметров в целях получения наиболее простых зависимостей их изменений.

Основная идея методики состоит в том, что в качестве времени регулирования в ТЗ задан допустимый временной диапазон $[t_{per_{min}}, t_{per_{max}}]$, что позволяет варьировать значения параметров АС x_r , полученные на предыдущем этапе для различных значений t_{per} из этого диапазона. Определение этих пределов и есть главная задача, поскольку на их основании можно будет синтезировать единый закон управления АС. С этой целью выбирают опорный режим работы системы «самолет-АС», параметры АС которого соответствуют технически реализуемым значениям и к которым будут по возможности приближены значения параметров АС на всех остальных режимах полета. Эта задача решена в частотном пространстве с помощью функций чувствительности и линейного программирования.

Главным критерием при расчетах выступают допустимые отклонения амплитудной $\Delta A_{доп}$ (АЧХ) и фазовой $\Delta \varphi_{доп}$ (ФЧХ) частотных характеристик переходной функции, в качестве которых приняты $\Delta A_{доп} \leq 0,05$ и $\Delta \varphi_{доп} \leq 0,1 \text{ рад}$.

Поскольку необходимо определить максимально допустимые отклонения значений параметров АС (k) от их расчетных значений на каждом режиме полета методом линейного математического программирования, то записываем линейную форму вида

$$F = \max \left(\sum_{r=1}^e \Delta k_{r_{рас}} \right) \quad (10)$$

и систему линейных неравенств:

$$\begin{aligned} \sum_{r=1}^e A_0^{k_r} \varphi \rceil \Delta k_{r_{рас}} + A_0^{\omega} \varphi_{\min} \rceil \Delta \omega^{тек} + \Delta A^{тек} \varphi \rceil &\leq \Delta A_{доп} \varphi \rceil; \\ \sum_{r=1}^e \varphi_0^{k_r} \varphi \rceil \Delta k_{r_{рас}} + \varphi_0^{\omega} \varphi_{\min} \rceil \Delta \omega^{тек} &\leq \Delta \varphi_{доп} \varphi \rceil; \\ \Delta k_{r_{рас}} &\leq k_{r_{ном}} - k_{r_{оп}}, \quad r = \overline{1, e}; \quad \Delta \omega^{тек} \leq \Delta \omega_{доп}. \end{aligned} \quad (11)$$

Диапазон $\Delta \omega_{доп}$ определяется исходя из заданных значений $[t_{per_{min}}, t_{per_{max}}]$ (см. рис. 5).

