

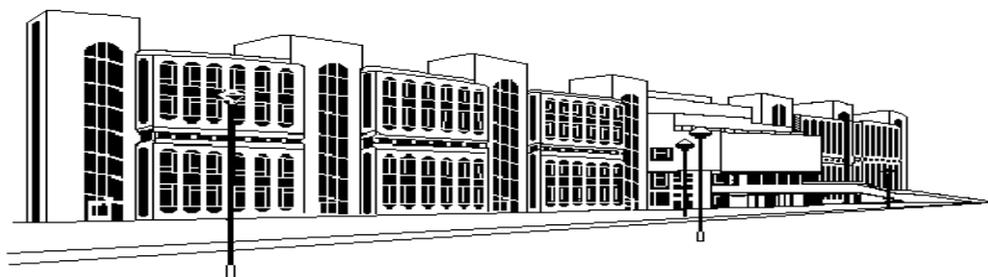


ISSN 2079-0619

МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ
ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

НАУЧНЫЙ ВЕСТНИК
МГТУ ГА

№ 185



Москва
2012

**ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ
ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ» (МГТУ ГА)**

НАУЧНЫЙ ВЕСТНИК МГТУ ГА

№ 185 (11)

Издается с 1998 г.

**Москва
2012**

Научный Вестник МГТУ ГА решением Президиума ВАК Министерства образования и науки РФ включен в перечень ведущих рецензируемых научных журналов и изданий, в которых должны быть опубликованы основные научные результаты диссертаций на соискание ученой степени доктора и кандидата наук.

Главная редакция

- Главный редактор -** заслуженный юрист РФ, д-р юрид. наук, д-р техн. наук, проф. Б.П. Елисеев (МГТУ ГА)
- Зам. главного редактора -** заслуженный работник транспорта, д-р техн. наук, проф. Е.Е. Нечаев (МГТУ ГА)
- Ответственный секретарь главной редакции -** д-р техн. наук, доц. О.Г. Феокистова (МГТУ ГА)
- Члены главной редакции -** почетный работник науки и техники, д-р филос. наук, проф. О.Д. Гаранина (МГТУ ГА);
д-р техн. наук, проф. Л.Н. Елисов (МГТУ ГА);
д-р экон. наук, проф. В.А. Казаков (МГУ им. М.В. Ломоносова);
заслуженный деятель науки РФ, д-р техн. наук, проф. В.Т. Калугин (МГТУ им. Н.Э. Баумана);
заслуженный деятель науки и техники РФ, д-р физ.-мат. наук, проф. А.И. Козлов (МГТУ ГА);
д-р техн. наук, проф. В.Л. Кузнецов (МГТУ ГА);
д-р техн. наук, проф. С.В. Кузнецов (МГТУ ГА);
заслуженный деятель науки и техники РФ, д-р физ.-мат. наук, проф. Д.С. Лукин (МФТИ);
д-р техн. наук, проф. В.В. Соломенцев (НПЦ «Промтехазро»);
заслуженный деятель науки РФ, д-р техн. наук, проф. В.Г. Ципенко (МГТУ ГА);
д-р техн. наук, проф. В.С. Шапкин (ГосНИИ ГА)

Редакционная коллегия выпуска

- Ответственный редактор выпуска** - д-р техн. наук, проф. С.В. Кузнецов (МГТУ ГА)
- Члены редакционной коллегии**
- канд. техн. наук, доц. Ю.П. Артеменко (МГТУ ГА);
 - д-р техн. наук, проф. В.П. Зыль (МГТУ ГА);
 - канд. техн. наук, проф. В.Д. Константинов (МГТУ ГА);
 - д-р техн. наук, проф. С.П. Халютин (МГТУ ГА)

E-mail: s.kuznetsov@mstuca.aero

тел. +7(499)458-75-39

ISBN 978-5-86311-845-1

Плата за публикацию в Научном Вестнике МГТУ ГА с аспирантов не взимается

**НАУЧНЫЙ ВЕСТНИК
МОСКОВСКОГО ГОСУДАРСТВЕННОГО
ТЕХНИЧЕСКОГО УНИВЕРСИТЕТА
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ**

№ 185

2012

СОДЕРЖАНИЕ

Чернодаров А.В. Контроль и адаптивно-робастная оценка состояния интегрированных навигационных систем на базе квантово-оптических измерителей.....	5
Бронников А.М., Коховец С.Н., Морозов Д.В. Оптимизация периодичности углубленного наземного контроля авиационных комплексов по критерию минимума потерь в самолето-вылетах..	13
Кузнецов С.В. Определение аналитических функций интенсивности отказов и вероятности безотказной работы пилотажно-навигационного оборудования по статистическим данным....	19
Ефимов В.Г., Карпачев Ю.Н. Нейросетевое устройство контроля бортовых систем беспилотного летательного аппарата	27
Карпачев Ю.Н. Нейросетевой фазификатор для систем контроля авиационного оборудования..	33
Казбеков А.В., Максимов Н.А. Методы сравнения контуров в задачах распознавания образов..	37
Марасанов Л.О. Применение модифицированного критерия согласия Хи-квадрат (критерий Никулина-РАО) для оценки точностных характеристик автоматизированных режимов полета.	43
Майская Е.Р., Гончаров А.В. Мониторинг текущего уровня эксплуатационной надежности авиационного электрооборудования.....	48
Артеменко Ю.П., Демченко А.Г. Моделирование параллельной работы бортовой системы электроснабжения переменного тока в пакете MATLAB.....	55
Горшков П.С., Мухин А.В., Тригубович А.Г. Моделирование сложной технической системы как объекта испытаний.....	61
Волотов Е.М., Халютин С.П. Метод определения направлений на объект при использовании видеосредств.....	69
Артеменко Ю.П., Шарапов С.С. Применение MATLAB в моделировании бортовой системы электроснабжения переменного тока.....	77
Халютин С.П., Старостин И.Е. Анализ неравновесных процессов в авиационных системах потенциально-потокосным методом.....	85
Плахов Д.А., Марасанов П.О., Жмуров Б.В. Особенности проектирования интеллектуальной энергосистемы аэропорта.....	92
Жмуров Б.В., Матюшина А.В., Соколов П.А. Моделирование режимов работы центров силового питания электроприводов полностью электрифицированного самолета.....	97
Халютин С.П., Хомченко А.А., Жмуров Б.В. Структурно-функциональный подход к разработке средств испытаний и контроля электроэнергетических систем воздушных судов.....	104
Малынкин К.В., Мухин И.Б. Способ ситуационной адаптации пространственных данных в бортовых геоинформационных системах.....	111
Наумов А.И. Принятие решения о коррекции координат системой навигации по геофизическому полю в условиях постоянных ошибок измерения.....	118
Бондарев В.Г. Автоматическая посадка самолета на авианосец.....	124
Лашин В.Ю. Топология структуры силового преобразователя электрической энергии авиационного следящего привода с рекуперацией энергии и описание функций ее компонентов.....	132
Мишин С.В., Мишина И.В. Особенности рабочих процессов в электромеханических системах генерирования переменного тока постоянной частоты.....	138

Научный Вестник «Авионика и электротехника» является одним из основных периодических научных изданий МГТУ ГА. Он предназначен для ознакомления научной общественности, аспирантов и студентов с новыми научными результатами по авионике и электротехнике, имеющими базовое значение в области фундаментальной и прикладной науки.

Это восьмой Вестник по данной тематике, выпущенный в нашем университете. За время, прошедшее с момента выхода первого (1998) и последующих Вестников (2001, 2002, 2003, 2005, 2007, 2009), в области авионики и электротехники продолжается научно-технический прогресс. Возросло количество самолетов российских авиакомпаний, оснащенных цифровым пилотажно-навигационным и радиоэлектронным оборудованием, новыми электрическими системами. Появились новые модификации отечественных «цифровых» самолетов, освоена эксплуатация самолетов зарубежного производства, оснащенных авионикой и авиационными электрическими системами.

Наш университет учитывает прогрессивные тенденции – в новых учебных планах по направлению 162500 «Техническая эксплуатация авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов», - существенно расширен спектр и объем дисциплин по современному цифровому оборудованию. Внедряются электронные средства обучения, автоматизированные обучающие системы. Поэтому научно-исследовательская работа в направлении развития и совершенствования авионики и авиационных электрических систем для университета имеет очень важное учебно-методическое и практическое значение.

В данном Научном Вестнике представлены статьи, посвященные различным проблемам разработки и эксплуатации авионики, авиационных электрических систем, а также обучения авиационного персонала. В Вестник вошли также научные статьи, подготовленные и рекомендованные к публикации по результатам обсуждения на секции с аналогичным названием на Международной научно-технической конференции МГТУ ГА «Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества», посвященной 40-летию со дня основания университета в мае 2011г.

Среди авторов – ведущие ученые МГТУ ГА, Военного учебно-научного центра ВВС «Военно-воздушная академия им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», МАИ, ФГУП НИИСУ, а также аспиранты.

Уверены, что настоящий Вестник будет интересен широкому кругу специалистов.

Ответственный редактор –

*член-корреспондент Академии наук авиации и воздухоплавания,
профессор, доктор технических наук,
заведующий кафедрой ТЭ АЭС и ПНК МГТУ ГА*

С.В. Кузнецов

УДК 629.7.05

КОНТРОЛЬ И АДАПТИВНО-РОБАСТНАЯ ОЦЕНКА СОСТОЯНИЯ ИНТЕГРИРОВАННЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ НА БАЗЕ КВАНТОВО-ОПТИЧЕСКИХ ИЗМЕРИТЕЛЕЙ¹

А.В. ЧЕРНОДАРОВ

Статья представлена доктором технических наук, профессором Кузнецовым С.В.

Рассматриваются возможные причины информационных нарушений в интегрированных навигационных системах (НС). Предлагаются некоторые подходы к парированию таких нарушений и повышению на этой основе информационной надежности НС. Показываются особенности программно-аппаратной реализации предлагаемых подходов в бесплатформенной инерциально-спутниковой НС БИНС-500 на волоконно-оптических гироскопах.

Ключевые слова: контроль, навигационные системы, квантово-оптические измерители.

Введение

Современное состояние бортового оборудования летательных аппаратов (ЛА) характеризуется внедрением навигационных комплексов (НК) нового поколения [1]. Ядром таких НК являются бесплатформенные инерциально-спутниковые навигационные системы (БИСНС) на базе квантово-оптических измерителей: лазерных или волоконно-оптических гироскопов. Функционирование таких гироскопов основано на эффекте Саньяка [2], когда при вращении кольцевого оптического интерферометра измеряется разность хода между двумя встречными световыми волнами. БИСНС на базе квантово-оптических гироскопов рассматриваются как перспективные в разработках ведущих зарубежных компаний: Honeywell, Northrop Grumman, Kearfott, BAE, Sagem, Thales, а также отечественных приборостроительных фирм: МИЭА, РПКБ, НПК «Электрооптика», РПЗ, НИИ «Полюс», НПК «Оптолинк».

В настоящее время актуальной остается задача повышения информационной надежности БИСНС. Это связано с более сложными по сравнению с платформенными системами условиями эксплуатации бесплатформенных инерциальных измерителей, которые жестко закрепляются в корпусе ЛА. Информационная надежность [3], в свою очередь, тесно связана с целостностью навигационных определений [4, 5], которая отражает способность НК непрерывно поддерживать требуемые тактико-технические характеристики в изменяющихся условиях эксплуатации. Традиционные подходы [4, 5] к обеспечению целостности НК опираются на обнаружение отказавших модулей НК, исключение их из структуры и восстановление работоспособности НК путем реконфигурации. Такие подходы требуют существенной аппаратной избыточности, реализация которой в ряде случаев не представляется возможной. Снижение же избыточности в этом случае может нарушить как непрерывность навигационного обеспечения, так и безопасность применения ЛА. В то же время в интегрированных навигационных системах (НС) целостность обеспечивается путем взаимной поддержки измерительных средств различной физической природы. Такое взаимодействие НС позволяет сохранять или снижать постепенно качественные характеристики НК при возникновении критических ситуаций и изменении помеховой обстановки. В настоящее время математической основой интеграции НС является аппарат оптимальной калмановской фильтрации (ОФК) [6] и теории решений. Однако в условиях статистической и параметрической неопределенности реализация интеграционных свойств ОФК на

¹ Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ, грант № 11-08-01174-а.

базе такого аппарата связана с рядом трудностей, обусловленных возможной потерей целостности самой системы обработки сигналов.

Цель работы – повышение точности и информационной надежности БИСНС на основе локализации и парирования аномальных сигналов, а также оценки и демпфирования ошибок чувствительных элементов.

Реализация поставленной в работе цели рассматривается на примере инерциально-спутниковой навигационной системы БИНС-500 на волоконно-оптических гироскопах.

1. Контроль и адаптивно-робастная оценка состояния интегрированных навигационных систем

Информационная надежность и целостность интегрированных навигационных систем связана с проблемой достоверной оценки состояния измерителей параметров движения ЛА. Например, обеспечение требуемой точности бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС) опирается на соответствие априорно предполагаемых и реальных характеристик чувствительных элементов (ЧЭ): гироскопов и акселерометров. Такими характеристиками являются, в частности, дрейфы ЧЭ и параметры их математических моделей. При бортовой реализации моделей погрешностей БИСНС считается возможным приближенное описание [6] случайных дрейфов гироскопов $\Delta\omega$ (1/с) и смещений акселерометров Δa (м/с²) в виде марковского гауссовского процесса первого порядка

$$\Delta\dot{\omega} = -\alpha \Delta\omega + \xi\sigma\sqrt{2\alpha} \quad (1)$$

с экспоненциальной корреляционной функцией

$$R(t) = \sigma^2 e^{-\alpha|t|}, \quad (2)$$

где $\alpha = 1/\tau_\omega$; τ_ω – время корреляции; $R(0) = \sigma^2$ – дисперсия дрейфа в "запуске"; ξ – белый шум единичной интенсивности. В модели (1) параметры α и σ определяют динамику изменения и компенсации дрейфов ЧЭ. Поэтому от точности идентификации указанных параметров зависит достоверность оценки дрейфов ЧЭ с помощью ОФК.

В то же время нарушение адекватности математических моделей ошибок НС и реальных измерительных процессов, а также наличие аномальных наблюдений приводит к расходимости [7] и потере целостности ОФК. Это проявляется в значительном отличии действительных ошибок оценивания $\Delta_j = x_j - \hat{x}_j$ от их прогнозируемых среднеквадратических значений

$\sigma_j = \sqrt{P_{jj}}$, получаемых в результате решения уравнения Риккати относительно ковариационной матрицы P . Здесь $j = \overline{1, n}$; n – размерность вектора состояния БИСНС x ; x_j, \hat{x}_j – j -й элемент вектора состояния и его оценка соответственно. История развития

прикладной теории оптимальной калмановской фильтрации непосредственно связана с разработкой методов защиты ОФК от расходимости. В обобщенном виде причины потери целостности интегрированных НС на базе ОФК связаны со следующими априорными неопределенностями:

- структурная неопределенность возникает в тех случаях, когда не все параметры, характеризующие функционирование НС, включаются в вектор состояния;
- параметрическая неопределенность возникает в тех случаях, когда параметры модели ошибок НС не соответствуют реальным измерительным процессам;
- статистическая неопределенность возникает в тех случаях, когда законы распределений возмущений и шумов, принятые в модели ошибок НС, не соответствуют реальным.

Применительно к интегрированным НС на основе ОФК компенсация указанных неопределенностей возможна на основе следующих подходов:

- робастные подходы обеспечивают нечувствительность алгоритмов оценивания состояния НС к отклонениям от априорных предположений о параметрах модели ошибок, например, относительно гауссовского характера возмущений;
- адаптивные подходы предусматривают настройку параметров модели ошибок заданной структуры для обеспечения требуемой достоверности оценивания;
- регуляризирующие подходы обеспечивают положительную определенность ковариационной матрицы ошибок оценивания при решении уравнения Риккати в ЦВМ с ограниченной разрядной сеткой;
- подходы, обеспечивающие обнаружение и парирование нарушений в НС;
- подходы, обеспечивающие синхронизацию измерений и взаимную поддержку навигационных систем, работа которых основана на различных физических принципах.

Анализ современных исследований и разработок в области бортовых алгоритмов комплексной обработки информации показывает, что их развитие характеризуется интеграцией [11] различных подходов к защите целостности и повышению информационной надежности НС на базе ОФК.

Рассматриваемые в работе алгоритмические средства повышения информационной надежности НК опираются на единую технологию оценивания параметров состояния, контроля и парирования нарушений в НК [9]. Структура такой технологии представлена на рис. 1, где обозначены: φ ; λ ; \bar{V} – соответственно геодезические широта, долгота и вектор траекторной скорости объекта; z – вектор сигналов наблюдений; $\hat{x}_{i/i}$ – оценка вектора ошибок НК x_i на i -м шаге по i наблюдениям; $v_i = z_i - H_i \Phi_i \hat{x}_{i-1/i-1}$ – обновляющая последовательность (невязка); Φ_i – переходная матрица для вектора ошибок НК; H_i – матрица коэффициентов связи; $P_{i/i}$ – ковариационная матрица ошибок оценивания, формируемая ОФК или адаптивно – робастным фильтром; $(\hat{\dots})$ – символ оценки; СНС – спутниковая навигационная система.

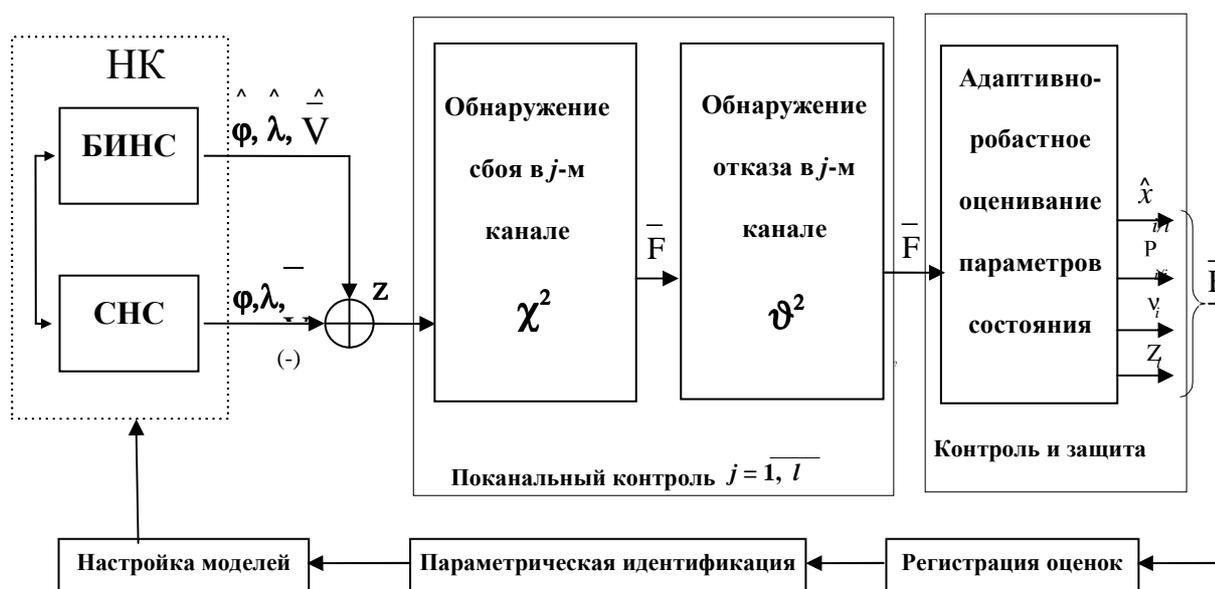


Рис. 1. Структура единого технологического цикла оценивания параметров состояния, контроля и парирования нарушений в навигационном комплексе

Процедуры локализации нарушений в НК опираются на технологию поканальной (поэлементной) обработки вектора наблюдений $z_j = \{z_1, \dots, z_l\}$, позволяющую контролировать НК по обобщённым параметрам, характеризующим состояние каждого из l измерительных каналов. Например, для контроля j -го измерительного канала используется нормированная невязка $\beta_j = v_j / \alpha_j$, где α_j – параметр масштаба; $j = \overline{1, l}$. Статистические свойства указанных невязок используются для построения решающих правил, а именно: при отсутствии разладки между прогнозируемым и реальным наблюдениями квадрат нормированной невязки β_j^2 имеет распределение χ^2 , а отношение реальной $\hat{\alpha}_j^2$ и прогнозируемой α_j^2 дисперсий невязок – распределение ϑ^2 . Для данных распределений математическое ожидание и дисперсия имеют табулированные значения. Необходимые условия исправного состояния НК по j -му элементу вектора наблюдений z_j вытекают из свойств невязки V_j и имеют вид

$$v_j \in N(0, \alpha_j^2); \quad \beta_j^2 = v_j^2 / \alpha_j^2 \in \chi^2(1, 2); \quad F_j = \hat{\alpha}_j^2 / \alpha_j^2 \in \vartheta^2(b, c),$$

где $b; c$ – табулированные значения математического ожидания и дисперсии для распределения ϑ^2 .

Используя свойства распределений χ^2 и ϑ^2 , а также правило 3σ [10], могут быть сформированы допуски γ_j^2 и η_j^2 соответственно на исправное и работоспособное состояние интегрированной НС по j -му каналу вектора наблюдений

$$\beta_j^2 \leq \gamma^2 = 1 + 3\sqrt{2} \approx 5.2; \quad F_j \leq \eta^2 = b + 3\sqrt{2}c.$$

Параметр β_j^2 формируется по текущей невязке и отражает текущее состояние j -го канала вектора наблюдений. Его отклонение от допуска γ^2 может быть связано как с кратковременными сбоями, так и с отказами. Параметр F_j формируется по усреднённому множеству значений невязки на скользящем временном интервале. Поэтому его отклонение от допуска η^2 может быть связано с постепенным отказом. При отсутствии нарушений невязка V_j обрабатывается обобщённым фильтром Калмана, парирование отказа осуществляется путём подключения резервного канала, а парирование кратковременного сбоя – путём адаптивно-робастной обработки невязки с использованием функции влияния $\psi(\beta)$ [8, 11], устанавливающей меру доверия к поступающим наблюдениям. Такая функция может быть сформирована для нормированной невязки j -го измерительного канала $\beta_j = v_j / \alpha_j$, где невязка $v_j = z_j - \hat{z}_j$ представляет собой разность между реальным z и прогнозируемым $\hat{z}_j = H_j m_j$ значениями наблюдений.

Вычислительно устойчивая $U-D$ модификация адаптивно-робастного фильтра [8, 9] с функцией влияния $\psi(\beta)$ в контуре настройки может быть представлена следующим алгоритмом.

Прогноз: $m_0 = \hat{x}_{i/i-1} = \Phi_i \hat{x}_{i-1/i-1};$

$$MWGS \left\{ \begin{array}{l} \bar{W}_0 = [\Phi_i \ U_{i-1/i-1} \ ; \ \Gamma_i] \\ \bar{D}_0 = \text{diag}(D_{i-1/i-1}, Q_{i-1}) \end{array} \right\} \rightarrow U_0; D_0.$$

Настройка: $v_j = z_j - H_j m_{j-1}; \beta_j = v_j / \alpha_j; \quad \psi_j = \psi(\beta_j); \quad \psi'_j = \psi'(\beta_j).$

Коррекция: $f_j = H_j U_{j-1}; V_j = D_{j-1} f_j^T; \quad \tilde{\alpha}_j = f_j V_j \psi' + \alpha_j^2; \quad K_j = U_{j-1} V_j / \tilde{\alpha}_j;$

$$MWGS \left\{ \begin{array}{l} \bar{W}_j = [K_j f_j \psi'_j - U_{j-1} : K_j] \\ \bar{D}_j = \text{diag}(D_{j-1}, \alpha_j^2 \psi'_j) \end{array} \right\} \rightarrow U_j; D_j;$$

$$m_j = m_{j-1} + K_j \alpha_j \psi_j; \quad U_{i/i} = U_l; \quad D_{i/i} = D_l; \quad \hat{x}_{i/i} = m_l; \quad j = \overline{1, l},$$

где Γ_i - переходная матрица для вектора возмущений ξ_{i-1} размерности $r \times l$; Q_i - ковариационная матрица для вектора ξ_{i-1} ; $MWGS$ - процедура [12] преобразования совокупности матриц \bar{W}_j размерности $n \times (n+r)$ и \bar{D}_j размерности $(n+r) \times (n+r)$ в совокупность матриц U_j, D_j размерности $n \times n$; n - размерность вектора ошибок НК; $U_{i/i} D_{i/i} U_{i/i}^T = P_{i/i}$ - ковариационная матрица ошибок оценивания.