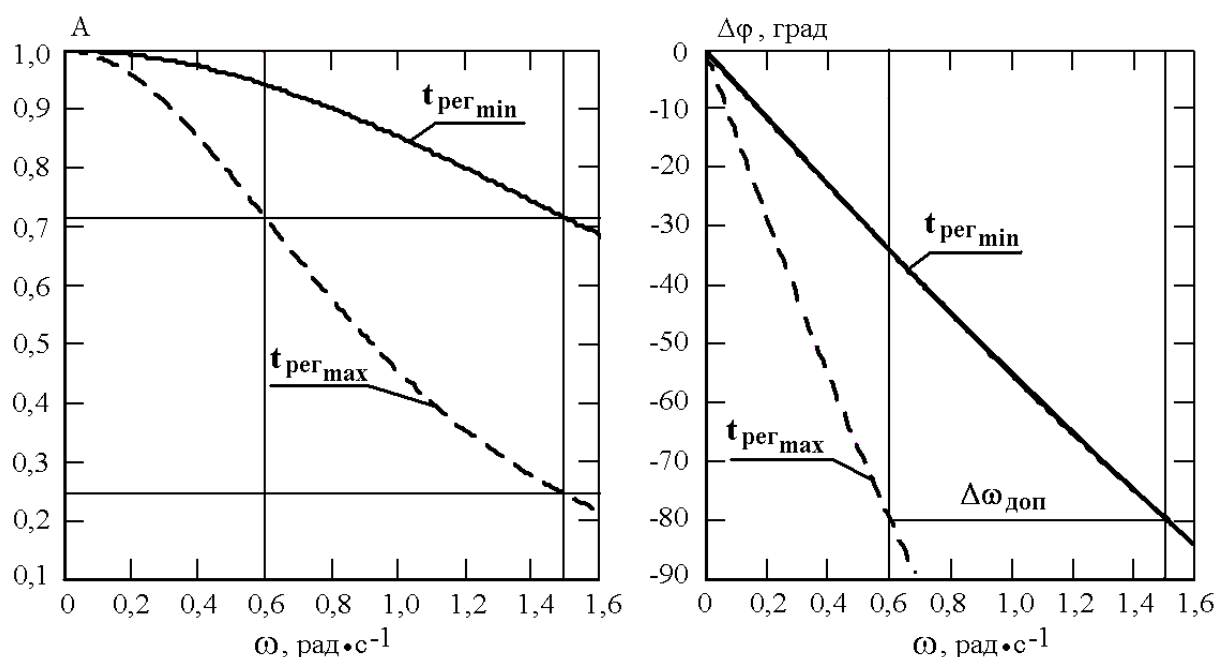


Рисунок 5. Типичные АЧХ и ФЧХ переходной функции

В результате решения этой задачи для $\epsilon - 1$ режимов полета самолета, получают для каждого из них допустимые отклонения параметров АС от их номинальных значений, т.е. величины $\Delta k_{r_{\text{рас}}}$. Тогда на каждом режиме полета вместо $k_{r_{\text{ном}}}$ допустимо применять параметр $k_{r_{\text{рас}}} = k_{r_{\text{ном}}} - \Delta k_{r_{\text{рас}}}$, что существенно упрощает аппроксимацию законов коррекции параметров АС (рис. 7).

В табл. 3 приведены результаты математического моделирования, подтверждающие работоспособность алгоритма.

Таблица 3.

Сравнение параметров АС, рассчитанных по разным методикам

№ ре- жи- ма	Эталонные параметры АС			Расчетные параметры АС			Лианеризованные параметры АС		
	$\mu_{\text{э}},$ с	$i_{\text{э}}$	$\nu_{\text{э}},$ $\text{рад} \cdot \text{с}^{-1}$	$\mu_{\text{кор}},$ с	$i_{\text{кор}}$	$\nu_{\text{кор}},$ $\text{рад} \cdot \text{с}^{-1}$	$\mu_{\text{АС}},$ с	$i_{\text{АС}}$	$\nu_{\text{АС}},$ $\text{рад} \cdot \text{с}^{-1}$
1	0,335	1,534	1,534	0,098	0,676	0,527	0,341	0,838	0,527
2	0,033	0,527	0,527	0,033	0,527	0,527	0,341	0,838	0,527
3	0,000	0,806	0,806	0,000	0,670	0,527	0,341	0,838	0,527
4	0,737	2,761	2,761	0,241	0,838	0,527	0,341	0,838	0,527
5	0,137	0,763	0,763	0,063	0,579	0,527	0,341	0,838	0,527
6	0,077	1,179	1,179	0,033	0,777	0,527	0,341	0,838	0,527
7	0,354	1,406	1,406	0,144	0,660	0,527	0,341	0,838	0,527
8	0,306	1,588	1,588	0,058	0,683	0,527	0,341	0,838	0,527
9	0,319	1,698	1,698	0,048	0,698	0,527	0,341	0,838	0,527
10	0,898	3,047	3,047	0,341	0,870	0,527	0,341	0,838	0,527
11	0,735	2,744	2,744	0,243	0,826	0,527	0,341	0,838	0,527
12	0,598	2,250	2,250	0,209	0,769	0,527	0,341	0,838	0,527
13	2,995	6,429	6,429	0,566	1,087	0,527	0,566	1,087	0,527