В работе [8] предложены и обоснованы следующие значения функции влияния, учитывающие априорные предположения о законах распределений полезного сигнала и помехи,

$$\psi_g(\beta_j) = \beta_j; \quad \psi'_g(\beta_j) = 1 \quad \text{- для кондиционных значений невязок: } 0 \leq \beta_j \leq 3;$$

$$\psi_l(\beta_j) = |1|; \quad \psi'_l(\beta_j) = 0 \quad \text{- для аномальных значений невязок: } \beta_j > 6;$$

$$\psi_{lg}(\beta_j) = \beta/3; \quad \psi'_{lg}(\beta_j) = 1/3 \quad \text{- для значений невязок в условиях неопределенности}$$

распределений: $3 < \beta_j \leq 6$. Графически такие функции представлены на рис. 2.

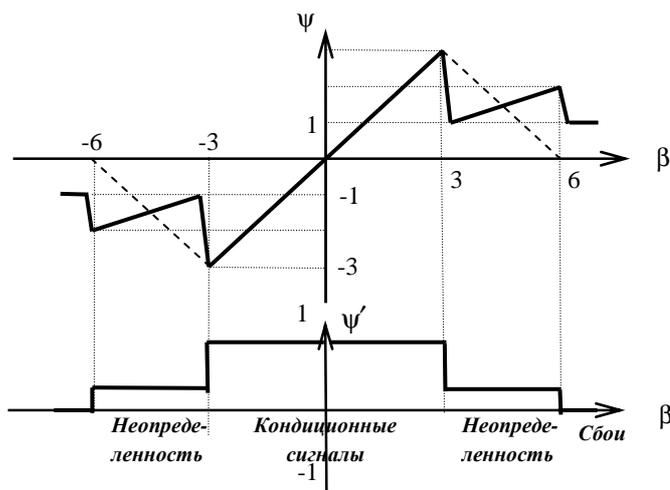


Рис. 2. Диаграмма управления оценивающим фильтром по функции влияния

На данном рисунке пунктирной линией обозначена также типовая функция влияния [11]. Однако взаимосвязь такой функции с параметром ψ'_j не является очевидной.

2. Анализ бесплатформенной инерциально-спутниковой навигационной системы БИНС-500 как объекта контроля и оценки состояния

Представленная технология контроля и оценки состояния интегрированных НС была апробирована при отработке программно-математического обеспечения (ПМО) инерциально-спутниковой навигационной системы БИНС-500 [13] на волоконно-оптических гироскопах (ВОГ) разработки НПК «ОПТОЛИНК» (г. Зеленоград). На рис. 3 представлена система БИНС-500 с технологическими кабелями, а на рис. 4 - ее структурная схема.

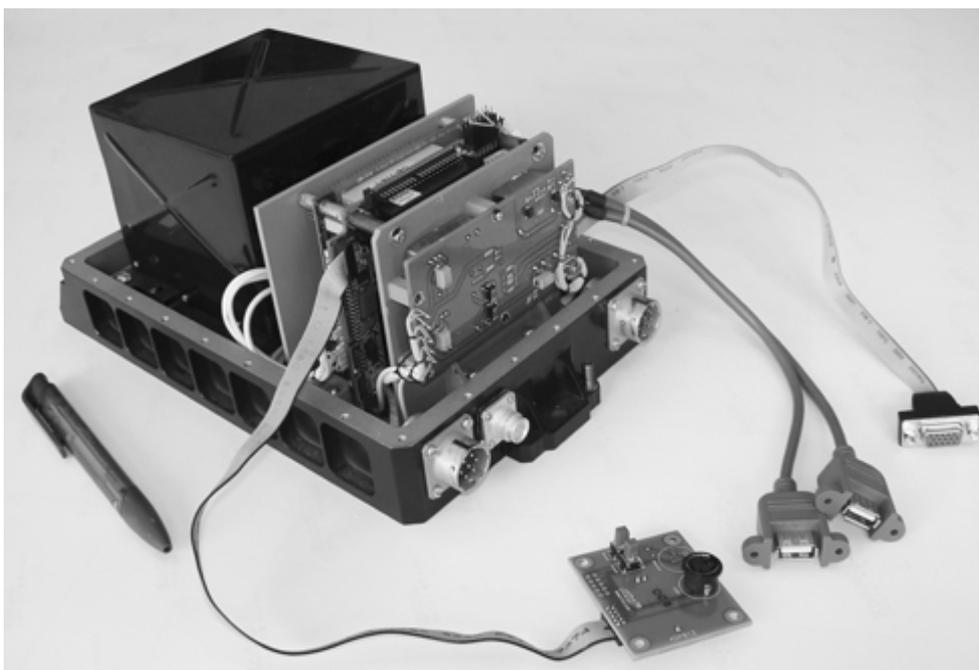


Рис. 3. Инерциально-спутниковая навигационная система БИНС-500

Основные модули БИНС-500: трехосный блок инерциальных чувствительных элементов БЧЭ-500 на базе триады волоконно-оптических гироскопов и акселерометров; спутниковый приемник К-161 разработки РИРВ (г. С.-Петербург), вычислительный модуль в стандарте РС-104, блоки питания, входного и выходного интерфейсов.

Для синхронизации сигналов, организации потоковой обработки измерений, а также преобразования последовательного кода в параллельный в структуру системы БИНС-500 включена плата адаптера. Аппаратное и программно-математическое обеспечение БИНС-500 имеет модульную структуру, аналогичную системе БИНС-1000 и рассмотренную в работе [14]. Однако система БИНС-500 имеет существенно меньший вес (не более 4.5 кг) и габариты.

Случайные остаточные дрейфы ВОГ, входящих в систему БИНС-500, порядка $0.1 \div 0.3$ °/ч, акселерометров – порядка $10^{-4} g$. Аппаратное обеспечение, сформированное по критерию эффективность – стоимость, дает основание отнести представленную версию БИНС к системам среднего класса точности. Именно в таких системах представляется целесообразным применение процедур аналитической компенсации оценок остаточных дрейфов ЧЭ и повышения на этой основе информационной надежности навигационных определений.

Циклограмма работы системы БИНС-500 включает следующие этапы: грубая начальная выставка; точная начальная выставка; навигационный режим, включающий подрежимы автономной инерциальной навигации, инерциально-спутниковой навигации.

На этапе грубой начальной выставки выполняется приближенное определение угловой ориентации БЧЭ по выходным сигналам чувствительных элементов.

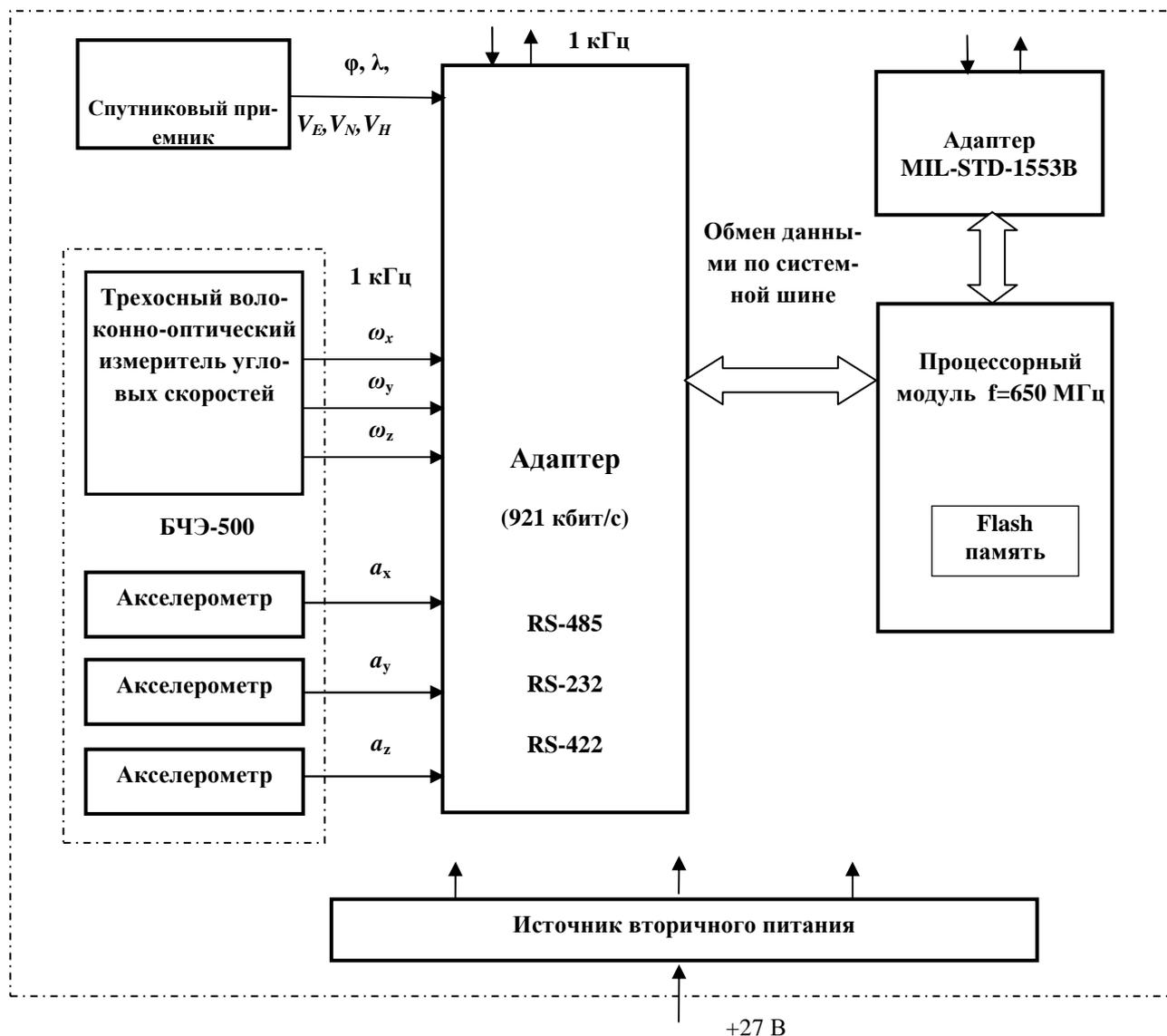


Рис. 4. Структурная схема бесплатформенной инерциально-спутниковой навигационной системы БИНС-500

Заключение

Рассмотренные подходы к контролю и оценке состояния интегрированных навигационных систем на базе квантово-оптических измерителей опираются на возможности современных программно-аппаратных средств комплексной обработки информации. Такие средства позволяют реализовывать следующие процедуры улучшения эксплуатационных характеристик БИСНС:

- локализация и парирование нарушений;
- повышение достоверности оценивания погрешностей чувствительных элементов;
- идентификация параметров моделей погрешностей ЧЭ для реализации алгоритмов прогнозирования и компенсации оценок дрейфов гироскопов и смещений акселерометров.

ЛИТЕРАТУРА

1. Веременко К.К., Кошелев Б.В., Соловьев Ю.А. Анализ состояния разработок интегрированных инерциально-спутниковых навигационных систем // Новости навигации. - 2010. - № 4. - С. 32-41.

2. Волоконно-оптические датчики. Вводный курс для инженеров и научных работников / под ред. Э.Удда. - М.: Техносфера, 2008.
3. **Дмитриев С.П., Колесов Н.В., Осипов А.В.** Информационная надежность, контроль и диагностика навигационных систем. - СПб.: ГНЦ РФ – ЦНИИ «Электроприбор», 2003.
4. **Соловьев Ю.А.** Спутниковая навигация и ее приложения. - М.: Эко-Трендз, 2003.
5. **Graas F.** Signals Integrity. In AGARD Lecture Series 207, 1996, pp. 7/1-12.
6. **Бабич О.А.** Обработка информации в навигационных комплексах. - М.: Машиностроение, 1991.
7. **Fitzgerald R.J.** Divergence of the Kalman Filter // IEEE Trans. on Automatic Control. 1971, Vol.16, No 6, pp. 736-747.
8. **Чернодаров А.В., Патрикеев А.П., Будкин В.Л., Голиков В.П., Ларионов С.В.** Летная отработка бортовых оценивающих фильтров: материалы 11-й междунар. конф. по интегрированным навигационным системам. - СПб.: ГНЦ РФ ЦНИИ «Электроприбор», 2004. - С. 19 - 28.
9. **Колодежный Л.П., Чернодаров А.В.** Надежность и техническая диагностика: учебник для вузов ВВС. - М.: ВУНЦ ВВС ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина, 2010.
10. **Королюк В.С., Портенко Н.И., Скороход А.В., Турбин А.Ф.** Справочник по теории вероятностей и математической статистике. - М.: Наука, ГРФМЛ, 1985.
11. Устойчивые статистические методы оценки данных / пер. с англ. Ю.Н. Малахова / под ред. Н.Г. Волкова. - М.: Машиностроение, 1984.
12. **Bierman G.J.** Factorization methods for discrete sequential estimation. – N.Y.: Academic Press, 1977. – 320p.
13. **Чернодаров А.В., Патрикеев А.П., Коркишко Ю.Н., Федоров В.А., Переляев С.Е.** Полунатурная отработка программно-математического обеспечения инерциально-спутниковой навигационной системы БИНС-500 на волоконно-оптических гироскопах: материалы 17-й междунар. конф. по интегрированным навигационным системам. - СПб.: ГНЦ ЦНИИ «Электроприбор», 2009. - С.21 -30.
14. **Коркишко Ю.Н., Федоров В.А., Патрикеев А.П., Чернодаров А.В., Матюшин В.А., Переляев С.Е.** Объектно-ориентированная технология интеграции навигационных измерителей и ее реализация в бесплатформенной инерциальной системе БИНС-1000 на волоконно-оптических гироскопах: материалы 16-й междунар. конф. по интегрированным навигационным системам. - СПб.: ГНЦ ЦНИИ «Электроприбор», 2008. - С. 92 -101.

MONITORING AND ADAPTIVE ROBUST ESTIMATION OF INTEGRATED NAVIGATION SYSTEMS BASED ON OPTICAL QUANTUM SENSORS

Chernodarov A.V.

Probable causes of informational disturbances in integrated navigation systems (NS) are considered. Certain approaches to the counteraction of such disturbances and to the improvement, on this basis, of NS informational reliability are proposed. For the proposed approaches, specific features of their software and hardware implementation in the SINS-500 inertial satellite NS based on fiber-optic gyros are shown.

Key words: test, navigation systems, quantum-optical measuring instruments.

Сведения об авторе

Чернодаров Александр Владимирович, 1951 г.р., окончил Рижское ВВАИУ им. Я. Алксниса (1973), действительный член Академии навигации и управления движением, кандидат технических наук, доцент, профессор ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», автор более 100 научных работ, область научных интересов – оценивание состояния, идентификация и диагностика авиационного оборудования контроля.

УДК 629.7.083

ОПТИМИЗАЦИЯ ПЕРИОДИЧНОСТИ УГЛУБЛЕННОГО НАЗЕМНОГО КОНТРОЛЯ АВИАЦИОННЫХ КОМПЛЕКСОВ ПО КРИТЕРИЮ МИНИМУМА ПОТЕРЬ В САМОЛЕТОВЫЛЕТАХ¹

А.М. БРОННИКОВ, С.Н. КОХОВЕЦ, Д.В. МОРОЗОВ

Решается задача по оптимизации периодичности углубленного наземного контроля авиационных комплексов. В качестве критерия оптимизации выбираются средние потери в самолетовылетах.

Ключевые слова: оптимизация программы контроля, оптимизация программы технического обслуживания, критерий эффективности эксплуатации, численная оптимизация.

1. Введение

Наземный контроль работоспособности агрегатов и систем бортового оборудования самолета является важным элементом программы его технического обслуживания и ремонта. Он может производиться при любой стратегии технического обслуживания.

Наземный контроль с помощью контрольно-проверочной аппаратуры или автоматизированных систем контроля необходим, прежде всего, для тех объектов авиационного оборудования, техническое состояние которых не определяется в полете по данным бортовых средств контроля, а на земле – средств регистрации полетной информации. Он также необходим для объектов авиационных систем, функции которых “скрыты” от экипажа, а также для тех агрегатов, нарушение работоспособности которых с малой вероятностью обнаруживается экипажем в полете. При этом отказы таких систем могут приводить к невыполнению полетного задания и другим опасным последствиям.

Наземный контроль должен быть глубоким и обеспечивать выявление «скрытых» отказов. Среднее время нахождения объекта в состоянии «скрытого» отказа будет тем меньше, чем меньше интервал между двумя соседними проверками работоспособности объекта и чем выше достоверность наземного контроля. Однако, с другой стороны, при чрезмерно частом применении наземных средств для контроля возрастает время простоя самолета на работах по контролю. Это также может привести к срыву требований на выполнение полетных заданий. Таким образом, при выборе периодичности наземного контроля возникают противоречивые требования. В интересах компромиссного удовлетворения этих требований решается задача оптимизации периодичности применения наземных средств контроля на основе выбранного показателя.

В настоящее время в государственной авиации периодичности выполнения и перечни работ по наземному контролю определены регламентом технического обслуживания и ремонта и другой нормативно-технической документацией. В то же время эффективность работ по наземному контролю зависит от многих факторов: интенсивности полетов, степени старения объектов эксплуатации, влияния отказов авиационных систем на конкретные виды выполняемых полетных заданий и др. Очевидно, что перспективная программа контроля должна быть гибкой, зависеть от сложившихся условий эксплуатации с целью обеспечения максимальной эффективности ее использования.

Вопросам оптимизации программы технического обслуживания авиационных систем посвящено значительное количество работ, например, [1 - 5]. В [1] приводится современный обзор критериев оптимизации параметров технического обслуживания авиационных систем. В [2] решается задача оптимизации программы технического обслуживания, где в качестве критерия

¹ Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ, грант № 11-08-01174-а.

выступает коэффициент технического использования. В связи со старением существующего парка отечественных воздушных судов в эксплуатационной экономике возникло новое научное направление, связанное со скорейшим обнаружением факта начала старения отдельных элементов, узлов и агрегатов авиационных систем и принятием превентивных мер по предупреждению их отказов в процессе применения [1]. В [3] в предположении, что аварийное восстановление техники всегда стоит дороже предупредительного, получено решение задачи об оптимальных предупредительных заменах «стареющих» элементов по критерию оперативной готовности. Наряду с критериями коэффициентов технического использования, оперативной готовности, экономическими критериями (например, финансовые затраты на эксплуатацию) в ряде случаев находят применение и критерий средних потерь в самолетовылетах.

В статье решается задача по оптимизации периодичности углубленного наземного контроля авиационных систем и комплексов. В качестве критерия оптимизации выбираются средние потери в самолетовылетах. Задача оптимизации формулируется как определение такой периодичности выполнения работ по углубленному наземному контролю, при котором обеспечиваются минимальные потери в самолетовылетах.

2. Постановка задачи

Принимается допущение, что у объекта эксплуатации является известной интенсивность отказов $\lambda(t)$, которая в общем случае может зависеть от времени. Используется стратегия эксплуатации «до отказа». Комплекс может находиться в двух состояниях: S_0 – работоспособное состояние и S_1 – состояние отказа. Вероятность невыполнения полетного задания при отказе навигационного комплекса составляет $P_{нз}$. Среднее время на проведение аварийно-восстановительных работ составляет T_a . Объект является восстанавливаемым. Аварийно-восстановительные работы либо полностью обновляют объект, либо восстановление происходит без обновления объекта (например, в результате регулировки). В рассматриваемом подходе можно использовать и блочное строение комплекса. Тогда аварийно-восстановительные работы проводятся заменой отказавшего блока на новый. В этом случае происходит частичное обновление объекта.

Рассматривается конечный период эксплуатации, состоящий из m полетов со средней продолжительностью полета $T_{п}$. Углубленный наземный контроль характеризуется известной вероятностью пропуска отказа β_n и известной продолжительностью работ $T_{кр}$. Наряду с углубленным наземным контролем используется бортовой контроль с известной вероятностью пропуска отказа β_0 . Бортовой контроль реализуется встроенными системами контроля и летным экипажем. Подлежит определению постоянная периодичность выполнения работ по контролю τ_k .

В качестве критерия оптимизации используются средние потери в самолетовылетах

$$W(m, \tau_k) = M[N_{нз}(m, \tau_k)] + v \cdot T_a \cdot M[N(m, \tau_k)] + v T_{кр} M[N_k(m, \tau_k)]. \quad (1)$$

Здесь $M[N_{нз}(m, \tau_k)]$ - математическое ожидание числа невыполненных полетных заданий из-за полетов с отказами авиационного комплекса; $M[N(m, \tau_k)]$ - математическое ожидание числа аварийно-восстановительных работ; $M[N_k(m, \tau_k)]$ - математическое ожидание числа работ по углубленному наземному контролю; v - средняя интенсивность полетов (отношение количества полетов к временному промежутку, выраженному в часах). В показателе (1) первый член характеризует вероятностные потери в самолетовылетах из-за невыполнения полетных заданий, а второй и третий члены характеризуют вероятные потери в самолетовылетах из-за простоев на земле по устранению отказов и контролю работоспособности.

Необходимо определить периодичность выполнения наземного контроля τ_k , при которой критерий (1) принимает минимальное значение.

3. Математические модели

Для вычисления значения критерия (1) необходимо вычислить для каждого полета на планируемом интервале эксплуатации вероятность полета с отказом $P_i(S_1)$. В качестве времени моделирования выбирается время полета t_n . При использовании данного времени все воздействия на объект в виде работ по углубленному наземному контролю, аварийно-восстановительным работам выполняются мгновенно в межполетные интервалы. В этом случае вероятность полета с отказом $P_i(S_1)$ определяется по следующей рекуррентной формуле

$$P_i(S_1) = P_{i-1}(S_1)\beta(i-1) + P_{i-1}(S_1) \cdot (1-\beta(i-1)) \cdot a_1 + P_{i-2}(S_1) \cdot (1-\beta(i-2)) \cdot (1-a_1) \cdot a_2 + \dots + P_1(S_1) \cdot (1-\beta(1)) \cdot \prod_{j=1}^{i-2} (1-a_j) \cdot a_{i-1} + \prod_{j=1}^{i-1} (1-a_j) \cdot a_i, \quad i = 1, 2, \dots, m. \quad (2)$$

Здесь $a_i = 1 - \exp\left(-\int_{(i-1)T_n}^{iT_n} \lambda(u) du\right)$ - вероятность отказа объекта с наработкой iT_n .

Формула (2) получена при допущении, что аварийно-восстановительные работы полностью обновляют объект. Если же восстановление объекта происходит без обновления объекта, то формула (2) преобразуется к виду

$$P_i(S_1) = P_{i-1}(S_1)\beta(i-1) + P_{i-1}(S_1) \cdot (1-\beta(i-1)) \cdot a_i + P_{i-2}(S_1) \cdot (1-\beta(i-2)) \cdot (1-a_{i-1}) \cdot a_i + \dots + P_1(S_1) \cdot (1-\beta(1)) \cdot \prod_{j=1}^{i-2} (1-a_j) \cdot a_{i-1} + \prod_{j=1}^{i-1} (1-a_j) \cdot a_i, \quad i = 1, 2, \dots, m. \quad (3)$$

В этом случае наработка объекта совпадает с временем налета.

Периодичность выполнения углубленного наземного контроля τ_k влияет на вероятность полетов с отказом (2) или (3) за счет изменения последовательности вероятностей пропуска отказов $\beta(i)$. Например, если углубленный наземный контроль проводится через три полета, то такая последовательность будет иметь вид

$$\beta(1) = \beta_0, \beta(2) = \beta_0, \beta(3) = \beta_n, \beta(4) = \beta_0, \beta(5) = \beta_0, \beta(6) = \beta_n, \dots, \beta(m).$$

Вероятность пропуска отказов при углубленном наземном контроле меньше, чем при бортовом контроле. Поэтому в межполетные интервалы, соответствующие моменту проведения наземного контроля, происходит скачкообразное уменьшение вероятности полета с отказом. Скачки вызваны мгновенными (относительно времени полета) углубленной оценкой состояния комплекса и восстановлением его работоспособности при обнаружении отказа.

Математическое ожидание числа невыполненных полетных заданий из-за полетов с отказами объекта эксплуатации определяется следующей формулой

$$M[N_{\text{нз}}(m, \tau_k)] = P_{\text{нз}} \sum_{i=1}^m P_i(S_1). \quad (4)$$

Математическое ожидание числа аварийно-восстановительных работ на планируемом интервале эксплуатации определяется по формуле

$$M[N(m, \tau_k)] = \sum_{i=1}^m (1-\beta(i)) P_i(S_1). \quad (5)$$

С учетом (4) и (5) формула для критерия (1) принимает следующий вид

$$W(m, \tau_k) = P_{\text{нз}} \sum_{i=1}^m P_i(S_1) + v \cdot T_a \cdot \sum_{i=1}^m (1-\beta(i)) P_i(S_1) + v T_{\text{кр}} \left\lceil \frac{m}{\tau_k} \right\rceil, \quad (6)$$

где $\lceil \cdot \rceil$ - обозначение целой части числа.

Необходимо определить периодичность τ_k в (6), обеспечивающую минимум целевой функции (6).

4. Решение оптимизационной задачи

Без введения дополнительных упрощений определить аналитически периодичность τ_k , обеспечивающую минимум целевой функции (6), не представляется возможным. Такая задача может решаться методами численной оптимизации. Причем исследования показывают, что в общем случае целевая функция (6) может содержать и локальные минимумы. Поэтому гарантированное оптимальное решение может быть получено на основе полного перебора всех возможных значений периодичности $\tau_k = 1, 2, \dots, m+1$. Значению $\tau_k = m+1$ в соответствии с формулой (6) соответствует случай, когда на рассматриваемом интервале эксплуатации из m полетов углубленный наземный контроль не проводится.

Таким образом, оптимизационная задача решается следующим образом. Задается начальное значение $\tau_k = 1$. В зависимости от вида восстановления при проведении аварийно-восстановительных работ рассчитываются вероятности полетов с отказом для каждого i -го полета ($i=1, 2, \dots, m$). Полученные значения подставляются в формулу целевой функции (6) и определяется ее значение. Затем τ_k увеличивается на единицу, и расчеты повторяются вновь. Наконец из $m+1$ значений целевой функции $W(m, \tau_k)$ определяется минимальное. Ему соответствует оптимальное значение $\tau_k^{\text{опт}}$.

На рис. 1 в качестве примера приведены графики зависимостей средних потерь в самолетовылетах от периодичности контроля для четырех постоянных значений интенсивности отказов, равных 0,01 1/ч, 0,005 1/ч, 0,0025 1/ч и 0,001 1/ч. Зависимости рассчитаны для следующих условий: $t_{\text{п}}=2,5$ ч, $m = 200$, $\nu = 0,08$ 1/ч, $\beta_0=0,9$, $\beta_{\text{н}}=0,1$, $P_{\text{нз}}=0,4$, $T_{\text{кр}}=1$ ч, $T_{\text{а}}=3$ ч. Для удобства восприятия периодичность контроля τ_k приведена в часах.

При $\lambda = 0,01$ 1/ч оптимальная периодичность контроля составляет $\tau_{\text{к1}}^{\text{опт}} = 12,5$ ч, минимальные потери в самолетовылетах $W_1^{\text{опт}}(m, \tau_{\text{к1}}^{\text{опт}}) = 10,7$. При $\lambda = 0,005$ 1/ч оптимальная периодичность контроля составляет $\tau_{\text{к2}}^{\text{опт}} = 17,5$ ч. Минимальные потери в самолетовылетах $W_2^{\text{опт}}(m, \tau_{\text{к2}}^{\text{опт}}) = 6,8$. Для кривой потерь при $\lambda=0,005$ на рисунке отчетливо виден второй минимум при $\tau_k \approx 50$ ч. Но данный минимум является локальным. При $\lambda = 0,0025$ 1/ч оптимальная периодичность контроля составляет $\tau_{\text{к3}}^{\text{опт}} = 30$ ч. Минимальные потери в самолетовылетах $W_3^{\text{опт}}(m, \tau_{\text{к3}}^{\text{опт}}) = 4,3$. При $\lambda = 0,001$ экстремум у кривой потерь отсутствует. Следовательно, в этом случае проводить работы по наземному контролю нецелесообразно.

Из приведенных зависимостей потерь в самолетовылетах от периодичности наземного контроля следует, что даже при наличии минимума целевой функции не всегда целесообразно на практике назначать оптимальную периодичность работ по контролю. Так, например, если в рассматриваемом примере при $\lambda = 0,0025$ 1/ч вместо оптимальной периодичности $\tau_{\text{к3}}^{\text{опт}} = 30$ ч назначить $\tau_{\text{к3}} = 80$ ч, то потери в самолетовылетах будут отличаться от оптимальных всего на несколько процентов. Но в то же время, если при $\lambda = 0,01$ 1/ч вместо оптимальной периодичности $\tau_{\text{к1}}^{\text{опт}} = 12,5$ ч назначить $\tau_{\text{к1}} = 80$ ч, то потери в самолетовылетах будут отличаться от оптимальных более чем на 30 процентов, что может оказаться весьма существенным. Следовательно, при практическом решении задачи определения периодичности работ по углубленному наземному контролю недостаточно определить оптимальное значение $\tau_k^{\text{опт}}$. Необходимо дополнительно исследовать зависимость $W(m, \tau_k)$ на эффективность оптимального решения.

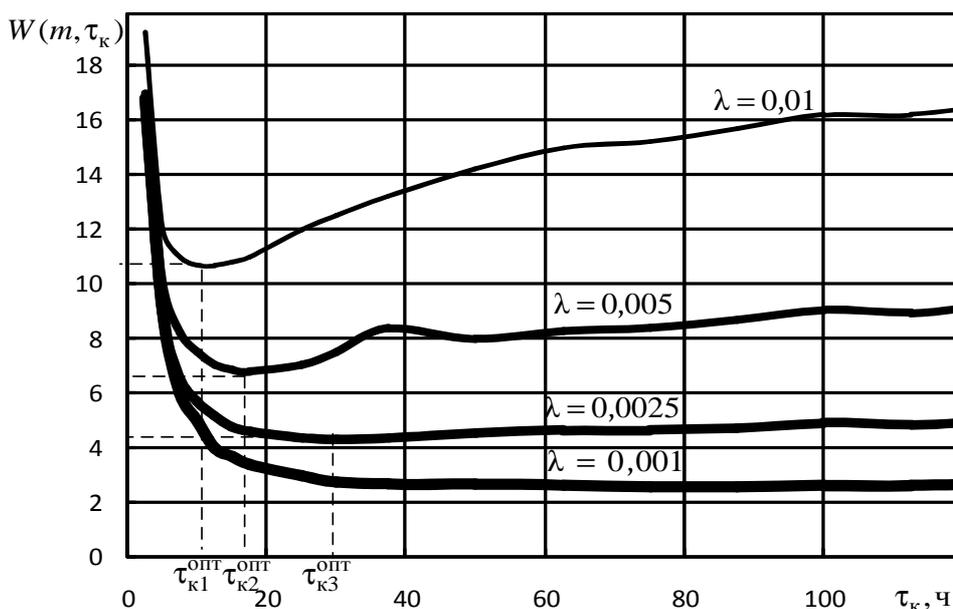


Рис. 1. Зависимости показателей средних потерь в самолетовылетах от периодичности контроля при различных интенсивностях отказов

На рис. 2 приведены графики зависимостей средних потерь в самолетовылетах от периодичности контроля для значений вероятности пропуска отказа при наземном контроле ($\beta_n=0,1$; $\beta_n=0,5$; $\beta_n=0,8$). Исходные данные те же, что и для зависимостей потерь на рис. 1 ($T_n=2,5$ ч, $m = 200$, $\nu = 0,08$ 1/ч, $\beta_0=0,9$, $P_{нз}=0,4$, $T_{кр}=1$ ч, $T_a=3$ ч, интенсивность отказов принята равной $\lambda=0,01$ 1/ч).

С ухудшением достоверности контроля оптимальное значение периодичности контроля уменьшается: при $\beta_n=0,1$ $\tau_k^{опт} = 12,5$ ч; при $\beta_n=0,5$ $\tau_k^{опт} = 7,5$ ч. В случае приближения достоверности наземного контроля к достоверности бортового контроля проводить работы по наземному контролю нецелесообразно, как следует из зависимости при $\beta_n=0,8$.

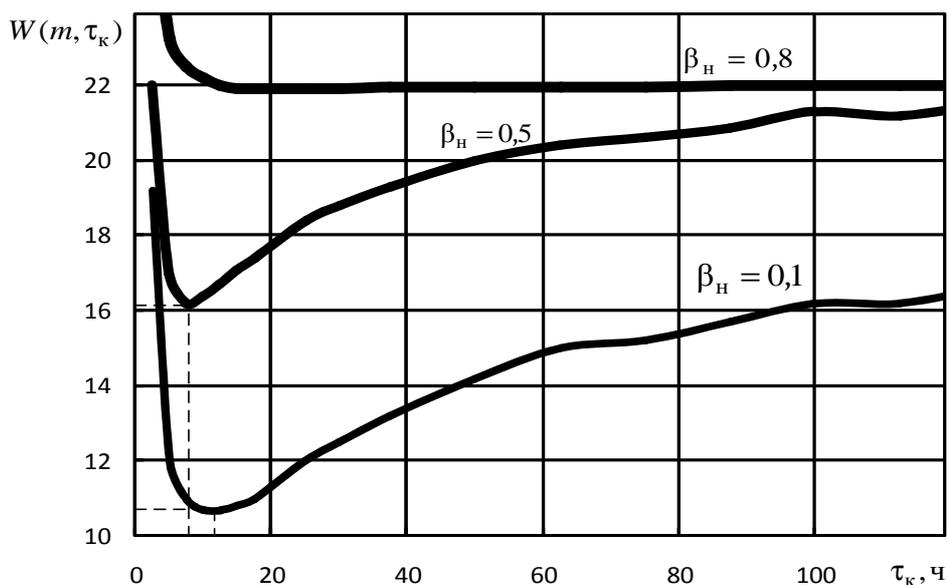


Рис. 2. Зависимости показателей средних потерь в самолетовылетах от периодичности контроля при различных достоверностях наземного контроля

5. Заключение

Использование предложенной методики оптимизации периодичности работ по углубленному наземному контролю авиационных комплексов позволяет научно обосновывать периодичности выполнения этих работ, а также разрабатывать при необходимости гибкое планирование периодичности наземного контроля в зависимости от сложившихся условий эксплуатации. Это позволит повысить эффективность использования авиационных комплексов и их наземной эксплуатации.

ЛИТЕРАТУРА

1. Барзилович Е.Ю., Данилов В.Ю., Матвиенко Г.П., Прокопьева Е.А. Об экономии эксплуатационных затрат за счет оптимизации параметров технического обслуживания авиационных систем // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2006. - № 106. - С. 108-113.
2. Полегаев В.П., Богданов Д.А. Моделирование и расчет периодичности профилактического обслуживания технических систем по эмпирической функции надежности // Конструкции из позиционных материалов. - 2007. - № 4. - С. 58-67.
3. Байков А.Е. Обоснование оптимальной процедуры предупредительных замен стареющих элементов авиационных систем // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2003. - № 63. - С. 53 - 65.
4. Емелин Н.М. Отработка систем технического обслуживания летательных аппаратов. - М.: Машиностроение, 1995.
5. Управление техническим состоянием динамических систем / под общ. ред. И.Е. Казакова. - М.: Машиностроение, 1995.

OPTIMIZATION OF THE PERIODICITY OF GROUND MONITORING OF AIRBORNE INTEGRATED SYSTEMS BY USING THE TEST FOR MINIMUM LOSSES IN AIRCRAFT FLIGHTS

Bronnikov A.M., Kochovec S.N., Morozov D.V.

In this paper, the problem on optimization of the periodicity of thorough ground monitoring of airborne integrated systems is solved. As an optimality test, mean losses in aircraft flights are chosen.

Key words: optimization of the monitoring programme, optimization of the maintenance programme, the criterion of efficiency of the operation of, numerical optimization.

Сведения об авторах

Бронников Андрей Михайлович, 1969 г.р., окончил Иркутское ВВАИУ (1991), доктор технических наук, начальник кафедры эксплуатации комплексов авиационного оборудования и систем объективного контроля ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», автор более 80 научных работ, область научных интересов – автоматизация управления полетом летательных аппаратов, управление техническим состоянием авиационной техники, автоматизированные системы контроля.

Коховец Сергей Николаевич, 1983 г.р., окончил ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского (2010), инженер по авиационному оборудованию в/ч 49719, автор 4 научных работ, область научных интересов - управление техническим состоянием авиационной техники.

Морозов Дмитрий Владимирович, 1978 г.р., окончил Дальневосточный ГТУ (2006), адъюнкт Воронежского авиационного инженерного университета, автор 6 научных работ, область научных интересов - автоматизированные системы контроля.

УДК 629.735

ОПРЕДЕЛЕНИЕ АНАЛИТИЧЕСКИХ ФУНКЦИЙ ИНТЕНСИВНОСТИ ОТКАЗОВ И ВЕРОЯТНОСТИ БЕЗОТКАЗНОЙ РАБОТЫ ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННОГО ОБОРУДОВАНИЯ ПО СТАТИСТИЧЕСКИМ ДАННЫМ

С.В. КУЗНЕЦОВ

Предложены методы определения аналитических функций интенсивности отказов и вероятности безотказной работы пилотажно-навигационного оборудования воздушных судов по статистическим данным, позволяющие повысить точность расчетов безотказности и выбрать методы технической эксплуатации.

Ключевые слова: методы технической эксплуатации, пилотажно-навигационное оборудование, интенсивность отказов, вероятность безотказной работы.

При выборе методов технической эксплуатации (ТЭ) пилотажно-навигационного оборудования (ПНО) воздушных судов (ВС) необходимо знание характера поведения функции интенсивности отказов во времени. В настоящее время не существует достаточно точных методов определения аналитических функций интенсивности отказов и вероятности безотказной работы по статическим данным. Обычно для решения этой задачи используют классические методы математической статистики, позволяющие определить усредненные значения характеристик безотказности. При этом вследствие недостаточности статистики ограничиваются выяснением средних значений в определенных точках временного интервала. Такой подход является слишком приблизительным и неприменим при решении задачи выбора метода ТЭ.

Расчет безотказности объекта ПНО с использованием интерполяции статистической функции интенсивности отказов

На этапе проектирования объекта ПНО аналитический вид функции $\lambda(t)$ выбирают из физических соображений. Чаще всего предполагают $\lambda(t) = \text{const}$, реже учитывают растущий или убывающий характер этой функции. На этапе эксплуатации объекта появляются статистические данные $\lambda(\tau_k)$ в моменты времени τ_k . Поставим задачу интерполяции функции интенсивности отказов $\lambda(t)$ таким образом, чтобы значения этой функции совпадали для данного множества n значений аргумента τ_k (узлов интерполяции) со значениями $\lambda(\tau_k) = \lambda_k$.

Применим методы параболической интерполяции. Интерполяционная формула Лагранжа будет иметь вид

$$\lambda^*(\tau) = \frac{(\tau - \tau_1)(\tau - \tau_2) \cdots (\tau - \tau_n)}{(\tau_0 - \tau_1)(\tau_0 - \tau_2) \cdots (\tau_0 - \tau_n)} \lambda_0 + \frac{(\tau - \tau_0)(\tau - \tau_2) \cdots (\tau - \tau_n)}{(\tau_1 - \tau_0)(\tau_1 - \tau_2) \cdots (\tau_1 - \tau_n)} \lambda_1 + \frac{(\tau - \tau_0)(\tau - \tau_1) \cdots (\tau - \tau_{n-1})}{(\tau_n - \tau_0)(\tau_n - \tau_1) \cdots (\tau_n - \tau_{n-1})} \lambda_n. \quad (1)$$

Преобразуем формулу (1) к удобному для последующего интегрирования виду

$$\lambda^*(\tau) = \frac{\lambda_0}{(\tau_0 - \tau_1)(\tau_0 - \tau_2) \cdots (\tau_0 - \tau_n)} \left[\tau^n - \tau^{n-1} \sum_{i=1}^n \tau_i + \tau^{n-2} \sum_{\substack{i,j=1; \\ j \neq i}}^n \tau_i \tau_j - \tau^{n-3} \sum_{\substack{i,j,k=1; \\ j \neq i, k \neq j}}^n \tau_i \tau_j \tau_k + \cdots + \tau_1 \tau_2 + \cdots + \tau_n \right] +$$

$$\frac{\lambda_1}{(\tau_1 - \tau_0)(\tau_1 - \tau_2) \cdots (\tau_1 - \tau_n)} \left[\tau^n - \tau^{n-1} \sum_{i=0, i \neq 1}^n \tau_i + \tau^{n-2} \sum_{\substack{i,j=0; \\ j \neq i}}^n \tau_i \tau_j - \tau^{n-3} \sum_{\substack{i,j,k=0; \\ j \neq i, k \neq j}}^n \tau_i \tau_j \tau_k + \cdots + \tau_1 \tau_2 + \cdots + \tau_n \right] + \dots \quad (2)$$

$$\frac{\lambda_n}{(\tau_n - \tau_0)(\tau_n - \tau_1) \cdots (\tau_n - \tau_{n-1})} \left[\tau^n - \tau^{n-1} \sum_{i=0}^{n-1} \tau_i + \tau^{n-2} \sum_{\substack{i,j=0; \\ j \neq i}}^{n-1} \tau_i \tau_j - \tau^{n-3} \sum_{\substack{i,j,k=0; \\ j \neq i, k \neq j}}^{n-1} \tau_i \tau_j \tau_k + \cdots + \tau_1 \tau_2 + \cdots + \tau_n \right].$$

Введем следующие обозначения

$$\Lambda = \frac{\lambda_0}{(\tau_0 - \tau_1)(\tau_0 - \tau_2) \cdots (\tau_0 - \tau_n)} + \frac{\lambda_1}{(\tau_1 - \tau_0)(\tau_1 - \tau_2) \cdots (\tau_1 - \tau_n)} + \cdots \frac{\lambda_n}{(\tau_n - \tau_0)(\tau_n - \tau_1) \cdots (\tau_n - \tau_{n-1})}; \quad (3)$$

$$T_1 = \sum_{i=1}^n \tau_i + \sum_{\substack{i=0 \\ j \neq i}}^n \tau_i + \cdots + \sum_{i=0}^{n-1} \tau_i, \quad T_2 = \sum_{\substack{i,j=1 \\ j \neq i}}^n \tau_i \tau_j + \sum_{\substack{i,j=0 \\ j \neq i}}^n \tau_i \tau_j + \cdots + \sum_{\substack{i,j=0 \\ j \neq i}}^{n-1} \tau_i \tau_j,$$

$$T_3 = \sum_{\substack{i,j,k=1 \\ j \neq i, k \neq i}}^n \tau_i \tau_j \tau_k + \sum_{\substack{i,j,k=0 \\ i,j,k \neq 1; \\ j \neq i, k \neq j}}^n \tau_i \tau_j \tau_k + \cdots + \sum_{\substack{i,j,k=0; \\ j \neq i, k \neq j}}^{n-1} \tau_i \tau_j \tau_k, \quad T_n = n \tau_1 \tau_2 \cdots \tau_n.$$

Тогда для функции интенсивности отказов получим

$$\lambda^*(\tau) = \Lambda \left[\tau^n - T_1 \tau^{n-1} + T_2 \tau^{n-2} - T_3 \tau^{n-3} + \cdots + T_n \right]. \quad (4)$$

Проинтегрируем выражение (4) на интервале $[0, t]$

$$\int_0^t \lambda^*(\tau) d\tau = \Lambda \left[\frac{t^{n+1}}{n+1} - \frac{T_1 t^n}{n} + \frac{T_2 t^{n-1}}{n-1} - \frac{T_3 t^{n-2}}{n-2} + \cdots + T_n t \right]. \quad (5)$$

Подставим выражение (5) в

$$P(t) = e^{-\int_0^t \lambda(\tau) d\tau} \quad (6)$$

и получим вероятность безотказной работы устройства с использованием параболической интерполяции функции интенсивности отказов по формуле Лагранжа

$$P(t) = e^{-\Lambda \left[\frac{t^{n+1}}{n+1} - \frac{T_1 t^n}{n} + \frac{T_2 t^{n-1}}{n-1} - \frac{T_3 t^{n-2}}{n-2} + \cdots + T_n t \right]}. \quad (7)$$

Формулой (7) можно пользоваться в тех случаях, когда необходимо рассчитать вероятность безотказной работы устройства по фиксированной статистике. Если статистика об интенсивности отказов непрерывно пополняется новыми значениями, удобно пользоваться интерполяционной формулой Ньютона

$$\lambda^*(t) = \lambda_0 + (\tau - \tau_0) \Delta_1(\tau_0, \tau_1) + (\tau - \tau_0)(\tau - \tau_1) \Delta_2(\tau_0, \tau_1, \tau_2) + \cdots + \prod_{k=1}^n (\tau - \tau_k) \Delta_n(\tau_0, \tau_1, \dots, \tau_n), \quad (8)$$

где $\Delta_1(\tau_0, \tau_1) = (\lambda_1 - \lambda_0) / (\tau_1 - \tau_0)$.

В отличие от формулы (5) прибавление новой пары значений $(\tau_{n+1}, \lambda_{n+1})$ сводится здесь просто к прибавлению одного нового члена.

Преобразуем (8) к виду, удобному для интегрирования

$$\lambda^*(t) = \lambda_0 + (\tau - \tau_0) \Delta_1(\tau_0, \tau_1) + (\tau^2 - \tau_0 \tau - \tau_1 \tau + \tau_0 \tau_1) \cdot \Delta_2(\tau_0, \tau_1, \tau_2) + \cdots + \left[\tau^n - \tau^{n-1} \sum_{i=0}^{n-1} \tau_i + \tau^{n-2} \sum_{i,j=0}^{n-1} \tau_i \tau_j - \tau^{n-3} \cdot \sum_{i,j,k=0}^{n-1} \tau_i \tau_j \tau_k + \tau_0 \tau_1 \cdots \tau_{n-1} \right] \cdot \Delta_n(\tau_0, \tau_1, \dots, \tau_n). \quad (9)$$

Введем обозначения

$$\lambda(\tau_0) = \lambda_0,$$

$$\lambda(\tau_1) = (\tau - \tau_0) \Delta_1(\tau_0, \tau_1), \dots, \quad (10)$$

$$\lambda(\tau_n) = \left[\tau^n - \tau^{n-1} \sum_{i=0}^{n-1} \tau_i + \tau^{n-2} \sum_{i,j=0}^{n-1} \tau_i \tau_j - \tau^{n-3} \sum_{i,j,k=0}^{n-1} \tau_i \tau_j \tau_k + \cdots + \tau_0 \tau_1 \cdots \tau_{n-1} \right].$$

Тогда

$$\int_0^t \lambda(\tau) d\tau = \sum_{i=0}^n \int_0^t \lambda(\tau_i) d\tau, \quad (11)$$

где $\int_0^t \lambda(\tau_0) d\tau = \lambda_0 t$; $\int_0^t \lambda(\tau_1) d\tau = (\frac{t^2}{2} - \tau_0 t) \Delta_1(\tau_0, \tau_1), \dots$,

$$\int_0^t \lambda(\tau_i) d\tau = \left[\frac{t^{n+1}}{n+1} - \frac{T_1 t^n}{n} + \frac{T_2 t^{n-1}}{n-1} - \frac{T_3 t^{n-2}}{n-2} + \dots + T_n t \right] \cdot \Delta_n(\tau_0, \tau_1, \dots, \tau_n). \quad (12)$$

Подставим выражения (11), (12) в формулу (7) и получим вероятность безотказной работы устройства с использованием интерполяционной формулы Ньютона, позволяющей сделать процесс вычислений рекуррентным

$$P(t) = e^{-\lambda_0 t} + e^{-\left[\frac{t^2}{2} - \tau_0 t\right] \Delta_1(\tau_0, \tau_1)} + \dots + e^{-\left[\frac{t^{n+1}}{n+1} - \frac{T_1 t^n}{n} + \frac{T_2 t^{n-1}}{n-1} - \frac{T_3 t^{n-2}}{n-2} + \dots + T_n t\right] \Delta_n(\tau_0, \tau_1, \dots, \tau_n)}. \quad (13)$$

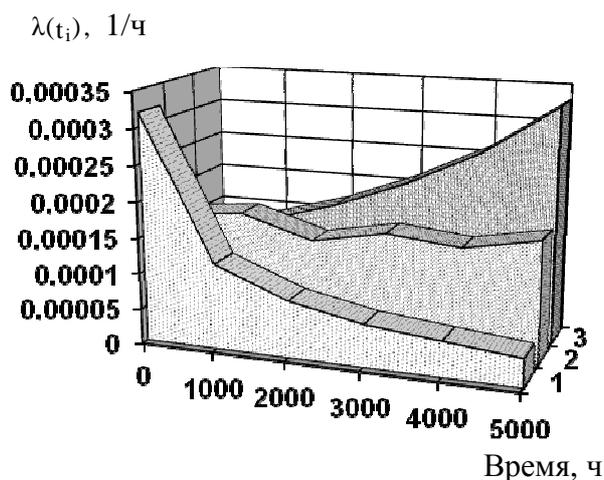


Рис. 1. Графики функций интенсивности отказов, построенные на основе интерполяции: 1 - убывающая функция интенсивности отказов; 2 - постоянная функция интенсивности отказов; 3 - возрастающая функция интенсивности отказов

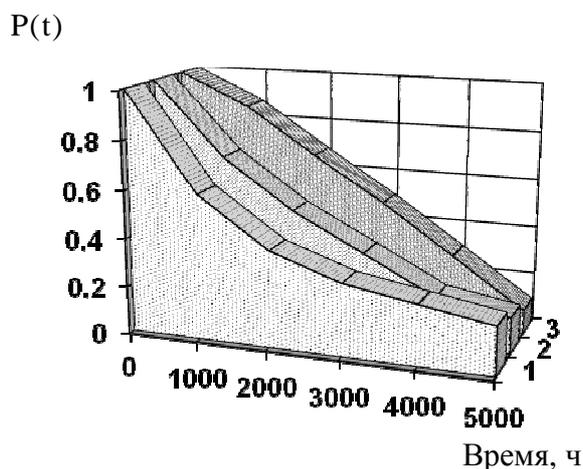


Рис. 2. Графики функций вероятности безотказной работы, полученные по интерполированной функции интенсивности отказов: 1 - убывающая функция интенсивности отказов; 2 - постоянная функция интенсивности отказов; 3 - возрастающая функция

Таким образом, полученные выражения (7) и (13) позволяют рассчитать вероятность безотказной работы устройства с использованием статистических данных об интенсивности отказов. Графики функций интенсивности отказов и вероятностей безотказной работы, полученных по интерполированной функции интенсивности отказов, представлены на рис. 1, 2.