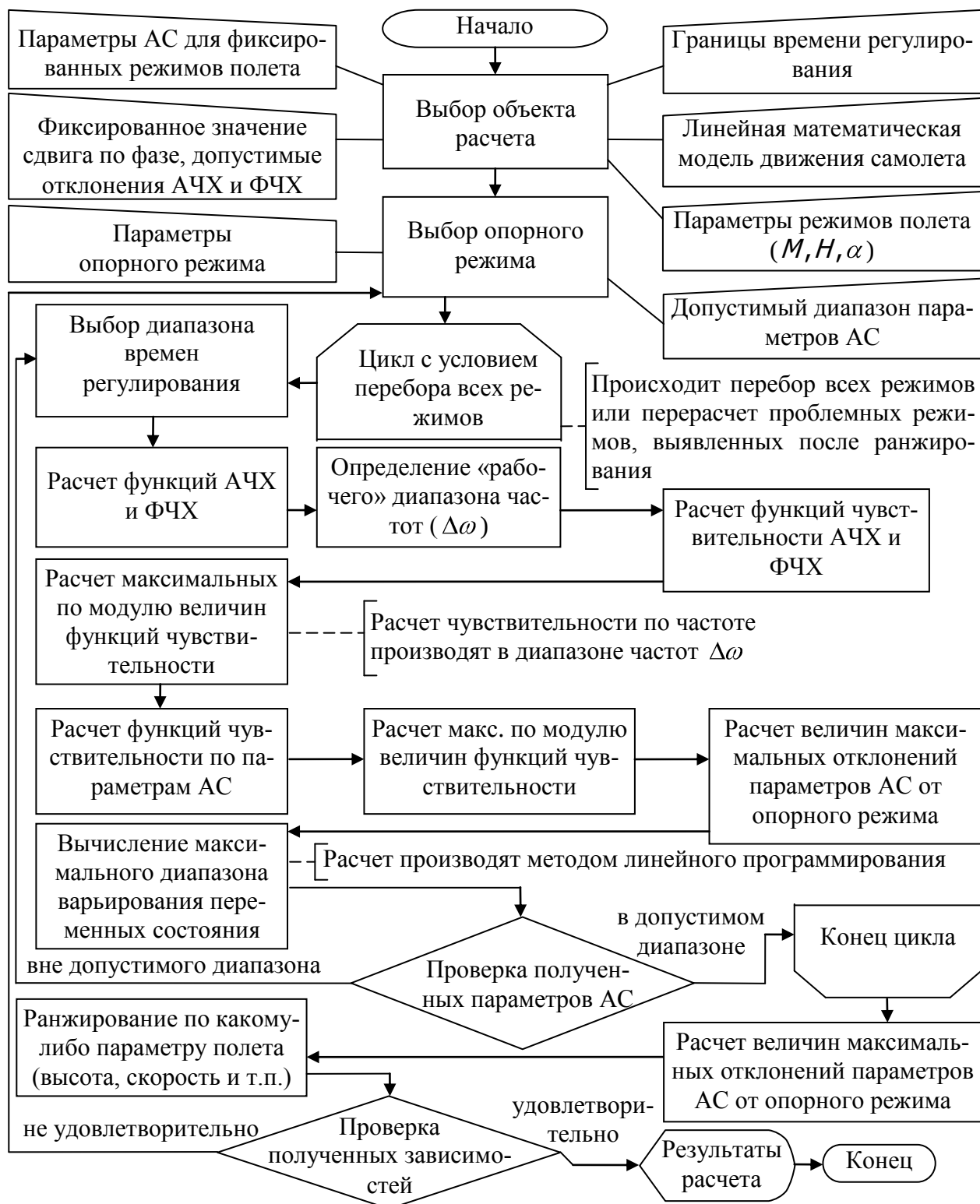
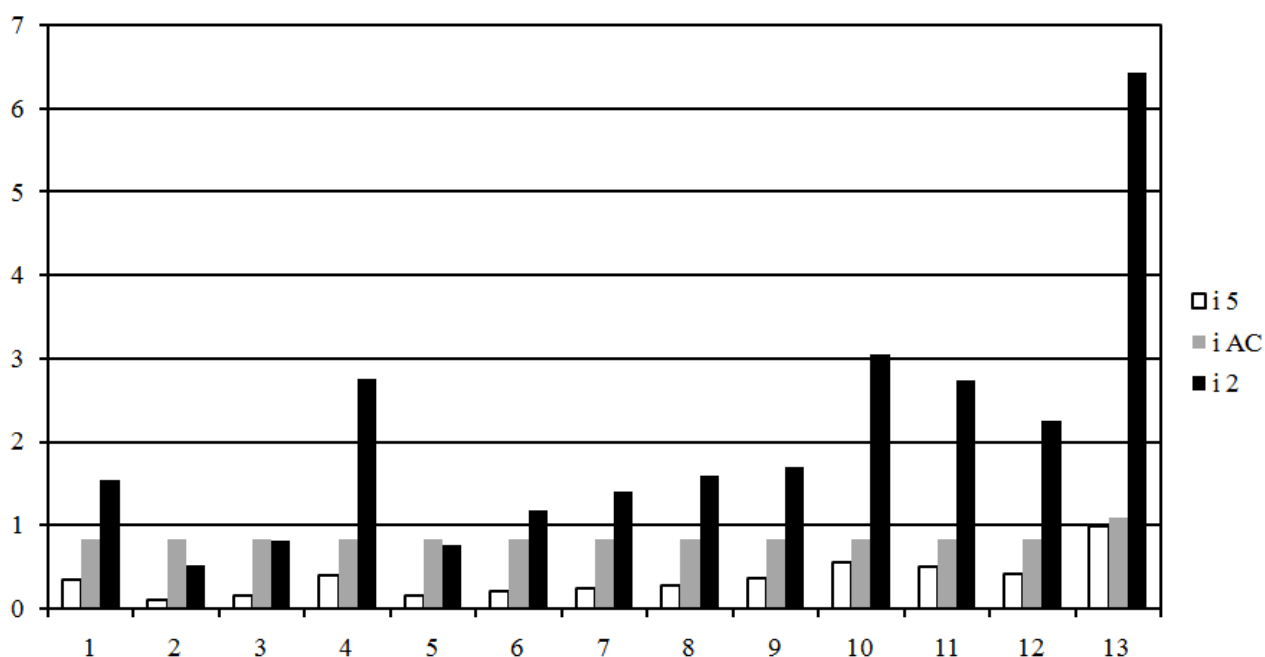