Расчет безотказности объекта ПНО на основе интерполяции статистической функции интенсивности отказов с оптимальным выбором узлов

Рассмотренные до сих пор интерполяционные формулы для статистической функции интенсивности отказов обладают ограниченной точностью, которая оценивается остаточным членом

$$R_{n+1}(\tau) \leq \lambda(\tau) - \lambda^*(\tau) = \frac{1}{(n-1)!} \lambda^{(n+1)}(\xi) \prod (\tau - \tau_k), \quad (14)$$

где ξ лежит в наименьшем интервале, содержащем все точки $\tau_0, \tau_1, \tau_2, \dots, \tau_n$.

Для того чтобы минимизировать максимум абсолютной величины ошибки интерполяции на отрезке $[a, b]$ и добиться того, что $a^{\max} \leq r \leq b \prod_{k=0}^n (\tau - \tau_k)$ будет иметь наименьшее значение, целесообразно оптимизировать выбор самих узлов интерполяции

$$\tau_j = \frac{a+b}{2} + \frac{b-a}{2} \cos \frac{(2j+1)\pi}{2n+2}, \quad j=0, 1, 2, \dots, n. \quad (15)$$

Тогда многочлен степени n , который совпадает с $\lambda(\tau)$ в точках τ_j , выбранных по формулам (15), будет иметь вид

$$\lambda^*(\tau) = \frac{1}{2} A_0 + \sum A_k T_k \left(\frac{2\tau - b - a}{b - a} \right), \quad (16)$$

где $A_k = \frac{2}{n+1} \sum_{j=0}^n \lambda(\tau_j) \cos \frac{(2j+1)k\pi}{2(n+1)}$, $k=0, 1, 2, \dots, n$, $T_k(x)$ - многочлен Чебышева степени k .

Многочлены Чебышева $T_k(\xi)$ задаются в общем виде следующей формулой

$$T_k(x) = \cos(n \cdot \arccos x) = x^4 - C_n^2 x^{n-2} (1-x^2) + C_n^4 x^{n-4} (1-x^2)^2 - C_n^6 x^{n-6} (1-x^2)^3 + \dots \quad (17)$$

С целью упрощения вычислений целесообразно воспользоваться рекуррентной формулой $T_{k+1}(x) = 2xT_k(x) - T_{k-1}(x)$ с учетом того, что $T_0(x) = 1$ и $T_1(x) = x$.

Тогда последующие многочлены Чебышева, рассчитанные по формуле (17), будут иметь вид

$$\begin{aligned} T_2(x) &= 2x^2 - 1, \quad T_3(x) = 4x^3 - 3x, \quad T_4(x) = 8x^4 - 8x^2 + 1, \quad T_5(x) = 16x^5 - 20x^3 + 5x, \\ T_6(x) &= 32x^6 - 48x^4 + 18x^2 - 1, \quad T_7(x) = 64x^7 - 112x^5 + 56x^3 - 7x, \\ T_8(x) &= 128x^8 - 256x^6 + 160x^4 + 32x^2 + 1, \quad T_9(x) = 256x^9 - 576x^7 + 432x^5 - 120x^3 + 9x \end{aligned} \quad (18)$$

Если интерполируемая функция интенсивности отказов имеет большее количество узлов, то дальнейшая детализация многочлена Чебышева на ЭВМ не представляет труда.

Рассмотрим теперь процедуру вычисления интеграла от многочлена (17)

$$\int_0^t \lambda^*(\tau) d\tau = \frac{1}{2} A_0 t + \sum A_k \int_0^t T_k \left(\frac{2\tau - b - a}{b - a} \right) d\tau. \quad (19)$$

Как видно из (19), основную трудность вычисления представляет интеграл от многочленов Чебышева. В принципе эту задачу можно оставить для численного интегрирования на ЭВМ. Однако, как показывает практика, накапливающиеся при этом ошибки могут полностью свести на нет преимущества оптимального выбора узлов интерполяции. Поэтому целесообразно заложить в ЭВМ аналитические формулы, полученные при непосредственном интегрировании многочленов Чебышева.

Для выполнения интегрирования проведем замену переменной $x = \frac{2\tau - b - a}{b - a}$.

Тогда интеграл в формуле (19) примет вид

$$F(t) = \int_0^t T_k \left(\frac{2\tau - b - a}{b - a} \right) d\tau = \frac{b - a}{2} \int_{\frac{a+b}{a-b}}^{\frac{2t-b-a}{b-a}} T_k(x) dx \cdot \quad (20)$$

Так как многочлен Чебышева является алгебраическим многочленом степеней X, проведем предварительное интегрирование этих степеней согласно (20), а результаты сведем в табл. 1.

Таблица 1

Интегрирование степеней X многочленов Чебышева

P(x)	$\frac{(2t-b-a)}{(b-a)} \int_{\frac{a+b}{a-b}}^{\frac{2t-b-a}{b-a}} P(x)dx$
1	2
1	t
x	$\frac{1}{b-a} [t^2 - (a+b)t]$
x ²	$\frac{1}{3(b-a)^2} [4t^3 - 6t^2(a+b) + 3t(a+b)^3]$
x ³	$\frac{1}{(b-a)^3} [2t^4 - 4t^3(a+b) + 3t^2(a+b)^2 - t(a+b)^3]$

Аналитические выражения для интегралов многочленов Чебышева сведены в табл. 2. Окончательно выражение для вероятности безотказной работы устройства на основе интерполяции статистической функции интенсивности отказов с оптимальным выбором узлов примет вид

$$P(t) = e^{-\left[\frac{1}{2} A_0 t + \sum_{k=1}^n A_k F_k(t) \right]}, \quad (21)$$

где A₀, A_k раскрываются выражением (16), а значения F_k(t) сведены в табл. 2.

На рис. 3 показан один из примеров построения аналитических функций интенсивности отказов и вероятности безотказной работы на основе интерполяции статистической функции интенсивности отказов с оптимальным выбором узлов.

Рассмотрим теперь процедуру вычисления вероятности безотказной работы устройства P(t₁, t₂) на интервале времени [t₁, t₂].

Для этого потребуется вычислить следующий интеграл

$$\int_{t_1}^{t_2} \lambda^*(\tau) d\tau = \frac{1}{2} A_0 (t_1 - t_2) + \sum_{k=1}^n A_k \int_{t_1}^{t_2} \left(\frac{2\tau - b - a}{b - a} \right) d\tau \cdot \quad (22)$$

Таблица 2

Интегрирование многочленов Чебышева

T _k (x)	$\frac{(2t-b-a)}{(b-a)} F_k(t) = \int_{\frac{a+b}{a-b}}^{\frac{2t-b-a}{b-a}} T_k(x)dx$
1	2
T ₀ (x)	t
T ₁ (x)	$\frac{1}{b-a} [t^2 - (a+b)t]$
T ₂ (x)	$\frac{2}{3(b-a)^2} [4t^3 - 6t^2(a+b) + 3t(a+b)^3] - t$

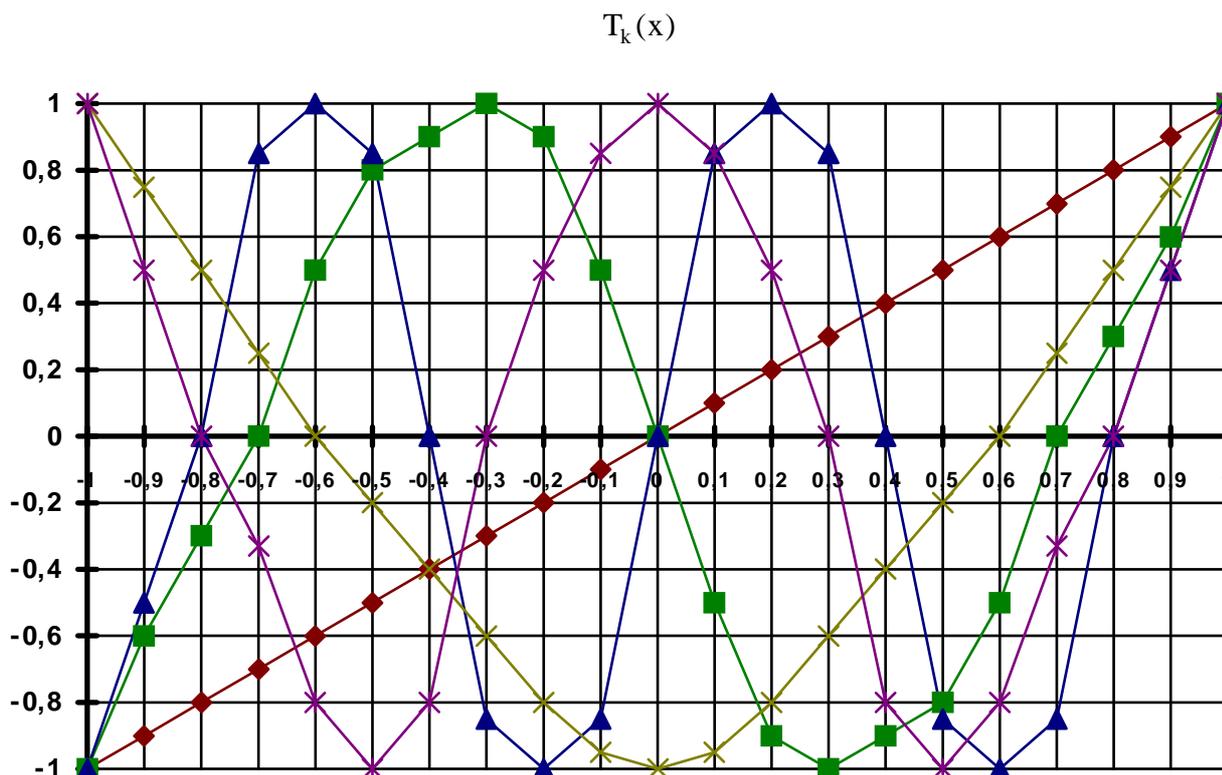


Рис. 3. Построение аналитических функций интенсивности отказов и вероятности безотказной работы на основе интерполяции с оптимальным выбором узлов

Вычисление (22) целесообразно провести поэтапно, проведя предварительное интегрирование степеней x (результаты сведены в табл. 3), а затем определить интегралы от многочленов Чебышева (результаты сведены в табл. 4).

Тогда выражение для вероятности безотказной работы устройства на интервале времени $[t_1, t_2]$ на основе параболической интерполяции статистической функции интенсивности отказов с оптимальным выбором узлов и интерполяционными многочленами Чебышева примет вид

$$P(t_1, t_2) = e^{-\left[\frac{1}{2}A_0(t_2-t_1) + \sum A_k F_k(t_1, t_2)\right]}, \quad (23)$$

где A_0 и A_k раскрываются выражением (16), а значения $F_k(t_1, t_2)$ сведены в табл. 4.

Таблица 3

Интегрирование степеней x многочлена Чебышева в произвольном интервале

$P(x)$	$\frac{(2t-b-a)}{(b-a)} \int \frac{(2t_1-b-a)}{(a-b)} P(x) dx$
1	$t_2 - t_1$
x	$\frac{1}{b-a} \left[(t_2^2 - t_1^2) - (a+b)(t_2 - t_1) \right]$
x^2	$\frac{1}{3(b-a)^2} \left[4(t_2^3 - t_1^3) - 6(t_2^2 - t_1^2)(a+b) + 3(t_2 - t_1)(a+b)^2 \right]$
x^3	$\frac{1}{(b-a)^3} \left[2(t_2^4 - t_1^4) - 4(t_2^3 - t_1^3)(a+b) + 3(t_2^2 - t_1^2)(a+b)^2 - (t_2 - t_1)(a+b)^3 \right]$

Таблица 4

Значения функции $F_k(t_1, t_2)$

$T_k(x)$	$F_k(t_1, t_2) = \int_{\frac{(2t_1-b-a)}{(a-b)}}^{\frac{(2t_2-b-a)}{(b-a)}} T_k(x) dx$
$T_0(x)$	$t_2 - t_1$
$T_1(x)$	$\frac{1}{b-a} [(t_2^2 - t_1^2) - (a+b)(t_2 - t_1)]$
$T_2(x)$	$\frac{2}{3(b-a)^2} [4(t_2^3 - t_1^3) - 6(t_2^2 - t_1^2)(a+b) + 3(t_2 - t_1)(a+b)^2] - (t_2 - t_1)$
$T_3(x)$	$\frac{4}{(b-a)^3} [2(t_2^4 - t_1^4) - 4(t_2^3 - t_1^3)(a+b) + 3(t_2^2 - t_1^2)(a+b)^2 - (t_2 - t_1)(a+b)^3] -$ $-\frac{3}{(b-a)} [(t_2^2 - t_1^2) - (t_2 - t_1)(a+b)]$

Выражение (23) позволяет не только определить вероятность безотказной работы устройства внутри интервала интерполирования $[a, b]$ функции интенсивности отказов $\lambda(\tau)$, но и прогнозировать вероятность безотказной работы за пределами интервала $[a, b]$, когда $t_1 = b$ а t_1 удалено от t_2 незначительно.

Оценим погрешность прогнозирования вероятности безотказной работы таким способом. Пусть на основе интерполяционной формулы на интервале $[a, b]$ получено значение вероятности $P(b, t_2)$, причем $t_2 = b + \varepsilon$.

В момент времени $b_1 > b$ становится известным очередное статистическое значение интенсивности отказов $\lambda(\tau_j, j) = n + 1$. Тогда система узлов интерполяции определяется следующим образом

$$\tau_j = \frac{a + b_1}{2} + \frac{b_1 - a}{2} \cos \frac{(2j+1)\pi}{2n+2}. \tag{24}$$

Функция интенсивности отказов $\lambda'(\tau)$ с помощью многочленов Чебышева опишется следующим образом

$$\lambda'(\tau) = \frac{1}{2} A'_0 + \sum_{k=1}^{n+1} A'_k T_k \left(\frac{2\tau - b_1 - a}{b_1 - a} \right), \tag{25}$$

где $A'_k = \frac{2}{n+2} \sum_{j=0}^{n+1} \lambda(\tau_j) \cos \left(\frac{(2j+1)k\pi}{2(n+1)} \right)$.

Вероятность безотказной работы $P'(b, t_2)$ можно определить по формуле

$$P'(b, t_2) = e^{-\left[\frac{1}{2} A'_0 (t_2 - b) + \sum_{k=1}^{n+1} A'_k F_k(b_1, t_2) \right]}. \tag{26}$$

Тогда погрешность прогнозирования вероятности безотказной работы определяется следующим образом

$$\frac{P'(b_1, t_2) - P(b_1, t_2)}{P'(b_1, t_2)} = 1 - e^{-\left[\frac{\frac{1}{2}A_0(t_2-b) + \sum_{k=1}^n A_k F_k(b_1, t_2)}{\frac{1}{2}A'_0(t_2-b) + \sum_{k=1}^n A'_k F'_k(b_1, t_2)} \right]} \quad (27)$$

Задаваясь погрешностью прогнозирования вероятности безотказной работы, можно определить максимальный интервал прогнозирования, удовлетворяющий этой погрешности.

ЛИТЕРАТУРА

1. Воробьев В.Г., Зыль В.П., Кузнецов С.В. Основы теории технической эксплуатации ПНО. - М.: Транспорт, 1999.
2. Воробьев В.Г., Константинов В.Д. Надежность и техническая диагностика авиационного оборудования. - М.: МГТУ ГА, 2010.

DEFINITION OF ANALYTICAL FUNCTIONS OF FAILURE RATE AND PROBABILITY OF NO-FAILURE OPERATION OF FLIGHT NAVIGATION EQUIPMENT ACCORDING TO STATISTICAL DATA

Kuznetsov S.V.

Methods of definition of analytical functions of failure rate and probability of non-failure operation of the flight-navigating equipment (avionics) of aircrafts under the statistical data are offered, allowing to raise accuracy of calculations of non-failure operation and to choose methods of technical operation.

Key words: methods of technical operation, flight-navigating equipment, avionics, failure rate, probability of non-failure operation.

Сведения об авторе

Кузнецов Сергей Викторович, 1954 г.р., окончил МИИГА (1977), МГУ (1980), член-корреспондент Академии наук авиации и воздухоплавания, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой ТЭ АЭС и ПНК МГТУ ГА, автор более 200 научных работ, область научных интересов – техническая эксплуатация пилотажно-навигационного оборудования и авионики.

УДК 681.3.58

НЕЙРОСЕТЕВОЕ УСТРОЙСТВО КОНТРОЛЯ БОРТОВЫХ СИСТЕМ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

В.Г. ЕФИМОВ, Ю.Н. КАРПАЧЕВ

Статья представлена доктором технических наук, профессором Кузнецовым С.В.

В статье рассмотрены особенности построения нейросетевого интеллектуального устройства контроля бортовых систем беспилотного летательного аппарата.

Ключевые слова: нейросетевое интеллектуальное устройство контроля, бортовые системы, беспилотный летательный аппарат.

В настоящее время наибольшее развитие получает беспилотная авиация. Создается множество различных классов беспилотных летательных аппаратов (БПЛА), которые способны осуществлять полеты до 1000 - 1500 км. Современные БПЛА стали применяться для решения широкого класса задач.

Решение этих задач потребовало установки на БПЛА новых систем, позволяющих получать и регистрировать большое количество информации, в том числе и в видео формате. Одним из способов снижения нагрузки на каналы связи и операторов, а также решения задачи автоматизации управления оборудованием в особых случаях в полете является повышение бортового «интеллекта» БПЛА. Этого можно достичь в частности путем создания бортовых устройств с искусственным интеллектом, которые решали бы задачу контроля технического состояния оборудования БПЛА и принятия решения о реконфигурации бортовых систем при возникновении отказа в полете.

В данной статье предлагается создание интеллектуального бортового устройства контроля на основе использования нейросетевой технологии. На рис. 1 изображена общая структура этого устройства с наземной аппаратурой, необходимой для его подготовки к применению.

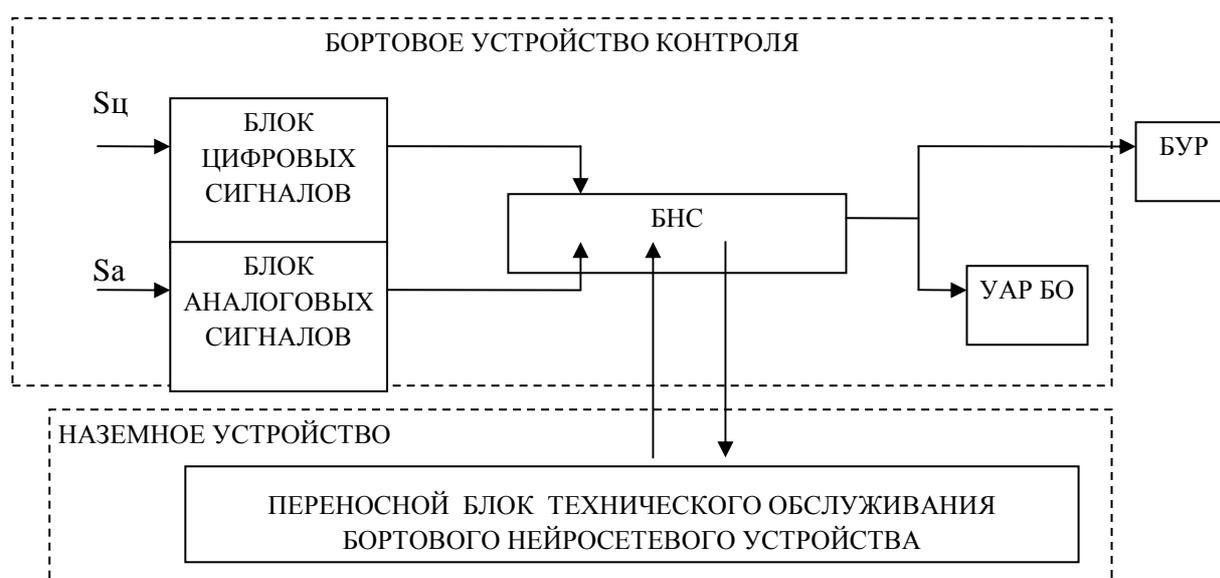


Рис. 1. Структура нейросетевой системы контроля БПЛА

В бортовом устройстве контроля цифровые сигналы S_c от датчиков объекта контроля поступают в блок цифровых сигналов. Аналоговые сигналы S_a от датчиков объекта контроля поступают в блок аналоговых сигналов, где осуществляется их фильтрация и аналогово-цифровое преобразование. Затем все сигналы параллельно передаются на входы нейросетевого блока (далее именуется БНС - блок нейросетевой), где осуществляется их нейросетевая обработка, после чего выходные данные поступают в бортовое устройство регистрации (БУР) и устройство автоматической реконфигурации бортового оборудования (УАР БО). УАР БО осуществляет действия (отключение неисправного блока, переключения с целью использования резервного канала) для благополучного завершения полета или выдачи сигнала в систему аварийного приземления БПЛА с передачей сообщения об аварии и координат на наземный пункт управления.

Наземная часть системы предназначена для настройки БНС на заданные параметры (минимальные, максимальные значения параметров входных и выходных сигналов, параметры архитектуры нейросети), контроля бортовой части после ее настройки и плановом техническом обслуживании в наземных условиях.

Ядром бортовой части является БНС, функциональная схема которого представлена на рис. 2. Модуль предобработки сигналов осуществляет приведение числовых входных сигналов об объекте z_n ($n = 1, \dots, N$) произвольной величины к биполярному виду по следующей формуле

$$\forall (n = 1, \dots, N) : x_n = \frac{2(z_n - z_{n,\min})}{(z_{n,\max} - z_{n,\min})} - 1, \quad (1)$$

где z_n - текущее значение обрабатываемого сигнала; $z_{n,\min}$, $z_{n,\max}$ - соответственно минимально и максимально возможные значения этого сигнала.