Рисунок 6. Блок-схема алгоритма синтеза МФС САС



i 2 – параметр АС «i» для времени регулирования $t_{рег}=2$ с,
i 5 – параметр АС «i» для времени регулирования $t_{рег}=5$ с,
i АС – параметр АС «i» лианеризованный по алгоритму.

Рисунок 7. Один из параметров АС по режимам полета самолета

В четвертой главе приведены результаты апробации методики синтеза АУ АС на математических моделях серийно выпускавшихся самолетов для различных типов АС, которые подтверждают ее эффективность и работоспособность. На рис. 8 представлена общая блок-схема методики синтеза АУ АС.



Рисунок 8. Блок-схема алгоритма синтеза АУ САС

В приложениях приведены ТТД самолетов, использованные в примерах, перечислены основные параметры самолета, необходимые для проектирования АС. Даны характеристики современных и перспективных самолетов.

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ РАБОТЫ

1. Разработана методика синтеза АУ АС самолета с учетом реальных характеристик его агрегатов и коррекцией его параметров по разомкнутому контуру в зависимости от наблюдаемых параметров движения, осуществляемая без предварительной оценки пилотажных характеристик самолета как объекта управления. Методика состоит из трех последовательных процедур.

2. Разработанная методика позволяет осуществлять синтез АУ АС для любого типа самолета, не требует для практического применения специальной квалификации разработчиков, и позволяет осуществлять расчеты в более сжатые (по сравнению с применяемыми методиками) сроки. Проверка методики на математических моделях реальных самолетов показала существенное (более чем на порядок) уменьшение времени расчетов.