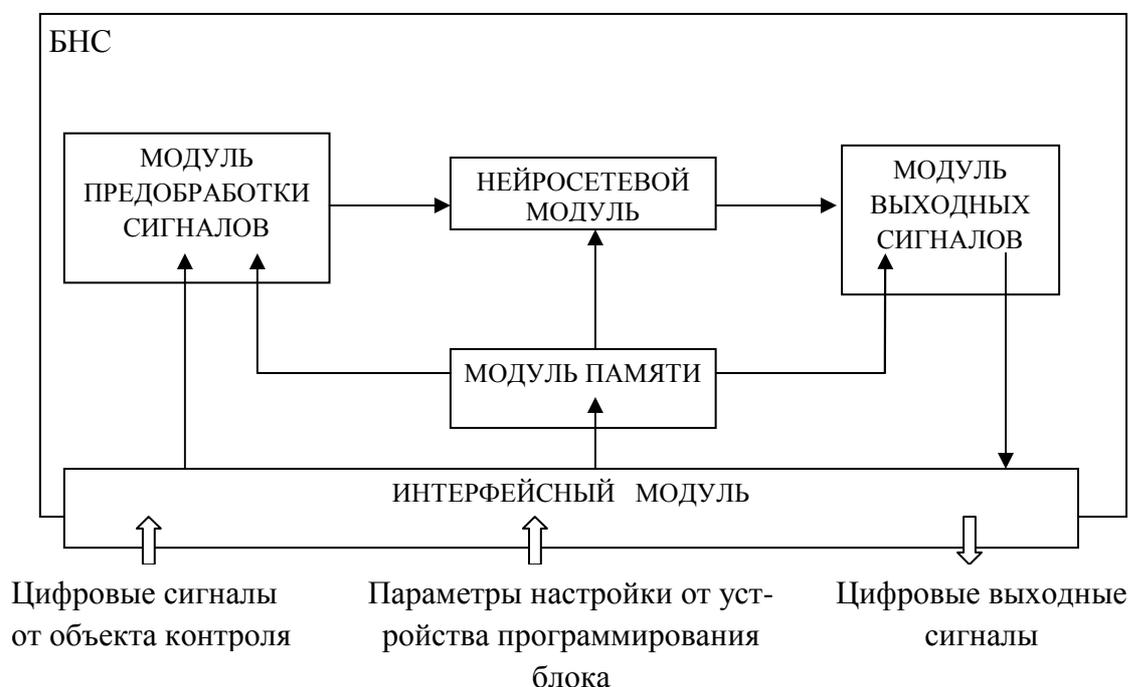


Рис. 2. Функциональная схема нейросетевого блока

Преобразованные сигналы x_n обрабатываются в нейросетевом модуле, который функционирует по следующему алгоритму:

- на вход нейросети подается текущий сигнал $\{x_{0,1}; \dots; x_{0,N}\}$;

- вычисляются выходные сигналы первого нейронного слоя

$$\forall (j=1, \dots, J): u_{1,j} = \sum_{n=1}^N (w_{0,n}^{(1,j)} x_{0,n}) + c_{1,j} b_{1,j}, \quad y_{1,j} = \frac{e^{u_{1,j}} - e^{-u_{1,j}}}{e^{u_{1,j}} + e^{-u_{1,j}}}; \quad (2)$$

- вычисляются послойно выходные сигналы скрытых и выходного слоев

$$\forall (j = 1, \dots, J; m = 1, \dots, M): u_{m,j} = \sum_{i=1}^I (w_{m-1,i}^{(m,j)} y_{m-1,i}) + c_{m,j} b_{m,j}, \quad y_{m,j} = \frac{e^{u_{m,j}} - e^{-u_{m,j}}}{e^{u_{m,j}} + e^{-u_{m,j}}}. \quad (3)$$

Сигналы выходного слоя $y_{M,j}$ ($j = 1, \dots, J$) являются результирующими сигналами нейросети.

В модуле выходных сигналов результирующие сигналы нейросети преобразуются к виду s_j , удобному для потребителей по формуле

$$\forall (j = 1, \dots, J): s_j = \frac{(y_{M,j} + 1) \cdot (s_{j,\max} - s_{j,\min})}{2} + s_{j,\min}, \quad (4)$$

где $y_{M,j}$ – текущее значение сигнала выходного слоя нейросети; $s_{j,\min}$, $s_{j,\max}$ – соответственно минимально и максимально возможные сигналы для потребителя.

В модуле памяти хранятся данные о параметрах (минимальные, максимальные значения) входных и выходных сигналов, архитектуре нейросети (весовые коэффициенты, количество слоев, количество нейронов), полученные в результате обучения БНС с помощью наземной части системы контроля.

Процесс обучения БНС включает ряд этапов:

1. Определение архитектуры нейронной сети:

- количество входов и выходов;
- количество слоев и нейронов в каждом слое;
- значения сигналов смещений для нейронов.

2. Настройка каналов модуля предобработки сигналов:

- ввод минимально $z_{n,\min}$ и максимально $z_{n,\max}$ возможных значений входных сигналов;
- ввод минимально $x_{n,\min}$ и максимально $x_{n,\max}$ возможных значений приведенных сигналов.

3. Настройка каналов модуля выходных сигналов для преобразования сигналов нейросети в требуемую форму.

4. Обучение собственно нейросети.

Последний этап обучения БНС наиболее трудоемкий с вычислительной точки зрения. В настоящее время разработаны различные методы обучения нейронной сети [1; 4; 8], которые позволяют автоматизировать этот процесс. Наиболее широко известен метод обратного распространения ошибки. На основе его можно построить достаточно эффективный алгоритм обучения нейронной сети, который представляет собой следующее:

а) выбирается значение шага обучения $0 < \rho < 1$;

б) задается значение максимально допустимой ошибки E_{\max} на любом нейроне выходного слоя нейросети;

в) первоначально выбираются весовые коэффициенты связей в нейронной сети и начальные значения весовых коэффициентов смещений. Их значения можно задать случайным образом;

г) на основе известных экспертных знаний, знаний формализованных в виде технического описания и инструкции по эксплуатации объекта контроля, данных полученных при испытании объекта, определяются обучающие наборы из K примеров преобразованных значений входных $[x_{0,1}^{(1)}, \dots, x_{0,N}^{(1)}]; \dots; [x_{0,1}^{(k)}, \dots, x_{0,N}^{(k)}]; \dots; [x_{0,1}^{(K)}, \dots, x_{0,N}^{(K)}]$ и соответствующих им выходных $[y_{M,1}^{(1)}, \dots, y_{M,J}^{(1)}]; \dots; [y_{M,1}^{(k)}, \dots, y_{M,J}^{(k)}]; \dots; [y_{M,1}^{(K)}, \dots, y_{M,J}^{(K)}]$ сигналов нейронной сети;

д) по заданному значению входа нейросети первого примера обучающего набора вычисляются значения на выходе каждого нейрона:

- первого слоя

$$\forall (j=1, \dots, J): u_{1,j} = \sum_{n=1}^N (w_{0,n}^{(1,j)} x_{0,n}^{(1)}) + c_{1,j} b_{1,j}, \quad y_{1,j} = \frac{e^{u_{1,j}} - e^{-u_{1,j}}}{e^{u_{1,j}} + e^{-u_{1,j}}}; \quad (5)$$

- поочередно всех последующих слоев

$$\forall (j=1, \dots, J; m=2, \dots, M): u_{m,j} = \sum_{i=1}^I (w_{m-1,i}^{(m,j)} y_{m-1,i}) + b_{m,j} c_{m,j}, \quad y_{m,j} = \frac{e^{u_{m,j}} - e^{-u_{m,j}}}{e^{u_{m,j}} + e^{-u_{m,j}}}; \quad (6)$$

е) определяются значения ошибок каждого нейрона:

- выходного слоя

$$\forall (j=1, \dots, J): \delta_{m,j} = (1 - y_{m,j}^2)(y_{m,j}^{(1)} - y_{m,j}); \quad (7)$$

- поочередно всех предыдущих слоев в порядке убывания их номера

$$\forall (j=1, \dots, J): \delta_{m-1,i} = (1 - y_{m-1,j}^2) \sum_{j=1}^J (\delta_{m,j} w_{m-1,i}^{(m,j)}); \quad (8)$$

ж) производится корректировка весовых коэффициентов нейронных связей:

- между первым слоем и входами

$$\forall (j=1, \dots, J; n=1, \dots, N): w_{0,n}^{(1,j)}(t+1) = w_{0,n}^{(1,j)}(t) + \rho \delta_{1,j} x_{0,n}^{(1)} \quad (9)$$

(t следует понимать как момент обучения);

- для смещений нейронов первого слоя

$$\forall (j=1, \dots, J): c_{1,j}(t+1) = c_{1,j}(t) + \rho \delta_{1,j} b_{1,j}; \quad (10)$$

- поочередно между всеми последующими слоями

$$\forall (j=1, \dots, J; m=2, \dots, M): w_{1,j}^{(2,1)}(t+1) = w_{1,j}^{(2,1)}(t) + \rho \delta_{2,1} y_{1,j}; \quad (11)$$

- для смещений нейронов последующих слоев

$$\forall (j=1, \dots, J; m=2, \dots, M): c_{m,j}(t+1) = c_{m,j}(t) + \rho \delta_{m,j} b_{m,j}; \quad (12)$$

з) затем расчеты выполняются для каждого ($k=2, \dots, K$) из оставшихся примеров обучающего набора;

и) после текущего цикла обучения на всех примерах вычисляется значение ошибки $E^{(k)} = |y_{2,1}^{(k)} - y_{2,1}|$ на выходе каждого нейрона выходного слоя сети для всего обучающего набора. В связи с важностью, с точки зрения безопасности полетов, нейросетевого устройства контроля необходимо обеспечить точность сигнала не ниже заданной на каждом выходе нейросети, поэтому целесообразно применить правило остановки процесса обучения нейросети, основанное на сравнении расчетной $E^{(k)}$ с заданной максимально допустимой ошибкой E_{\max} :

- если $E^{(k)} > E_{\max}$, то обучение по пунктам г÷з повторяется;

- если $E^{(k)} \leq E_{\max}$, то нейронная сеть считается обученной и готова к применению по назначению.

Далее естественным образом возникает вопрос о возможности практической реализации такого нейросетевого устройства. Существуют два варианта реализации нейросети [3; 5; 7]: программная (программы на обычных ЭВМ, которые получили название нейроэмуляторов) и аппаратная. Хотя программные реализации преобладают над аппаратными, однако удельный вес аппаратных реализаций нейросетевых устройств в общем количестве мировых технологических

разработок неуклонно растет. Наибольшее развитие в данном направлении наблюдается в Японии, где разработки на основе нейросетевых технологий успешно внедряются во множестве образцов бытовой техники, таких как фотоаппараты, микроволновые печи, видеокамеры и т.д.

Рассмотрим вопрос выбора варианта разработки нейросетевого устройства с точки зрения реализации основных достоинств нейросети (табл. 1).

Таблица 1

№ п.п	Достоинства нейросети	Основные варианты реализации нейросетевых технологий		
		нейро-эмуляторы	нейро-компьютеры	нейро-модули
1	Потенциально высокая отказоустойчивость нейросети в силу структурной избыточной, присущей самой природе нейронной сети (отключение части нейронной сети не приводит к отказу всей нейронной сети, а лишь может снизить качество обработки информации)	– (зависит от надежности процессора ЭВМ)	+	+
2	Благодаря реализуемой в нейронной сети архитектуре параллельной обработки обеспечивается решение задач в темпе реального времени	–	+	+
3	Способность нейронных сетей к обучению позволяет поддерживать автоматизированную систему контроля в актуальном состоянии в процессе эксплуатации без перепрограммирования. В данном случае программирование заменяется обучением	+	+	+

Нейросетевые аппаратные решения внедряют в свои продукты такие известные фирмы, как Siemens, Intel, Phillips Research (Нидерланды), 3M Laboratories и многие другие. Несмотря на многообразие аппаратных решений, с точки зрения сохранения основных достоинств нейросети и стоимости, наиболее предпочтительным вариантом реализации нейросети для рассматриваемой нами задачи является разработка нейромоделей. Здесь в качестве элементной базы используются программируемые логические интегральные схемы (ПЛИС), сигнальные, нейросигнальные, систолические процессоры и процессоры с каскадной архитектурой. Выбор определенной элементной базы в значительной степени определяется опытом разработчика, доступностью на российском рынке тех или иных электронных компонентов, а также особенностями реализуемого проекта.

В последние годы резко возрос интерес к использованию ПЛИС в качестве элементной базы нейромоделей [2; 3]. На рынке появились высокочастотные ПЛИС, отмечается тенденция к снижению их цены и напряжения питания. Еще одной немаловажной особенностью ПЛИС является их конструктивное исполнение из множества однотипных элементов, что повышает надежность работы микросхемы и упрощает проектирование нейронной сети. Все это позволяет обеспечить низкое энергопотребление, высокое быстродействие и надежность, а также низкую конечную стоимость нейромоделей.

ЛИТЕРАТУРА

1. Головкин В.А. Нейронные сети: обучение, организация и применение // Нейрокомпьютеры и их применение: учеб. пособие для вузов / под общ. ред. А.И. Галушкина. - М.: ИПРЖР, 2001. - Кн. 4.

2. **Грибачев В.П.** Элементная база аппаратных реализаций нейронных сетей // Компоненты и технологии = Components & technologies: журнал / учредители: ООО «ИД Скимен», ООО «Изд-во Фаинстрит». - М.: Скимен; Санкт-Петербург: Фаинстрит, 2006. - № 8.
3. **Грошев А.Г., Панов Ю.А.** Реализация нейронных сетей на базе ПЛИС // Нейрокомпьютеры: разработка, применение. - М.: Радиотехника. - 2003. - № 10.
4. **Донской Д.А.** Методы искусственного интеллекта: искусственные нейронные сети: учеб. пособие. - Пенза: ИИЦ ПГУ, 2007.
5. **Злобин В.К.** Нейросети и нейрокомпьютеры: учеб. пособие / В.К. Злобин, В.Н. Ручкин. - СПб.: БЖВ - Петербург, 2011.
6. Нейрокомпьютеры в авиации (самолеты) // Нейрокомпьютеры и их применение / под ред. В.И. Васильева, Б.Г. Ильясова, С.Т. Кусимова: учеб. пособие для вузов. - М.: Радиотехника, 2003. - Кн. 14.
7. **Амяутдинов М.А., Галушкин А.И., Казанцев П.А., Остапенко Г.П.** Нейрокомпьютеры: от программной к аппаратной реализации. - М.: Горячая линия - Телеком, 2008.
8. **Хайкин, Саймон.** Нейронные сети: полный курс. - 2-е изд., испр. / пер. с англ. - М.: ООО «И.Д. Вильямс», 2006.

NEURAL NETWORK DEVICE CONTROL OF AIRCRAFT SYSTEMS OF UNMANNED AIRCRAFT

Efimov V.G., Karpachev Y.N.

In the article the peculiarities of constructing of network intelligence devices to control onboard system of unmanned aircraft is considered.

Key words: neural network intelligent device control, aircraft systems, unmanned aircraft.

Сведения об авторах

Ефимов Владимир Гурьянович, 1977 г.р., окончил ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского (2007), старший научный сотрудник НИЦ ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», автор 10 научных работ, область научных интересов – техническое диагностирование авиационного оборудования, системы искусственного интеллекта.

Карпачев Юрий Николаевич, 1960 г.р., окончил Рижское ВВАИУ им. Я.Алксниса (1982), кандидат технических наук, доцент кафедры ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», автор более 60 научных работ, область научных интересов – техническое диагностирование авиационного оборудования, системы искусственного интеллекта.

УДК 681.3.58

НЕЙРОСЕТЕВОЙ ФАЗЗИФИКАТОР ДЛЯ СИСТЕМ КОНТРОЛЯ АВИАЦИОННОГО ОБОРУДОВАНИЯ

Ю.Н. КАРПАЧЕВ

Статья представлена доктором технических наук, профессором Кузнецовым С.В.

В статье рассматривается вопрос контроля авиационного оборудования в условиях неопределенности исходных данных. Приводится структура нейросетевого фаззификатора и результаты его работы.

Ключевые слова: контроль, авиационное оборудование, нейросетевой фаззификатор.

Контроль технического состояния авиационного оборудования на основе нечетких моделей применяется в условиях неопределенности исходной информации, поступающей от реального объекта контроля. Алгоритмы таких систем контроля имитируют принципы принятия решений специалистом-экспертом. Как установили психологи, в человеческом мозге почти вся числовая информация вербально перекодируется и хранится в виде лингвистических термов. В силу чего человек в большинстве случаев принимает решения на основе лингвистической информации. Создание модели такой информации зачастую необходимо при разработке полноценной системы контроля с искусственным интеллектом. Основным в этой модели является понятие лингвистической переменной [1; 3], конструкция которой описывается в следующем в виде

$$\langle u, T(u), X, G, M \rangle, \quad (1)$$

где u – название лингвистической переменной; $T(u)$ – термножество лингвистической переменной, т.е. совокупность ее лингвистических значений v ; G – синтаксическое правило, с помощью которого порождаются наименования $v \in T(u)$ лингвистических значений; M – семантическое правило, формирующее нечеткое подмножество $B(v) = \{m_v(x)/x\} (x \in X)$ для каждого терма $v \in T(u)$ лингвистической переменной. В основе такого правила лежит понятие функции принадлежности, которая ставит в соответствие каждому элементу $x \in X$ (X – базовое множество значений параметров сигналов) некое действительное число из интервала $[0, 1]$

$$m_v(x): X \rightarrow [0, 1]. \quad (2)$$

Функции принадлежности строятся с использованием знаний экспертов – специалистов в области контроля и применяются в так называемом фаззификаторе автоматизированной системы контроля (АСК) авиационного оборудования. Необходимо описать функцию принадлежности, каким – либо способом организовать ее хранение в памяти ЭВМ и использование по назначению. Кратко рассмотрим некоторые способы, которые применяются при этом:

1. Функции принадлежности описываются дискретно в виде множества точек $m_v(x)$, рассчитанных для заданных значений x . Расчет значений $m_v(x)$ других, текущих значений x осуществляется на основе метода кусочно-линейной аппроксимации.

2. Функции принадлежности описываются правилом, например следующего вида:

- если $x \leq a$, то $m_v(x) = 1$;

- если $a < x \leq b$, то $m_v(x)$ ставится в соответствие некая аналитическая функция;

- если $x > b$, то $m_v(x) = 0$.

3. Функция принадлежности аппроксимируется полиномом.

Применение этих способов не всегда позволяет с необходимой точностью получить значение $m_v(x)$. Кроме того, возникает проблема поддержания фаззификатора устройства контроля в актуальном состоянии в случае изменения функций при изменении знаний об

объекте контроля. Как правило, требуется изменение конструкции устройства контроля или его перепрограммирование.

В статье предлагается построить фаззификатор на основе использования нейронной сети. Рассмотрим это на конкретном примере.

Пусть в системе управления режимами работы турбореактивного двигателя (ТРД) подсистема авиационного оборудования включает охлаждение турбины при достижении температуры $T4$ выходящих ТРД значения $650 \pm 10^\circ\text{C}$. Нештатная работа подсистемы заключается в отсутствии команды на включение охлаждения или ее подача не в установленном техническими требованиями диапазоне $T4$. Очевидно, что отсутствие команды на включение охлаждения при температуре до 640°C не может быть классифицировано как отказ подсистемы авиационного оборудования. При температуре более 660°C ситуация точно классифицируется как отказ подсистемы. В диапазоне от 640°C до 660°C возникает неопределенность в классификации ситуации. Чтобы в результате контроля текущая ситуация была правильно классифицирована во всем диапазоне $T4$, на основании вышеприведенной информации и знаний экспертов определяются функции принадлежности, которые применяются в фаззификаторе АСК. Не будем останавливаться на процедуре получения таких функций и примем их в виде, представленном на рис. 1.

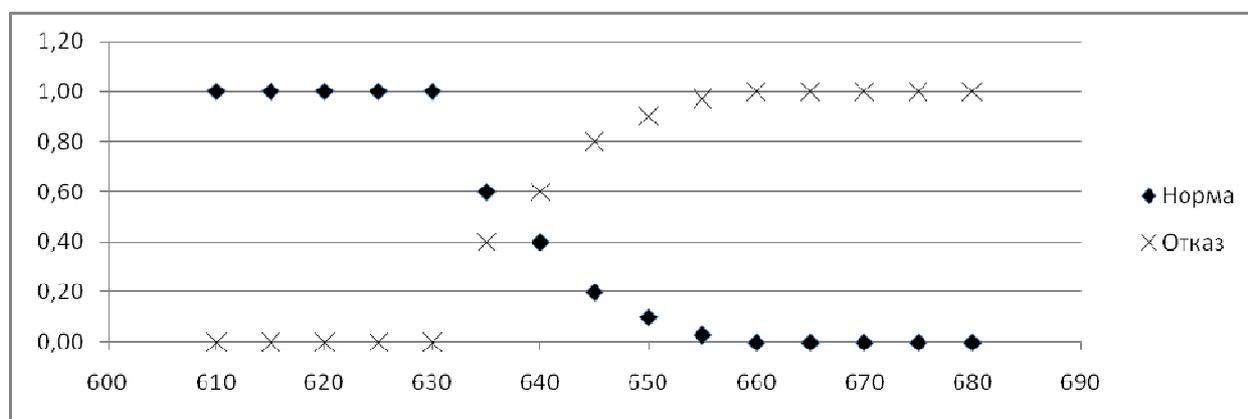


Рис. 1. Исходные функции принадлежности

Воспользуемся одним из основных свойств нейронной сети - это способность аппроксимировать любые функции [4] и построим нейросетевой фаззификатор, который будет состоять из блока предобработки входного сигнала, блока нейронной сети и блока памяти. Блок предобработки осуществляет приведение значений входных сигналов $T4$ к виду, необходимому для обработки в нейронной сети

$$x = \frac{T4 - T4_{\min}}{T4_{\max} - T4_{\min}}, \quad (3)$$

где $T4$ - текущее значение обрабатываемого сигнала; $T4_{\min}$, $T4_{\max}$ - соответственно минимально и максимально возможные значения этого сигнала.

Преобразованный сигнал x поступает в нейросетевой блок, в котором реализована нейронная сеть следующей архитектуры:

а) количество нейронов в выходном слое нейросети определяется количеством элементов в термножестве (в данном случае - два);

б) дополнительных скрытых слоев $M=2$ по $J=3$ нейрона в каждом;

в) функции активации нейронов сигмоидного типа $\frac{1}{1 + e^{-u_{m,j}}}$.

Функционирование нейронной сети осуществляется по следующему алгоритму:

- а) входной сигнал x подается на вход каждого нейрона первого слоя;
 б) вычисляются выходные сигналы первого нейронного слоя

$$\forall (j=1, \dots, 3): u_{1,j} = w_0^{(1,j)} x + c_{1,j} b_{1,j}, \quad y_{1,j} = \frac{1}{1 + e^{-u_{1,j}}}; \quad (4)$$

- в) вычисляется выходной сигнал второго скрытого слоя

$$\forall (j=1, \dots, 3); u_{2,j} = \sum_{i=1}^3 (w_{1,i}^{(2,j)} y_{1,i}) + c_{2,j} b_{2,j}; \quad y_{2,j} = \frac{1}{1 + e^{-u_{2,j}}}, \quad (5)$$

где i – номер нейрона в предыдущем слое; j – номер нейрона в текущем слое;

- г) результирующие сигналы нейросети получаются по формуле

$$\forall (j=1, \dots, 2); u_{3,j} = \sum_{i=1}^3 (w_{2,i}^{(3,j)} y_{2,i}) + c_{3,j} b_{3,j}; \quad y_{3,j} = \frac{1}{1 + e^{-u_{3,j}}}. \quad (6)$$

Сигналы выходного слоя $Y_{3,1}$ и $Y_{3,2}$ представляют собой значения функций принадлежности для соответствующего элемента термножества.

В блоке памяти нейросетевого фаззификатора хранятся данные о параметрах нейросети, полученных в результате ее обучения.

Обучение нейросети производилось по методу обратного распространения ошибки [2, 5] с шагом обучения $\rho = 0,1$ и моментом $s=0,9$. При этом в качестве обучающей выборки использованы для входного сигнала значения Т4, а выходных сигналов - соответствующие им значения $m_{\text{норма}}(\text{Т4})$ и $m_{\text{отказ}}(\text{Т4})$. Всего 15 обучающих примеров. Критерием остановки процесса обучения являлось достижение заданного числа его итераций.

Результаты построения функций принадлежности с помощью нейронного фаззификатора показаны на рис. 2.

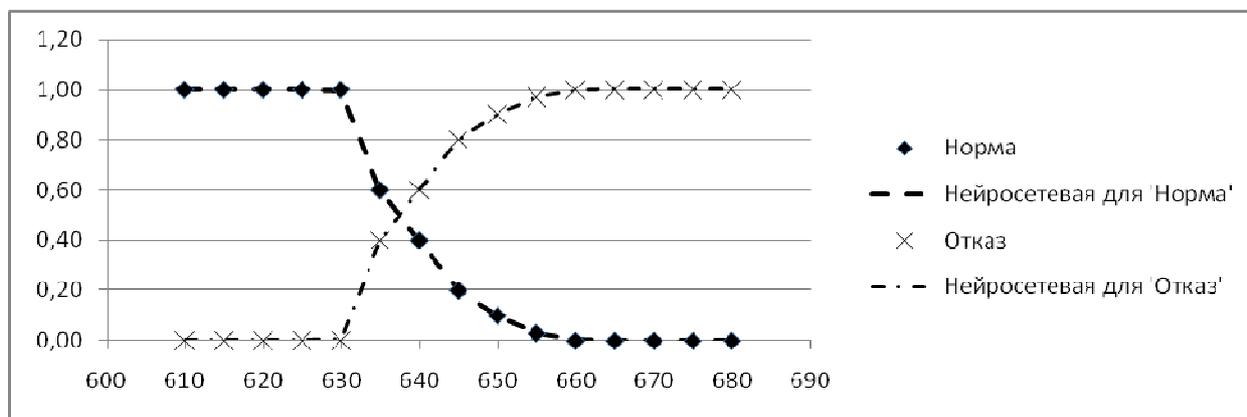


Рис. 2. Результаты расчета функции принадлежности нейросетью

Для сравнения на рис. 3 приведены результаты аппроксимации функции принадлежности полиномом шестого порядка.

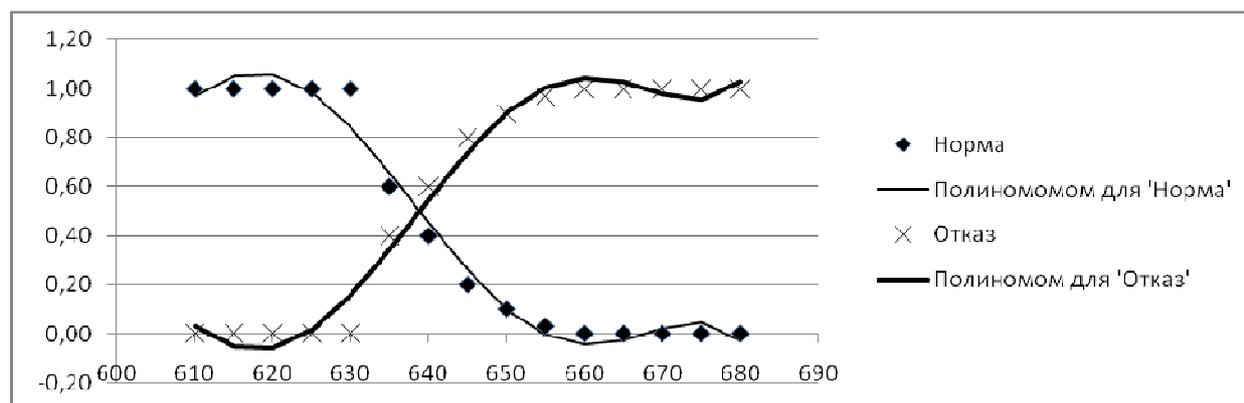


Рис. 3. Результаты расчета функции принадлежности полиномом

Визуальный анализ графиков показывает, что более точное построение функции принадлежности получено с помощью нейронной сети (численно эта точность выше почти на два порядка).

В заключение следует обратить внимание еще на следующие достоинства нейросетевого фаззификатора, которые обусловлены полезными свойствами нейронной сети:

1. Потенциально высокая отказоустойчивость нейросети благодаря ее специфической структуре. Отключение части нейронной сети не приводит к отказу всей нейронной сети, а лишь может снизить качество обработки информации. Таким образом, нейронный фаззификатор не потеряет своей работоспособности, что не маловажно для бортовых устройств контроля.

2. Архитектура нейронной сети позволяет выполнять параллельную обработку данных, что обеспечивает решение задач контроля в темпе реального времени.

3. Способность нейронных сетей к обучению позволяет поддерживать нейросетевой фаззификатор как техническое устройство в актуальном состоянии в процессе эксплуатации без изменения его аппаратной или программной частей (в данном случае программирование заменяется обучением нейросети). Это создает возможность увеличивать жизненный цикл устройства и снижает стоимость модернизации.

ЛИТЕРАТУРА

1. Борисов В.В., Круглов В.В., Федулов А.С. Нечеткие модели и сети. - М.: Горячая линия - Телеком, 2007.
2. Головкин В.А. Нейронные сети: обучение, организация и применение // Нейрокомпьютеры и их применение: учеб. пособие для вузов / под общ. ред. А.И. Галушкина. - М.: ИПРЖР, 2001. - Кн. 4.
3. Мелихов А.Н., Берштейн Л.С., Коровин С.Я. Ситуационные советующие системы с нечеткой логикой. - М.: Наука, 1990.
4. Сигеру Омату Нейроуправление и его приложения // Нейрокомпьютеры и их применение: Сигеру Омату, Марзуки Халид, Рубия Юсоф / пер. с англ Н.В. Братина / под ред. А.И. Галушкина, В.А. Птичкина. - М.: ИПРЖР, 2000. - Кн. 2.
5. Хайкин Саймон Нейронные сети: полный курс. - 2-е изд., испр. / пер. с англ. - М.: ООО «И.Д. Вильямс», 2006.

NEURONETWORK FAZZIFIKATOR FOR MONITORING SYSTEMS OF AVIATION EQUIPMENT

Карпачев Ю.Н.

In the article the question of control the aviation equipment with conditions of vaqueness initial data is considered. It is given the structure of network fuzzification and result of the work.

Key words: test, avionics, neural fazzifikator.

Сведения об авторе

Карпачев Юрий Николаевич, 1960 г.р., окончил Рижское ВВАИУ им. Я.Алкениса (1982), кандидат технических наук, доцент кафедры ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», автор более 60 научных работ, область научных интересов – техническое диагностирование авиационного оборудования, системы искусственного интеллекта.

УДК 004.93'12

МЕТОДЫ СРАВНЕНИЯ КОНТУРОВ В ЗАДАЧАХ РАСПОЗНАВАНИЯ ОБРАЗОВ

А.В. КАЗБЕКОВ, Н.А. МАКСИМОВ

Статья представлена доктором технических наук, профессором Кузнецовым С.В.

В статье описаны наиболее распространенные методы сравнения контуров объектов, выделяемых на цифровых изображениях. Рассмотрен новый метод, построенный на преобразовании координат точек контура в полярную систему координат.

Ключевые слова: цифровые изображения, распознавание образов.

Введение

Распространенным подходом к решению задачи распознавания образов является выделение и классификация контуров объектов, присутствующих на изображении. Известно, что контуры на изображении, как правило, содержат достаточное количество информации для идентификации объектов. Основные требования, касающиеся процесса нахождения контуров, подробно описаны в [6]. Главной проблемой, встающей после успешного выделения контуров, является необходимость введения некоторой метрики, описывающей контур и позволяющей производить классификацию найденных объектов. В данной статье описаны наиболее известные методы описания и сравнения контуров и предложен новый метод, построенный на описании контура относительно полярной системы координат.

Дескрипторы Фурье [9]

Предположим, что рассматриваемый контур состоит из N пикселей, пронумерованных от 0 до $N-1$. Пиксель, имеющий номер k , имеет координаты (x_k, y_k) . Таким образом, мы можем описать контур двумя выражениями вида

$$x(k) = x_k, y(k) = y_k.$$

Теперь применим преобразование Фурье по отношению к каждому из этих уравнений. В результате получим две спектральные характеристики

$$ax(i) = F(x(k)), ay(i) = F(y(k)).$$

Для конечного числа пикселей, составляющих контур, мы можем применить дискретное преобразование Фурье (ДПФ). ДПФ подразумевает, что мы имеем дело с периодической функцией, однако в случае с замкнутым контуром это не является проблемой, поскольку контур можно рассматривать как единичный период периодической функции.

Полученные разложения (спектральные характеристики) называются дескрипторами Фурье.

С целью получения более удобного представления перейдем от рассмотрения пары координат (x, y) точки в декартовой системе координат к одному комплексному числу, характеризующему положение точки на комплексной плоскости

$$s(k) = x(k) + iy(k).$$

Таким образом, мы переходим от двух дескрипторов к одному, представляющему собой преобразование Фурье для комплексной функции $s(k)$.

Данный метод получил широкое распространение в силу того, что для последующей идентификации формы объектов обычно требуется только несколько первых компонент $F(s(k))$; преобразование Фурье легко нормируется для размера, поворота и начальной точки границы.

Сдвиг контура соответствует увеличению значений $x(k)$ и $y(k)$ на некоторую константу, т.е. на компоненту, соответствующую нулевой частоте. На самом деле эта «нулевая» компонента никак не характеризует сам контур, она скорее характеризует его положение в пространстве изображения. Если не принимать в расчет нулевую гармонику, проблема поворота решается также достаточно просто. Поворот контура относительно начала системы координат тождественен повороту контура относительно собственного геометрического центра и соответствует умножению дескрипторов на $e^{i\theta}$. Аналогично, изменение масштаба контура приводит к умножению коэффициентов разложения на масштабный коэффициент.

Сравнение контуров с помощью вычисления моментов Ну [7]

Двумерными моментами порядка $(p + q)$ совместной плотности вероятности являются выражения вида

$$m_{pq} = \iint_D x^p y^q p(x, y) dx dy \quad p, q = 1, 2, \dots,$$

где D - область изображения, для которой вычисляются моменты.

Для описания изображения совместная вероятность $p(x, y)$ заменяется функцией яркости изображения $f(x, y)$. Переход к центральным моментам обеспечивает инвариантность двумерных моментов к сдвигу

$$\mu_{pq} = \iint_D (x - \bar{x})^p (y - \bar{y})^q f(x, y) dx dy \quad p, q = 1, 2, \dots,$$

где $\bar{x} = \frac{m_{10}}{m_{00}}$, $\bar{y} = \frac{m_{01}}{m_{00}}$ - координаты центра области D .

Переход к нормализованным центральным моментам обеспечивает инвариантность относительно масштабирования

$$\eta_{pq} = \frac{\mu_{pq}}{\frac{p+q}{2} + 1}.$$

Значения функций $S_1 - S_7$ инвариантны к вращению изображения

$$\begin{aligned} S_1 &= \eta_{20} + \eta_{02}, \quad S_2 = (\eta_{20} - \eta_{02})^2 + 4\eta_{11}^2, \quad S_3 = (\eta_{30} - 3\eta_{12})^2 + (\eta_{03} - 3\eta_{21})^2, \\ S_4 &= (\eta_{30} + \eta_{12})^2 + (\eta_{03} + \eta_{21})^2, \\ S_5 &= (\eta_{30} - 3\eta_{12})(\eta_{30} + \eta_{12})[(\eta_{30} + \eta_{12})^2 - 3(\eta_{03} + \eta_{21})^2] \\ &\quad + (3\eta_{21} - \eta_{03})(\eta_{03} + \eta_{21})[3(\eta_{30} + \eta_{12})^2 - (\eta_{03} + \eta_{21})^2], \\ S_6 &= (\eta_{20} - \eta_{02})[(\eta_{30} + \eta_{12})^2 - (\eta_{03} + \eta_{21})^2 + 4\eta_{11}(\eta_{30} + \eta_{12})(\eta_{03} + \eta_{21})], \\ S_7 &= (3\eta_{21} - \eta_{03})(\eta_{30} + \eta_{12})[(\eta_{30} + \eta_{12})^2 - 3(\eta_{03} + \eta_{21})^2] \\ &\quad - (\eta_{30} - 3\eta_{12})(\eta_{21} + \eta_{03})[3(\eta_{30} + \eta_{21})^2 - (\eta_{03} + \eta_{21})^2]. \end{aligned}$$

В качестве меры сходства двух изображений (А и В) часто выбирают одну из трех функций [1; 2]

$$I_1(A, B) = \sum_{i=1..7} \left| \frac{1}{m_i^A} - \frac{1}{m_i^B} \right|, \quad I_2(A, B) = \sum_{i=1..7} |m_i^A - m_i^B|, \quad I_3(A, B) = \frac{\sum_{i=1..7} (m_i^A - m_i^B)}{|m_i^A|},$$

где $m_i^A = \text{sign}(h_i^A) \cdot \lg(h_i^A)$, $m_i^B = \text{sign}(h_i^B) \cdot \lg(h_i^B)$, а h_i^A и h_i^B - моменты Ну изображений А и В соответственно.

Сравнение контуров методом морфинга (метод активных контуров [2, 8])

Пусть существуют два замкнутых контура А и В, состоящие каждый из определенной последовательности точек. В каждом контуре выбираем начальную точку - вершину. Смоделируем трансформацию одного контура в другой. Для этого поставим в соответствие каждой вершине контура А некоторую вершину контура В. При этом возможны ситуации, когда одной вершине контура А будет поставлено в соответствие несколько вершин контура В и наоборот, несколько вершин контура А будут трансформированы в одну из вершин контура В (рис. 1).

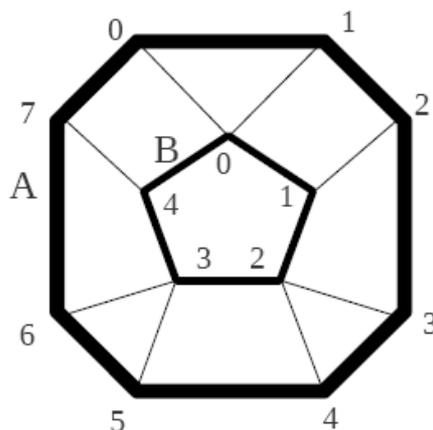


Рис. 1. Вариант трансформации контура А в контур В

Работа трансформации определяется двумя типами преобразований - растяжением (сжатием) и изгибом. Работа растяжения (сжатия) характеризуется изменением расстояния между двумя соседними вершинами контура при трансформации. Работа изгиба характеризуется изменением угла, который образуют три соседние вершины контура. Минимальной работой по преобразованию контура А с начальной вершиной a^0 в контур В с начальной вершиной b^0 назовем

$$W_{\min}[(A, a^0), (B, b^0)] = \min\{W(S) \mid S \in \Omega((A, a^0), (B, b^0))\},$$

где $W(S)$ - работа, соответствующая трансформации S ; $\Omega((A, a^0), (B, b^0))$ - множество допустимых трансформаций контура А с начальной вершиной a^0 в контур В с начальной вершиной b^0 .

Все соответствия между вершинами контуров А и В можно представить с помощью матрицы размерностью $(m+2) \times (n+2)$ (с учетом того, что $a^{m+1} = a^0, b^{n+1} = b^0$) или графа. Вертикалям в этом случае соответствуют вершины контура А, а горизонталям - вершины В. Точка на пересечении вертикали i и горизонтали j соответствует паре вершин (a^i, b^j) .

Трансформацию можно представить в виде пути на этом графе, начинающегося в точке $(0,0)$ и заканчивающегося в точке $(m+1, n+1)$. На рис. 2 приведен пример такого представления для трансформации, изображенной на рис. 1.

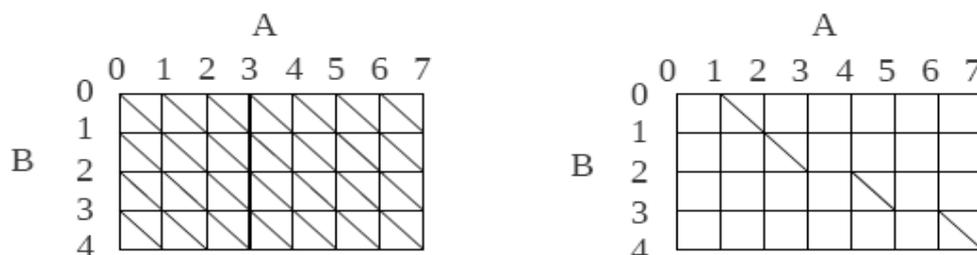


Рис. 2. Пример построения графа преобразования

Таким образом, задача о нахождении минимальной работы по преобразованию контура А с начальной вершиной a^0 в контур В с начальной вершиной b^0 сводится к задаче о поиске кратчайшего пути на графе [4, 5].

Минимальной работой по преобразованию контура А в контур В назовем

$$W_{\min}(A, B) = \min \{ W_{\min}(A, a^0), (B, b^0) \mid a^0 \in A, b^0 \in B \}.$$

Для того чтобы мера различия была нечувствительна к линейным размерам, перед сравнением координаты вершин контура необходимо нормировать. При этом процедура нормирования не должна зависеть от положения контура в пространстве. В работе [3] предлагается использовать нормирование по радиусу описывающей контур окружности.

Метод построения полярных диаграмм

Достоинства и недостатки того или иного метода безусловно сильно зависят от решаемой задачи. Все методы, рассмотренные в этой статье, не чувствительны к повороту и масштабированию сравниваемых контуров. Метод морфинга требует большого количества вычислений в случае, когда рассматриваемые контуры содержат большое количество точек. Поэтому для объектов сложной формы данный метод применим весьма условно. Выходом может быть замена фрагментов контура шаблонными примитивами, имеющими простую, заранее известную геометрическую форму. Метод моментов Ну и представление в виде дескрипторов Фурье не требует подобных дополнительных действий, однако в процессе обработки большая часть информации о форме контура теряется, что не позволяет использовать этот метод в ряде задач, когда сравнивать необходимо однотипные контуры. Метод полярных диаграмм был разработан с целью получения такой характеристики контура, которая, с одной стороны, достаточно сильно зависела бы от фактической формы и особенностей контура, а с другой, не требовала бы чрезмерных вычислительных затрат при массовых расчетах.

В основу метода положен пересчет координат точек, принадлежащих контуру, из прямоугольной в полярную систему координат. Для этого внутри рассматриваемого контура А некоторым образом выбирается начальная точка a^0 - фактически эта точка становится началом отсчета (полюсом) новой системы координат. Приблизительное положение точки отсчета можно получить, вычислив геометрический центр контура, однако из-за неизбежных неточностей выделения, целесообразно рассмотреть множество точек, расположенных в окрестностях геометрического центра. Направление полярной оси не оказывает существенного влияния на свойства результирующей диаграммы, поэтому конкретный выбор определяется в основном удобством представления. Далее построенная система координат разбивается на N секторов S_i ,

$i = 0 \dots N-1$ (любому сектору S_i соответствует пара граничных углов $\varphi'_{S_i} = \frac{2\pi}{N} \times i$,

$\varphi''_{S_i} = \frac{2\pi}{N} \times (i+1)$). Построение полярной диаграммы для контура А в некоторой точке a^0

заключается в подсчете доли точек контура, принадлежащих тому или иному сектору. Точка принадлежит сектору S_i , если ее координаты (φ_k, ρ_k) удовлетворяют условию $\varphi'_{S_i} \leq \varphi_k < \varphi''_{S_i}$. Доля точек - отношение количества точек, принадлежащих сектору, к общему числу точек, составляющих контур.

На рис. 3а показан первый этап метода - разбиение изображения на сектора. На рис. 3б приведено изображение, преобразованное из выбранной полярной в прямоугольную систему координат. Ось абсцисс соответствует длине радиус-вектора (изменяется от 0 до R); ось ординат - значению угла (изменяется от 0° до 360°).

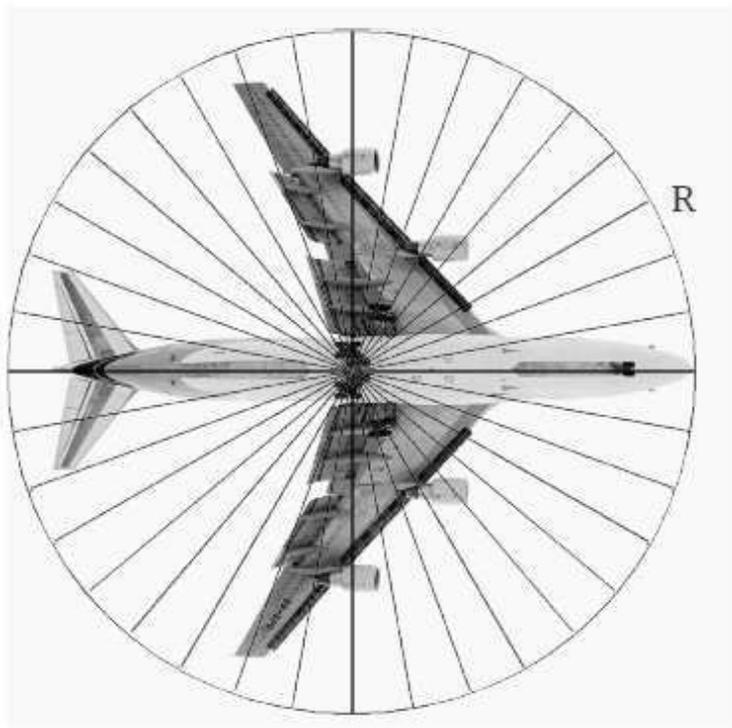


Рис. 3а. Пример разбиения изображения на сектора

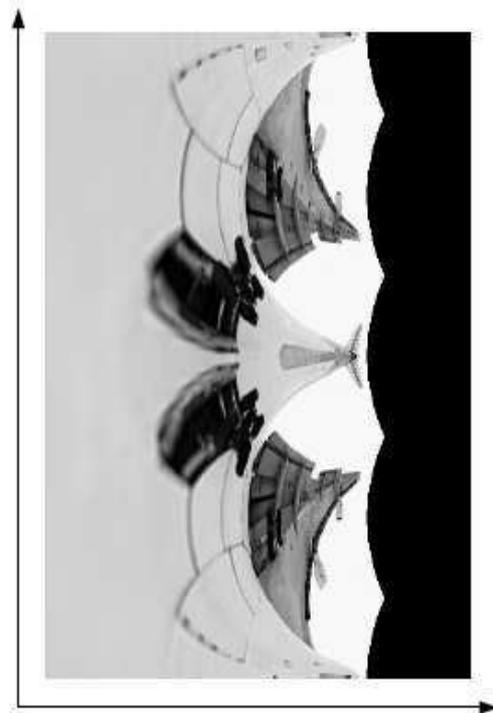


Рис. 3б. Обратное преобразование из полярной системы координат в прямоугольную

Полученная диаграмма (рис. 4) описывает распределение точек контура в пространстве и не зависит от масштаба рассматриваемого контура.

Задачу сравнения двух контуров А и В, заданных своими диаграммами D_a и D_b соответственно, можно рассматривать как задачу минимизации

$$I_{diff} = \min_{j=0..N-1} \left(\sum_{i=0}^{N-1} |D_{A_i} - D_{B_j}| \right).$$

Причем каждая комбинация i, j задает определенный угол поворота системы координат одного контура относительно системы координат другого, что позволяет говорить о том, что предлагаемый метод сравнения учитывает поворот одного контура относительно другого.

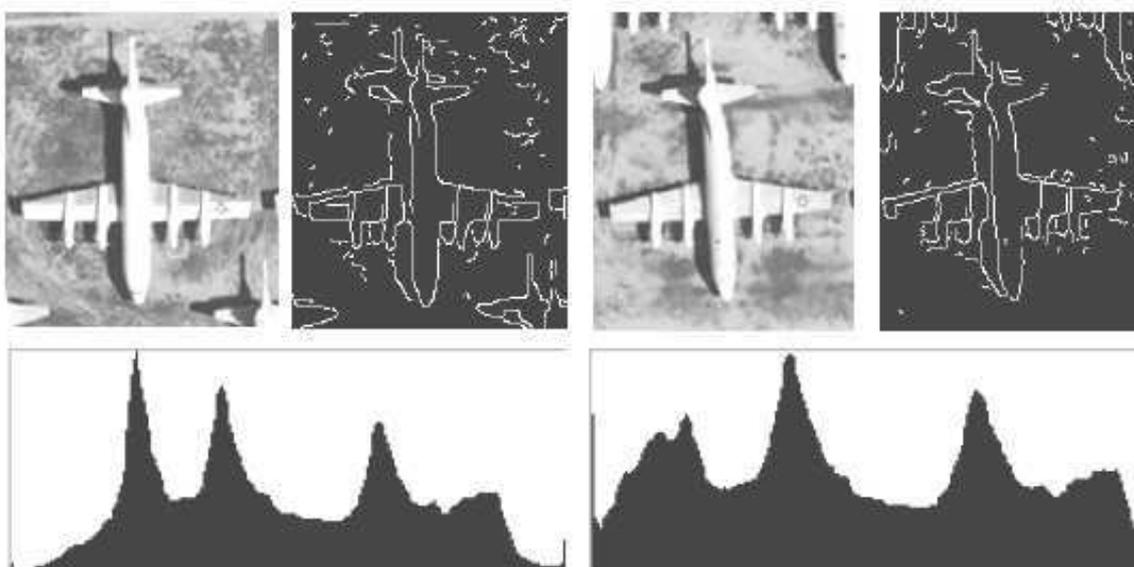


Рис. 4. Два объекта распознавания и соответствующие им диаграммы

Заключение

Метод полярных диаграмм дает существенный выигрыш в производительности в ряде задач, связанных с распознаванием однотипных объектов сложной формы (например, летательных аппаратов на космических снимках). Так, если контур объекта содержит 500 точек, и при этом требуется сравнить его с контуром такого же размера, метод морфинга потребует определить оптимальный путь на графе, имеющем 250 тыс. вершин. Методы Ну и разложение в ряд Фурье малоприменимы в случае, когда объекты имеют похожую форму.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Рейер И.А.** Методы анализа формы изображений на основе непрерывного гранично-скелетного представления: дис. ... канд. техн. наук. - М., 2001.
2. **Рейер И.А.** Сравнение формы объектов с использованием морфинга контуров границы // Тезисы междунар. конф. - М.: Графикон, 2000.
3. **Конкин Ю.В.** Разработка системы определения координат летательного аппарата на основе совмещения радиолокационной и картографической информации: автореф. дис. ... канд. техн. наук. - М., 2001.
4. **Chan T.F., Vese L.A.** Active contours without edges, *IEEE Transactions on Image Processing*, 10(2):266-277, февраль 2001.
5. **Borgefors G.** Hierarchical chamfer matching: A parametric edge matching algorithm, *IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence*, 10(6):849-865, ноябрь 1988.
6. **Canny J.** A computational approach to edge detection *IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence*, 8(6):679-698, ноябрь 1986.
7. **М.К.Ну.** Visual Pattern Recognition by Moment Invariants, *IRE Trans. Info. Theory*, vol. IT-8:179-187, 1962.
8. **Gavrila D.** Multi-feature hierarchical template matching using distance transforms. *Proceedings of IEEE International Conference on Pattern Recognition*, 1998.
9. **Bonciu C., Léger C., Thiel J.** A Fourier-Shannon approach to closed contours modelling *Bioimaging Vol. 6*, issue 3, pp. 111-125, сентябрь 1998.