3. Разработана методика расчета значений параметров линейных математических моделей движения самолета на стационарных режимах полета, основанная на сравнительном анализе реакций нелинейной и линейной математических моделей движения самолета.

4. Разработана методика расчета параметров АС на стационарных режимах полета самолета, основанная на сравнении реакций переходных функций проектируемой и эталонной систем, где в качестве эталонной системы задана единая система 3-го порядка. Методика позволяет учесть параметры моделей агрегатов АС и задать избыточный АУ АС по наблюдаемым переменным движения системы с последующей редукцией в АУ АС переменных состояния системы, слабо влияющих на качество переходного процесса.

5. Разработана методика уменьшения разницы между значениями величин параметров АС на различных режимах и минимизации числа интервалов линеаризации функций законов коррекции параметров АС по разомкнутому контуру. Методика основана на применении методов теории чувствительности динамических систем и линейного математического программирования.

6. Математическое моделирование систем «самолет – АС», выполненное для пассажирских самолетов ТУ-134, ТУ-154, транспортного ИЛ-76, боевого самолета МиГ-29 и ему подобных подтвердило соответствие законов управления, полученных по разработанной методике, законам управления, применяемым на серийно выпускаемых самолетах.

7. Методика синтеза реализована в виде пакета программ для ПЭВМ, обеспечивающего расчет МФС АС.

ОСНОВНЫЕ РАБОТЫ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

1. Окоемов Б.Н., Петров В.М., Фомин А.О. Методика предварительной коррекции законов изменения параметров автопилота в зависимости от режимов полета самолета // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Приборостроение. – 2001. – №4/2001 (45). – С. 3 – 13.
2. Окоемов Б.Н. и др. Один алгоритм параметрической оптимизации структуры автопилота / Б.Н. Окоемов, В.М. Петров, И.С. Потапцев, А.О. Фомин // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Приборостроение. – 2003. – №2/2003 (51). – С. 64-77.
3. Компьютерные технологии проектирования систем авионики с учетом реальных условий эксплуатации: Отчет о НИР по ведомственной целевой программе «Развитие научного потенциала высшей школы» / МГТУ им. Н.Э. Баумана; Руководитель С.Е. Никитин; Исп. Б.Н. Окоемов, А.О. Фомин и др. – Инв. №НТП-НИЧ 8/05. – М., 2005. – 133 с.
4. Повышение живучести пассажирских и транспортных летательных аппаратов при локальном повреждении системы управления: Отчет о НИР по ведомственной целевой программе министерства образования РФ «Развитие потенциала высшей школы (2006 – 2008 годы)» (промежуточ.) / МГТУ им. Н.Э. Баумана; Руководитель Н.А. Роднов; Исп. Б.Н. Окоемов, А.О. Фомин и др. – РНП.2.1.2.87. – М., 2006. – 27 с.
5. Повышение живучести пассажирских и транспортных летательных аппаратов при локальном повреждении системы управления: Отчет о НИР по ведомственной целевой программе министерства образования РФ «Развитие потенциала высшей школы (2006 – 2008 годы)» (промежуточ.) / МГТУ им. Н.Э. Баумана; Руководитель Н.А. Роднов; Исп. Б.Н. Окоемов, А.О. Фомин и др. – РНП.2.1.2.87. – М., 2007. – 90 с.
6. Повышение живучести пассажирских и транспортных летательных аппаратов при локальном повреждении системы управления: Отчет о НИР по ведомственной целевой программе министерства образования РФ «Развитие потенциала высшей школы (2006 – 2008 годы)» / МГТУ им. Н.Э. Баумана; Руководитель Н.А. Роднов; Исп. Б.Н. Окоемов, А.О. Фомин и др. – РНП.2.1.2.87. – М., 2008. – 145 с.
7. Окоемов Б.Н., Петров В.М., Фомин А.О. Об одном подходе к инженерному расчету параметров автопилота для нестационарного объекта управления // Сборник трудов межвузовской научной конференции, посвященной 100-летию со дня рождения член-корр. АН СССР Б.В. Булгакова. – М., 2000. – С. 111-112.