CONTOUR COMPARISON METHODS IN OBJECT RECOGNITION SYSTEMS

Kazbekov A.V., Maksimov N.A.

This article considers the most common methods for comparison of object contours, extracted from digital images. In addition, described new method, based on the transformation of the coordinates of contour points in polar coordinate system.

Key words: digital images, image recognition.

Сведения об авторах

Казбеков Алан Валентинович, 1985 г.р., аспирант кафедры информационных технологий МАИ, инженер 1-й категории ОАО «НИИ точных приборов», автор 3 научных работ, область научных интересов – обработка изображений, распознавание образов.

Максимов Николай Анатольевич, 1947 г.р., кандидат технических наук, доцент кафедры информационных технологий МАИ, автор более 100 научных работ, область научных интересов – проектирование информационных систем, распознавание образов, обработка изображений, дистанционное зондирование Земли.

УДК 621.396.96

ПРИМЕНЕНИЕ МОДИФИЦИРОВАННОГО КРИТЕРИЯ СОГЛАСИЯ ХИ-КВАДРАТ (КРИТЕРИЙ НИКУЛИНА-РАО) ДЛЯ ОЦЕНКИ ТОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК АВТОМАТИЗИРОВАННЫХ РЕЖИМОВ ПОЛЕТА

Л.О. МАРАСАНОВ

Статья представлена доктором технических наук, профессором Кузнецовым С.В.

В статье рассматривается задача определения оценок точностных характеристик ЛА автоматизированных режимов полета на основе новых достижений в теории критерия согласия Хи-квадрат.

Ключевые слова: критерий Никулина-Рао, алгоритм проверки функции распределения, оценка точностных характеристик ЛА, нулевая гипотеза, равновероятностные интервалы, гистограмма.

Как показала практика статистической обработки параметров полёта, многие из них имеют функции распределения, не обладающие симметрией. Поэтому гипотеза о нормальном виде функции распределения часто отвергается. Особенно такими свойствами часто обладают параметры ВС режимов захода на посадку и посадки, случайные изменения которых определяются спецификой влияния многочисленных внешних факторов. Более общими методами описания эмпирических данных являются применение логнормальных распределений, которые подробно описаны в монографии [1]. В ней предложено находить эмпирические распределения путем преобразования нормированной нормально распределенной случайной величины. Преимущество такого преобразования заключается в том, что оценки процентилей эмпирических распределений можно получить, используя таблицу площадей под кривой нормированного нормального распределения, с учетом несимметричности самого распределения.

Реализация алгоритма оценки законов распределений семейств логнормальных законов и их параметров на основе критерия согласия Пирсона не отличается от алгоритма оценки нормального закона.

Однако у критерия согласия Пирсона имеется существенный недостаток – необходимость группирования наблюдений, что приводит к потере информации и снижению мощности критерия. Предложенная Л.Н. Большевым и М.С. Никулиным модификация этого критерия существенно повышает его мощность, но не устраняет необходимость проведения громоздкой вычислительной процедуры.

Для устранения последнего недостатка М.С. Никулиным предложена таблица значений параметров алгоритма критерия, но только для нормального закона распределения.

В представленной работе этот модифицированный критерий разработан для логнормального закона распределения и приведена таблица параметров модифицированного критерия Никулина-Рао, что значительно упрощает вычислительную процедуру его использования.

Последовательность же действий для реализации алгоритма определения функции плотности вероятности на основе критерия Никулина-Рао с исходной выборкой параметров полета ВС такая же. Рассмотрим более подробно этот алгоритм.

Предположим, что проверяется гипотеза H_0 , согласно которой независимые случайные величины X_1, X_2, \dots, X_n подчиняются логарифмическому нормальному закону $N(m, \sigma^2)$. Таким образом, если гипотеза H_0 верна, то X_1, X_2, \dots, X_n - взаимно независимые логнормальные случайные величины, причём

$$EX_i = m, DX_i = \sigma^2, i = 1, 2, \dots, n, |m| < \infty, \sigma^2 > 0.$$

Положим

$$\eta_i = \begin{cases} \frac{1}{\sigma}(X_i - m), & \text{если } m \text{ и } \sigma \text{ известны;} \\ \frac{1}{\sigma} \sqrt{\frac{n}{n-1}}(X_i - \bar{X}_n), & \text{если } m \text{ неизвестно, } \sigma \text{ известно;} \\ \frac{1}{\tilde{S}_n}(X_i - m), & \text{если } m \text{ известно, } \sigma \text{ неизвестно;} \\ \frac{1}{S_n}(X_i - \bar{X}_n), & \text{если } m \text{ и } \sigma \text{ неизвестно,} \end{cases}$$

где

$$\bar{X}_n = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n X_i, \quad \tilde{S}_n^2 = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (X_i - m)^2, \quad S_n^2 = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (X_i - \bar{X}_n)^2.$$

Пусть $p = (p_1, \dots, p_k)$ - вектор положительных вероятностей таких, что $p_1 + p_2 + \dots + p_k = 1$ ($2 \leq k < n$) и пусть x_j есть $(p_1 + \dots + p_j)$ - квантиль стандартного логнормального распределения

$$\Phi(x_j) = \begin{cases} \frac{1}{\sigma x \sqrt{2\pi}} e^{-\frac{(\ln x - m)^2}{2\sigma^2}} & x > 0 \\ 0 & x \leq 0 \end{cases}, \quad j = 1, \dots, k,$$

где $x_k = +\infty$.

Далее пусть $\nu = (\nu_1, \dots, \nu_k)^T$ - вектор частот, возникающих в результате группировки случайных величин η_1, \dots, η_n по полуинтервалам $(0, x_1]$, $(x_1, x_2]$, \dots , $(x_{k-1}, +\infty)$, причём очевидно, что $\nu_1 + \dots + \nu_k = n$. В основе статистического критерия, предлагаемого для проверки гипотезы, лежит теорема [1; 3].

Из теоремы вытекает следующее следствие: если гипотеза H_0 справедлива, то при $n \rightarrow \infty$ случайная величина Y_n^2 асимптотически подчиняется распределению Хи-квадрат с $k-1$ степенями свободы, т.е.

$$\lim_{n \rightarrow \infty} P\{Y_n^2 < x | H_0\} = P(\chi_{k-1}^2 < x).$$

Пусть $p_1 = \dots = p_k = \frac{1}{k}$. В этих условиях статистика Y^2 имеет вид

$$Y^2 = \begin{cases} X^2, & \text{если } m \text{ и } \sigma \text{ известны;} \\ X^2 + \frac{1}{n} \left(\sum_{i=1}^k \varepsilon_i \nu_i \right)^2, & \text{если } m \text{ неизвестно, } \sigma \text{ известно;} \\ X^2 + \frac{1}{n} \left(\sum_{i=1}^k \omega_i \nu_i \right)^2, & \text{если } m \text{ известно, } \sigma \text{ неизвестно;} \\ X^2 + \frac{1}{n} \left(\sum_{i=1}^k \varepsilon_i \nu_i \right)^2 + \frac{1}{n} \left(\sum_{i=1}^k \omega_i \nu_i \right)^2, & \text{если } m \text{ и } \sigma \text{ неизвестно,} \end{cases}$$

где $X^2 = \frac{k}{n} \sum_{i=1}^k v_i^2 - n$, $\varepsilon = (\varepsilon_1, \dots, \varepsilon_k)^T$, $\omega = (\omega_1, \dots, \omega_k)^T$, $\varepsilon_i = \frac{ka_i}{\sqrt{\lambda_1}}$,

$$\omega_i = \frac{kb_i}{\sqrt{\lambda_2}}, \lambda_1 = 1 - k \sum_{i=1}^k a_i^2, \lambda_2 = 2 - k \sum_{i=1}^k b_i^2 a_i = \varphi(y_i) - \varphi(y_{i-1}),$$

$$b_i = \varphi'(y_i) - \varphi'(y_{i-1}), y_i = \Phi^{-1}\left(\frac{i}{k}\right), i = 1, \dots, k-1, y_0 = -\infty, y_k = +\infty.$$

Приводится таблица значений векторов $y = (y_1, \dots, y_{k-1})^T$, $\varepsilon = (\varepsilon_1, \dots, \varepsilon_k)^T$, $\omega = (\omega_1, \dots, \omega_k)^T$ для $k = 3, (1)10$. Эта таблица используется для определения соответствующих коэффициентов при известном числе интервалов группирования k .

Таблица

		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
1	y	0.65	1.538								
	ε	-2.592i	1.497i	1.095i							
	ω	-0.993	0	0.993							
2	y	0.509	1	1.963							
	ε	-2.392i	0.862i	0.909i	0.621i						
	ω	-1.191	-0.304	0.304	1.191						
3	y	0.431	0.776	1.288	2.32						
	ε	-2.525i	0.59i	0.769i	0.697i	0.469i					
	ω	-1.333	-0.506	0	0.506	1.333					
4	y	0.38	0.65	1	1.538	2.631					
	ε	-2.698i	0.402i	0.658i	0.667i	0.58i	0.39i				
	ω	-1.442	-0.657	-0.204	0.204	0.657	1.442				
5	y	0.344	0.568	0.835	1.197	1.761	2.908				
	ε	-2.872i	0.252i	0.563i	0.622i	0.59i	0.505i	0.34i			
	ω	-1.53	-0.775	-0.357	0	0.357	0.775	1.53			
6	y	0.317	0.509	0.727	1	1.375	1.963	3.159			
	ε	-3.041i	0.124i	0.478i	0.573i	0.576i	0.532i	0.452i	0.305i		
	ω	-1.603	-0.872	-0.478	-0.154	0.154	0.478	0.872	1.603		
7	y	0.295	0.465	0.65	0.87	1.15	1.538	2.148	3.389		
	ε	-3.202i	0.011i	0.401i	0.524i	0.552i	0.535i	0.487i	0.413i	0.279i	
	ω	-1.666	-0.953	-0.579	-0.277	0	0.277	0.579	0.953	1.666	
8	y	0.278	0.431	0.592	0.776	1	1.288	1.689	2.32	3.602	
	ε	-3.355i	-0.092i	0.33i	0.476i	0.524i	0.526i	0.499i	0.452i	0.382i	0.259i
	ω	-1.72	-1.024	-0.664	-0.379	-0.123	0.123	0.379	0.664	1.024	1.72

Для реализации алгоритма оценки вида семейств логнормальных законов распределения и их параметров была разработана его структурная схема (рис. 1) и программа в среде MathCAD.

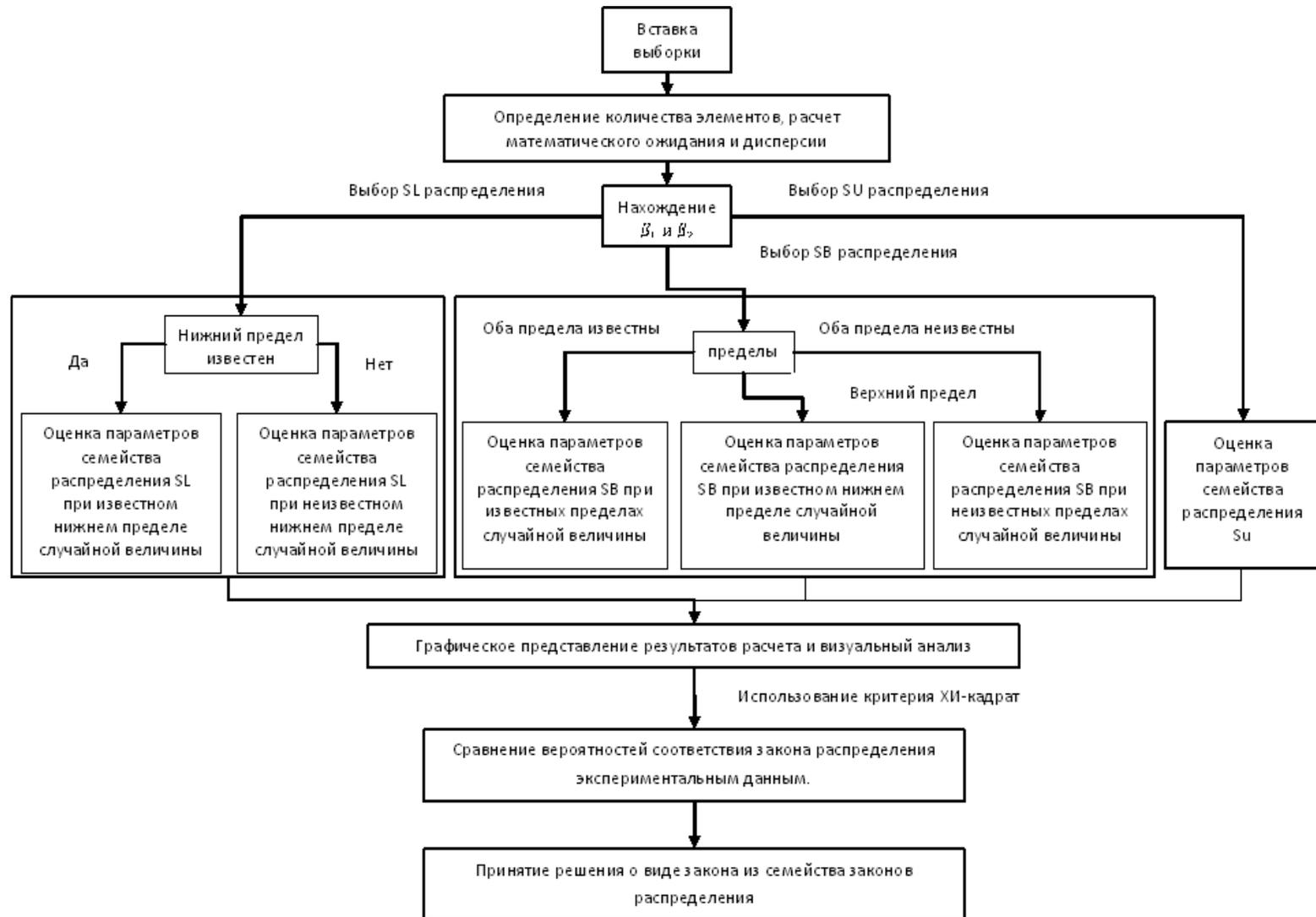


Рис. 1. Алгоритм оценки параметров семейств логнормального распределения

ЛИТЕРАТУРА

1. **Ганьшин В.Н., Русол В.А., Липин А.В.** Применение методов математической статистики в авиационной практике. - М.:Транспорт, 1993.
2. **Никулин М.С.** О критерии Хи-квадрат для непрерывных распределений // Теория вероятностей и её применение. - 1973. - Т. 18. - № 3. - С. 675-676.
3. **Джонсон Н., Лион Ф.** Статистика и планирование эксперимента в технике и науке // Методы планирования эксперимента. - М.: Мир, 1981.

APPLICATION OF THE MODIFIED CHI-SQUARE TEST CRITERION (NIKULIN CRITERION) TO ESTIMATE THE ACCURACY CHARACTERISTICS OF AIRCRAFT

Marasanov L.O.

The problem of the performance evaluations of the aircrafts on the new achievements in the chi-squared test theory is considered.

Key words: Nikulin-Rao criterion, algorithm of checks of the distribution function, assessment of the accuracy characteristics of the aircraft, the null hypothesis, Equiprobable intervals, the histogram.

Сведения об авторе

Марасанов Леонид Олегович, 1981 г.р., окончил Московский государственный технический университет гражданской авиации (2004), старший преподаватель МГТУ ГА, автор 10 научных работ, область научных интересов – техническая эксплуатация авиационного оборудования.

УДК 629.7.064.5:629.7.017

МОНИТОРИНГ ТЕКУЩЕГО УРОВНЯ ЭКСПЛУАТАЦИОННОЙ НАДЕЖНОСТИ АВИАЦИОННОГО ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЯ

Е.Р. МАЙСКАЯ, А.В. ГОНЧАРОВ

Статья представлена доктором технических наук, профессором Кузнецовым С.В.

В статье рассматриваются вопросы по поддержанию летной годности воздушных судов и возможности построения централизованной системы сбора и обработки эксплуатационных данных для комплектующих изделий воздушных судов.

Ключевые слова: эксплуатационная надежность авиационной техники, поддержание летной годности.

Вопрос создания эффективной системы поддержания летной годности в нашей стране долгое время оставался нерешенным. Проблема усугублялась отсутствием нормативной базы и единого информационного пространства.

В 2010 году вступила в силу 101-я поправка Приложения 8 к Конвенции о международной гражданской авиации ИКАО, которая обязывает организацию, ответственную за типовую конструкцию или изготовление воздушного судна, внедрять приемлемую для государства систему управления безопасностью полетов.

Для реализации требований п.п. 5.3, 5.4, изложенных в главе 5 «Управление безопасностью полетов», с ноября 2013 года необходимо «проводить постоянный мониторинг и регулярную оценку уровня безопасности полетов, а также осуществление коррективных действий, необходимых для поддержания согласованного уровня безопасности полетов» [7].

На сегодняшний день существует множество систем по сбору эксплуатационной информации («Надежность», «ИКАР» и др.), а также предлагаются к внедрению различные системы интегрированной логистической поддержки (ИЛП), которые решают задачу оценки уровня эксплуатационной надежности авиационной техники (АТ) и обеспечения запасными частями, принадлежностями, инструментами (ЗИП) в рамках отдельного авиапредприятия.

Для создания действенной функционирующей системы управления безопасностью полетов (СУБП) необходимо на первом этапе создать единую централизованную систему сбора, обработки и анализа эксплуатационных данных о состоянии АТ. Это позволит решить задачи контроля уровня эксплуатационной надежности, сравнить с заявленными на этапе сертификации изделия показателями, своевременно разработать корректирующие действия [1; 2].

В статье рассматривается работа системы на примере агрегатов авиационного силового электрооборудования. Проведено исследование динамики изменения уровня надёжности систем и изделий авиационного силового электрооборудования за выбранный расчётный период и анализ влияния условий и методов эксплуатации ВС на техническое состояние комплектующих изделий (КИ) и объекта в целом.

Очевидно, что создание централизованной системы сбора и обработки эксплуатационных данных требует решения целого круга организационных задач. Эти задачи можно достаточно кратко сформулировать в виде трех подзадач:

- сбор эксплуатационных данных [3; 4];
- анализ статистических данных [5; 7; 9; 10];
- разработка мероприятий и корректирующих действий, решений по организации технического обслуживания и ремонта (ТО и Р) [6].

На примере агрегатов авиационного электрооборудования (АЭО) рассмотрим структуру и работу системы сбора и анализа данных (рис. 1).

Статистические данные от эксплуатантов ВС поступают в интегрированную систему сбора данных эксплуатации (ИССДЭ). Формируется БД-1. Эта первичная информация поступает в интегрированную систему обработки данных (ИСОД), которую получают разработчики комплектующих изделий, в частности по авиационному силовому электрооборудованию, и дополняют информацией о выявленных отказах и неисправностях при ремонте и диагностике. Таким образом формируется БД-2.

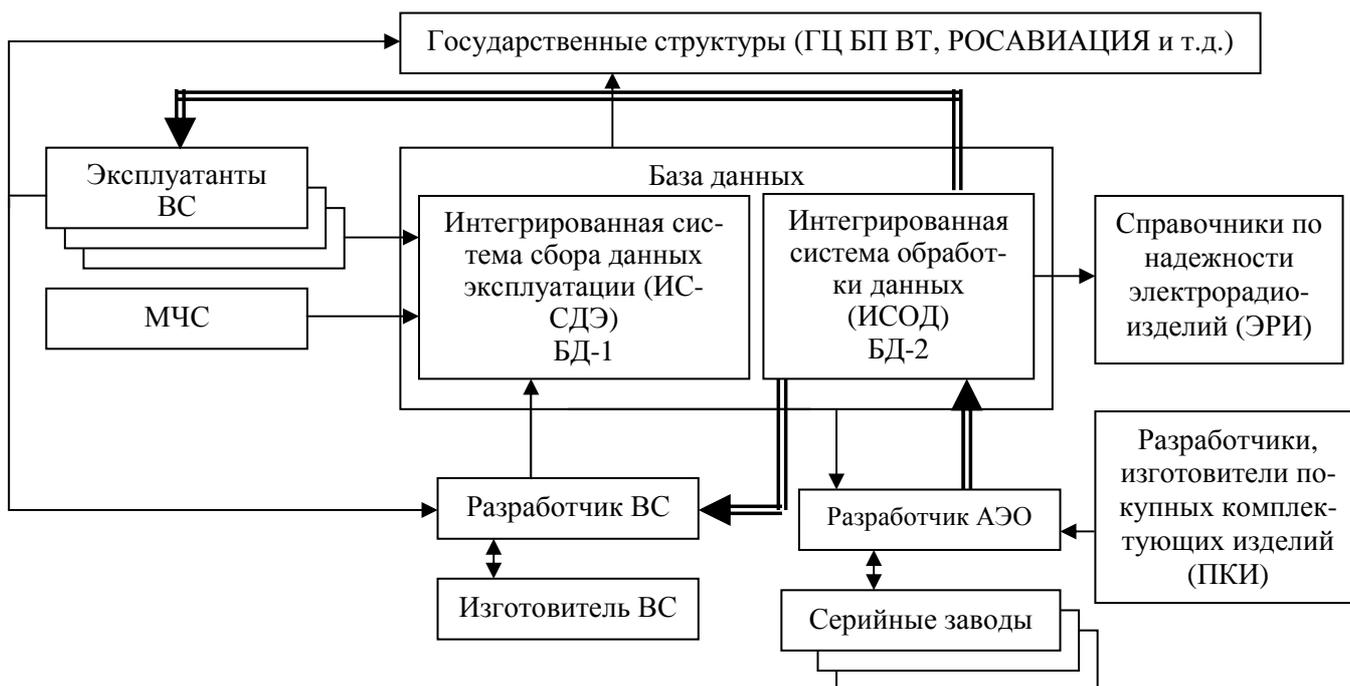


Рис. 1. Структурная схема системы управления надежностью авиационного электрооборудования:

← исходные данные; ←== обработанные данные, обратная связь

Доступ к системе возможен в режиме on-line для всех пользователей через Интернет, зарегистрированных в системе. Таким образом, появилась возможность получения в единой базе данных информации об одном и том же событии (например, отказе) из разных источников, из эксплуатации, из организации по техническому обслуживанию и ремонту. Такой подход с дополнительной проверкой и сопоставлением исходной информации разработчиком и изготовителем ВС обеспечивает объективность и достоверность информации. Весьма важным аспектом является наличие обратной связи от эксплуатирующих организаций, получивших доступ к единому информационному пространству, к разработчикам авиационного оборудования.

Государственные органы по безопасности полетов (БП) имеют доступ к системе и могут контролировать выполнение разработчиком ВС, изготовителем ВС и эксплуатантом обязанностей по поддержанию летной годности типа ВС на этапах разработки, изготовления и эксплуатации.

Рассмотрим подробнее работу системы.

В табл. 1 представлена исходная информация, поступившая от эксплуатанта ВС в объеме карточки учета неисправностей (КУН).

Первичная информация (табл. 1) содержит данные о состоянии изделий авиационного оборудования, их наработках, сведения о ремонте, объемы технического обслуживания и восстановительных работ в эксплуатации, объемы внедрения мероприятий по повышению безопасности и эффективности эксплуатации. Кроме первичной информации эксплуатирующих организаций источником информации являются специальные исследования состояния АТ, выполняемые на месте обнаружения отказов и неисправностей (эксплуатация, ремонт), а также на предприятиях изготовителя, разработчика и в специальных исследовательских организациях. По результатам исследований составляются ведомости технических актов. В технических актах (рекламационных, актах по ремонту) содержится информация, представленная в табл. 2.

Таким образом, сопоставив табл. 1 и табл. 2, видно, что объем информации значительно возрастает за счет исходной информации от разработчиков комплектующих изделий (КИ) и авиаремонтных заводов.

Таблица 1
Информация из КУН

№ п/п	Атрибут
1	Номер КУН
2	Тип изделия
3	Наработка изделия с начала эксплуатации (СНЭ), ч
4	Наработка изделия после последнего ремонта (ППР), ч
5	Заводской номер изделия
6	Проявление неисправности
7	Дата отказа
8	Код подтверждения на земле
9	Код системы
10	Бортовой номер
11	Этап обнаружения
12	Способ устранения в лаборатории
13	Способ устранения на ВС
14	Последствия
15	Тип дефекта
16	Код системы, поставленный разработчиком ВС
17	Наработка ВС на момент отказа в летных часах (по данным разработчика ВС)
18	Наработка ВС на момент отказа в посадках

Таблица 2
Информация из технических актов

№ п/п	Атрибут
1	Номер акта
2	Тип изделия
3	Наработка изделия СНЭ, ч
4	Наработка изделия ППР, ч
5	Заводской номер изделия
6	Проявление неисправности
7	Дата выпуска акта
8	Результаты исследований
9	Отказ подтверждён / не подтверждён
10	Виновник
11	Тип объекта установки (тип ВС)
12	Наличие / отсутствие рекламации

На этапе первичной обработки используются программы обработки полетных данных, данных наземного контроля и обслуживания, подготовки данных для передачи в базу данных для вторичной обработки.

Получаемая информация подвергается срочному (отказы с опасными последствиями либо могущими привести к опасным последствиям) или периодическому (квартальному, полугодовому, годовому) анализу [3]. В анализе могут содержаться статистические оценки исследуемых характеристик, их динамика и сопоставление с нормативами, если таковые имеются, а также

определяется порядок мероприятий, направленных на устранение причин и последствий выявляемых недостатков, неисправностей и отказов.

На этапе вторичной обработки необходимо применение программ статистической обработки данных с оценкой текущего уровня надежности авиационного электрооборудования, разработка на их основе рекомендаций для разработчиков АТ, мероприятий по повышению надежности, корректирующим действиям.

Для решения задачи обработки и анализа статистических данных авторами была создана программа в среде Microsoft Access, которая позволяет решить следующие задачи:

- определение фактического уровня реализованных эксплуатационных характеристик АТ;
- оценка эффективности различных методов эксплуатации АТ и разработка путей их совершенствования;
- экспериментальная проверка обоснованности допущений, принятых при моделировании и аналитических расчетах эксплуатационных характеристик;
- разработка и корректировка нормативов эксплуатационных характеристик;
- обоснование ресурсов и сроков службы;
- обоснование норм запасных изделий и материалов, нормативов трудовых затрат и расчет экономической эффективности технической эксплуатации;
- исследование особенностей эксплуатации конкретных систем и разработка аппарата прогноза, в том числе на возможные характеристики нового поколения систем подобного типа;
- построение оптимальных стратегий ТО в процессе технической эксплуатации (ТЭ).

В соответствии с поставленными задачами в программе возможно формирование следующих видов отчетов и гистограмм по надежности, например: по типу изделия; по типу ВС; по дате отказа; по номеру борта ВС; по номеру блока и т.д.

Для исследования динамики изменения текущего уровня надежности необходимо определить номенклатуру показателей надежности.

При анализе данных должны быть учтены новые тенденции по гармонизации документов, используемых российскими и зарубежными разработчиками, согласно которым уровень надежности оценивается следующими показателями:

- средней наработкой на неплановый съем (Mean time between unit replacement (MTBUR));
- средней наработкой на подтвержденный отказ (Mean time between failures (MTBF)).

Обычно значения наработки на съем и отказ значительно отличаются. Можно сделать вывод о неоправданном съеме исправного изделия, что отрицательно влияет на эффективность использования ВС, неоправданные трудозатраты и низкая экономическая эффективность или же исходная информация была не достоверна. Также можно оценить, достигнута ли заданная наработка на отказ или съем в соответствии с требованиями ТУ. Данные о количестве съёмов, количестве отказавших блоков могут использоваться для дальнейшего анализа и расчетов эксплуатационной надежности изделий.

Таким образом, требуются меры по достижению более высокого уровня достоверности, получаемой из КУН информации. Для управления уровнем надежности необходимо отслеживать динамику изменения показателей надежности в процессе эксплуатации [11].

На рис. 3 приняты обозначения: T_0 по КУН – наработка на отказ по данным КУН; $T_0 P$ – наработка на отказ по данным ремонтного завода КИ; T_c по КУН – наработка на съем по данным КУН; $T_c P$ – наработка на съем по данным ремонтного завода КИ; по ТУ – наработка на отказ, заданная в технических условиях на изделие.

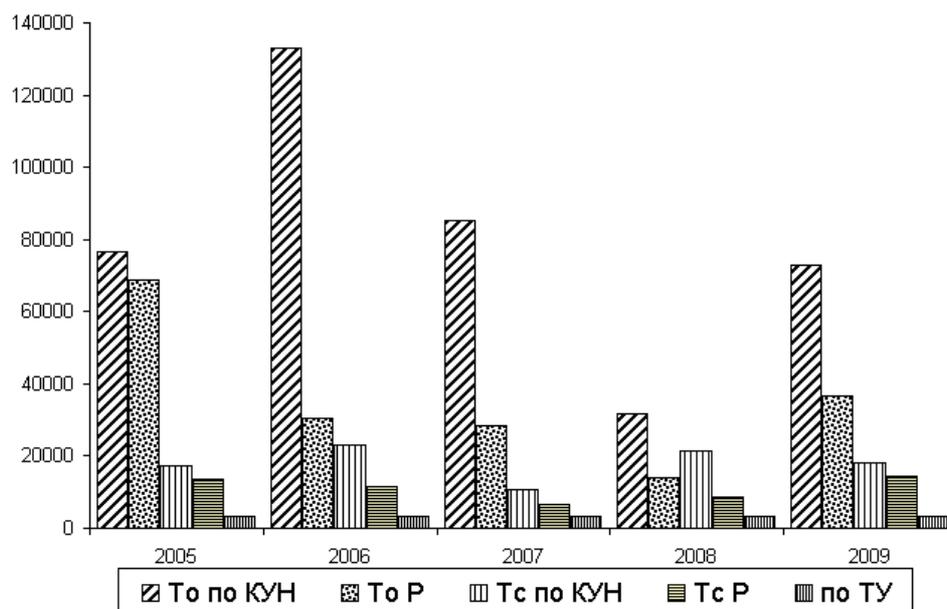


Рис. 3. Динамика изменения наработки на отказ и съем для блока регулирования, защиты и управления самолета Ил-96

По гистограмме на рис. 3 можно провести сравнительный анализ наработок на съем и на отказ по результатам данных из КУН и ведомостей технических актов. Данная гистограмма позволяет сделать выводы о том, что полученные показатели безотказности, наработка на отказ и наработка на съем значительно отличаются друг от друга, следовательно, можно предположить, что зачастую КИ снимаются с ВС исправными из-за недостаточной глубины диагностирования неисправности. Крайний правый столбец в каждом году показывает заданный уровень наработки на отказ по ТЗ для комплектующего изделия, в данном случае блока регулирования, защиты и управления (БРЗУ115В02с). Предыдущие, с первого по четвертый столбцы, показывают наработки на отказ по данным КУН и ведомостям технических актов разработчика КИ и наработки на съем по данным КУН и ведомостям технических актов разработчика КИ соответственно. Как видно из гистограммы по данному КИ, заданные в технических условиях требования по надежности выполняются.

Для принятия решений по организации ТО и Р и корректирующих мероприятий возможно проведение анализа результатов обработки статистики в зависимости от типа объекта установки, климатических условий и т.д. Сравнительная гистограмма представлена на рис. 4.

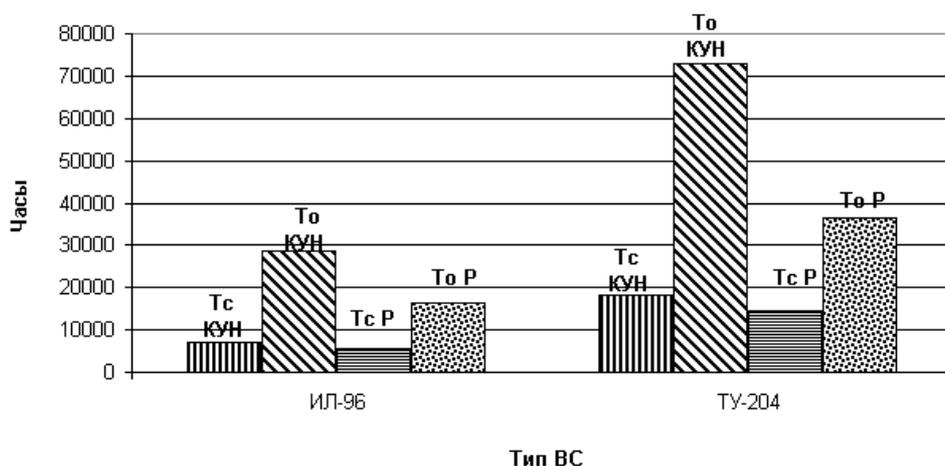


Рис. 4. Сравнительный анализ наработки БРЗУ115В02с по типам объекта установки

На рис. 4 приняты обозначения: То КУН – наработка на отказ по данным КУН; То Р – наработка на отказ по данным ремонтного завода КИ; Тс КУН – наработка на сьем по данным КУН; Тс Р – наработка на сьем по данным ремонтного завода КИ.

Из гистограммы (рис. 4) видно, что аналогичные показатели надежности отличаются почти в два раза в зависимости от типа объекта установки (Ил-96 или Ту-204). Это позволяет сделать вывод, что различные условия эксплуатации оборудования Ту-204 или стратегия ТО и Р влияют на результат.

Для создания современной базы данных о надежности электрорадиоизделий (ЭРИ) необходимо получать более полную информацию по результатам ремонта (исследования причин отказов) комплектующих изделий. Предлагается ввести электронную карточку учета неисправностей с обязательными для заполнения полями, что позволит уменьшить поступление в систему некорректных и неполных данных, а также уменьшит затраты времени на введение данных вследствие удобного интерфейса с выпадающими полями (рис. 5).

Выводы

На сегодняшний день система ИССДЭ в течение 10 лет функционирует для парка ВС типа Ил-96, Ил-76, Ан-124 и др. Предлагается распространить действие системы для всех ныне эксплуатирующихся ВС российского производства.

Применение систем ИССДЭ и ИСОД позволит решить поставленные задачи по определению фактического уровня реализованных характеристик изделий, обоснованию ресурсов и сроков службы, построению оптимальных стратегий ТО в процессе технической эксплуатации, получения обоснованного материально-технического обеспечения.

В дальнейшем возможно использование БД систем ИССДЭ и ИСОД для решения ряда актуальных задач: количественной оценки различных показателей надежности АЭО при неравных условиях эксплуатации, существенно влияющих на изменение технического состояния изделия, разработки Minimum Equipment List (MEL) и руководства по технической эксплуатации (РТЭ) для авиакомпаний, обоснование требований по Extended-range Twin-engine Operational Performance Standards (ETOPS) [8] и т.д.

Внедрение этой системы должно предоставить возможность управления надежностью авиационного электрооборудования, повысить уровень надежности комплектующих изделий и соответственно дать положительную динамику развитию отечественной АТ.

ЛИТЕРАТУРА

1. ГОСТ 27.002-89. Надежность в технике. Основные понятия. Термины и определения.
2. ГОСТ 27.003-90. Надежность в технике. Состав и общие правила задания требований по надежности.
3. Порядок представления в Авиарегистр МАК информации об инцидентах, авиационных происшествиях и отклонениях в производстве, а также об отказах, неисправностях, повреждениях авиационной техники: Директивное письмо МАК №3 от 12.04.2004.
4. ОСТ 1 00146-74. Надежность изделий авиационной техники. Система сбора и обработки информации. Порядок учета. Показатели. Виды обработки. Состав функциональных групп.
5. ОСТ 1 00497-97. Оценка показателей надежности изделий авиационной техники.
6. ОСТ 54 30044-85. Система технического обслуживания и ремонта авиационной техники. Основные положения.
7. Поправка № 101 Приложение 8 к Конвенции о международной гражданской авиации.
8. Приложение 6 к Конвенции о международной гражданской авиации. Эксплуатация воздушных судов. - Ч. I. Международный коммерческий воздушный транспорт. Самолеты.
9. О мерах по совершенствованию системы контроля за сохранением летной годности ВС на основе данных об отказах, неисправностях авиатехники и нарушениях правил ее эксплуатации: Приказ ФАС России № 134 от 26.06.1997.
10. Шор Я.Б. Статистические методы анализа и контроля качества и надежности. - М.: Сов. радио, 1962.
11. Карасев В.Я., Майоров А.В., Рябинин Л.В. Научные и организационные проблемы внедрения эксплуатации изделий авиационной техники по состоянию // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2003. - № 71. - С. 5-11.

**MONITORING OF THE CURRENT LEVEL OF OPERATIONAL
RELIABILITY OF AIRCRAFT ELECTRICAL SYSTEMS****Mayskaya E.R., Goncharov A.V.**

The questions on the aircraft airworthiness continuation and a centralized system for collecting and processing operating data of the aircraft electrical systems development possibility are considered.

Key words: operational reliability of aviation technics, maintenance of the flight validity.

Сведения об авторах

Майская Елизавета Романовна, окончила МГТУ ГА (2003), кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник ФГУП НИИСУ, автор 3 научных работ, область научных интересов – качество и надежность авиационной техники.

Гончаров Андрей Васильевич, 1984 г.р., окончил МГТУ ГА (2009), аспирант МГТУ ГА, автор 5 научных работ, область научных интересов – надежность систем авиационного оборудования.

УДК 629.735

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПАРАЛЛЕЛЬНОЙ РАБОТЫ БОРТОВОЙ СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ ПЕРЕМЕННОГО ТОКА В ПАКЕТЕ MATLAB

Ю.П. АРТЁМЕНКО, А.Г. ДЕМЧЕНКО

Статья представлена доктором технических наук, профессором Кузнецовым С.В.

Данная статья посвящена моделированию в среде MATLAB электроэнергетических систем. Рассматривается моделирование параллельной работы бортовой системы электроснабжения (СЭС) переменного тока.

Ключевые слова: система электроснабжения, переменный ток, моделирование.

Вопросам моделирования электроэнергетических систем и их элементов посвящены многочисленные работы [1; 2; 3; 4]. В данной работе модели элементов СЭС реализованы в системе MATLAB. Пакет Simulink, поставляемый вместе с MATLAB, предназначен для интерактивного моделирования нелинейных динамических систем. Ранее созданные в этой среде модели одно-канальной бортовой СЭС [5] позволили перейти к моделированию параллельной работы генераторов, исследование которой продолжает оставаться актуальной задачей, имея в виду известные преимущества и проблемы, связанные с ее применением, а также возможностью возникновения параллельного включения при некоторых аварийных ситуациях.

Моделирование параллельной работы бортовой СЭС переменного тока

При моделировании параллельной работы СЭС за основу была взята типовая структурная схема параллельной работы СЭС среднемагистрального самолета (рис. 1).

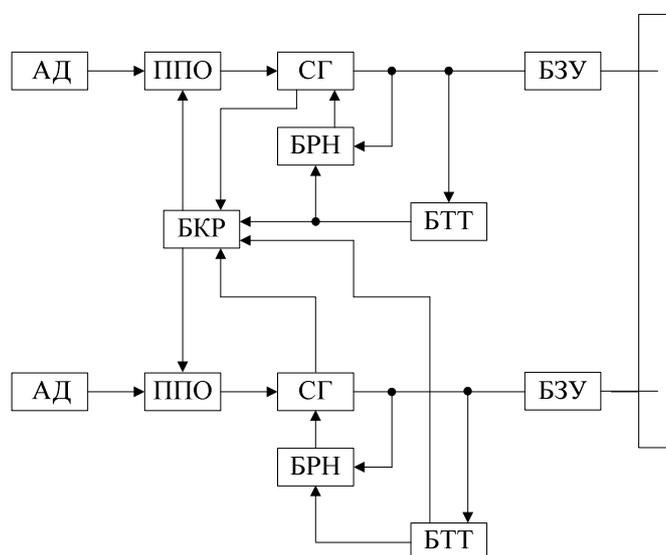


Рис. 1. Структурная схема параллельной работы генераторов:

АД – авиадвигатель; ППО – привод постоянных оборотов; СГ – трехфазный синхронный генератор; БРН – блок регулирования напряжения; БЗУ – блок защиты и управления; БТТ – блок трансформаторов тока; БКР – блок коррекции частоты

Ниже приводятся модели элементов СЭС, выполненные в среде MATLAB.

Моделирование авиационного синхронного генератора

При моделировании синхронного генератора использовалась модель, реализованная в библиотеке SimPowerSystems - Synchronous Machine, модель классической синхронной машины с демпферной обмоткой. Параметры этой машины задаются в системе относительных единиц.

Моделирование регулятора напряжения

Регулятор напряжения может быть представлен, как показано в [3], упрощенным уравнением, учитывающим наличие в реальных регуляторах цепи параллельной коррекции, образованной путем охвата усилителя регулятора гибкой обратной связью по току возбуждения возбудителя

$$U_{\text{вв}} = K_1 \cdot \Delta U - K_2 \cdot p i_{\text{вв}}, \quad (1)$$

где $U_{\text{вв}}$ – напряжение возбуждения возбудителя; $i_{\text{вв}}$ – ток обмотки возбуждения возбудителя; U_0 – установка регулятора напряжения; U – напряжение генератора; $\Delta U = U - U_0$ – приращение напряжения генератора; K_1 – коэффициент усиления регулятора по приращению напряжения; K_2 – коэффициент обратной связи по производной тока $i_{\text{вв}}$; p – оператор Лапласа.

Уравнение цепи возбуждения возбудителя генератора

$$U_{\text{вв}} = R_{\text{вв}} \cdot i_{\text{вв}} + L_{\text{вв}} \cdot p i_{\text{вв}}, \quad (2)$$

где $R_{\text{вв}}$ – активное сопротивление обмотки возбуждения возбудителя; $L_{\text{вв}}$ – индуктивность обмотки возбуждения возбудителя.

В результате совместного решения уравнений (1) и (2) получим

$$p i_{\text{вв}} = \frac{1}{K_2 + L_{\text{вв}}} [K_1 \cdot \Delta U - R_{\text{вв}} \cdot i_{\text{вв}}]. \quad (3)$$

Выполняя далее необходимые преобразования, получаем математическую модель регулятора напряжения

$$p U_f = \frac{K_e}{K_2 + L_{\text{вв}}} \left[K_1 \cdot \Delta U - \frac{R_{\text{вв}}}{K_e} \cdot U_f \right], \quad (4)$$

где $U_f = K_e \cdot i_{\text{вв}}$ – напряжение возбудителя; K_e – коэффициент пропорциональности между напряжением возбудителя и током возбуждения возбудителя.

Для равномерного распределения реактивных нагрузок между параллельно работающими генераторами в модели данного регулятора предусмотрен датчик распределения реактивных токов. Датчик распределения реактивных токов формирует напряжение, пропорциональное отклонению реактивного тока генератора от среднего значения реактивных токов параллельно работающих генераторов.

На основе уравнения (4) реализуется следующая модель регулятора напряжения (рис. 2), содержащая датчик распределения реактивных токов. На вход “1” подается требуемое напряжение (уставка регулятора напряжения), на вход 2 подается выходной вектор параметров, содержащий продольную и поперечную составляющие напряжения статора генератора. На входы “3” и “4” подаются выходные векторы параметров каждого из генераторов, содержащие продольные и поперечные составляющие токов статора каждого из параллельно работающих генераторов. На вход “5” подается логический сигнал о включении параллельной работы генераторов. На выходе получается напряжение возбуждения основного генератора.

Моделирование привода постоянной частоты вращения (ППЧВ)

Для стабилизации частоты тока вал синхронного генератора приводится во вращение от привода постоянной частоты вращения (ППЧВ), который обеспечивает постоянство угловой скорости ротора генератора. Для равномерного распределения активных нагрузок между парал-

лельно работающими генераторами в модели данного ППЧВ предусмотрен датчик распределения активных токов. Датчик распределения активных токов формирует напряжение, пропорциональное отклонению активной мощности генератора от среднего значения активных мощностей параллельно работающих генераторов.

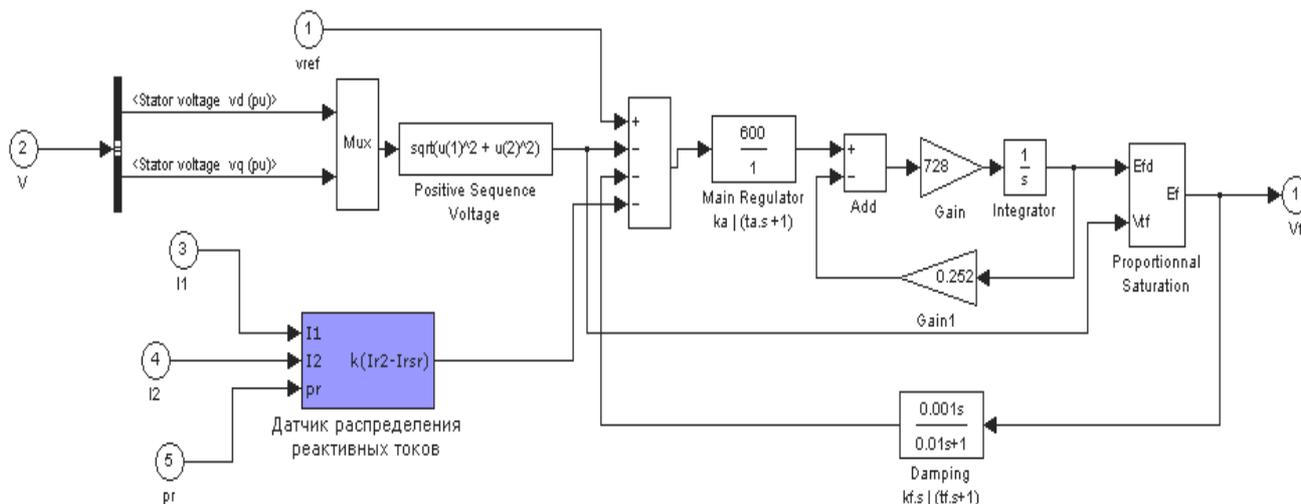


Рис. 2. Модель регулятора напряжения

В данной работе используется смоделированная в среде MATLAB математическая модель ППЧВ, в состав которой входит ПИ-регулятор и датчик распределения активных токов (рис. 3). На вход “1” подается требуемое значение угловой скорости вращения ротора генератора, на вход “2” - текущее значение угловой скорости вращения ротора генератора. На вход “3” - текущее значение угловой скорости вращения авиадвигателя, на вход “4” - сигнал с синхронизатора, необходимый для обеспечения включения генераторов на параллельную работу. На входы “5” и “6” подаются выходные векторы генераторов, содержащие активные мощности каждого из генераторов. На вход “7” подается логический сигнал о включении параллельной работы генераторов. На выходе получается значение механического момента.

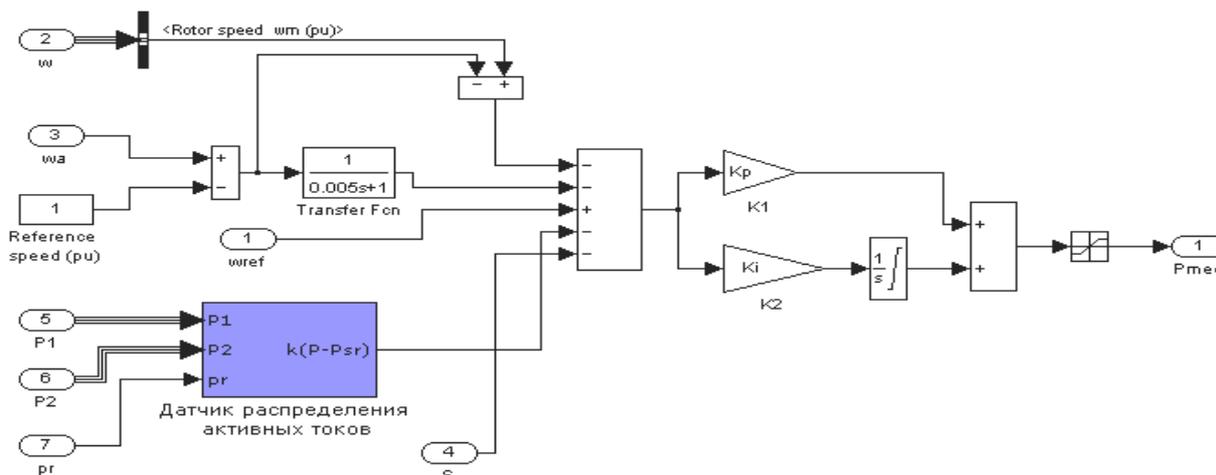


Рис. 3. Модель ППЧВ в среде MATLAB

Моделирование активного синхронизатора

Рассмотрим модель активного синхронизатора.

Модель предусматривает три основных условия, обеспечивающих включение генераторов на параллельную работу:

- максимальное рассогласование частот, включаемых на параллельную работу генераторов, должно быть не более 8 Гц;
- максимальный сдвиг между фазами включаемых на параллельную работу генераторов не должен превышать 20° ;
- разность напряжений включаемых на параллельную работу генераторов не должна превышать 20 В.

На основании вышеуказанных условий в среде MATLAB реализуется следующая модель активного синхронизатора (рис. 4).

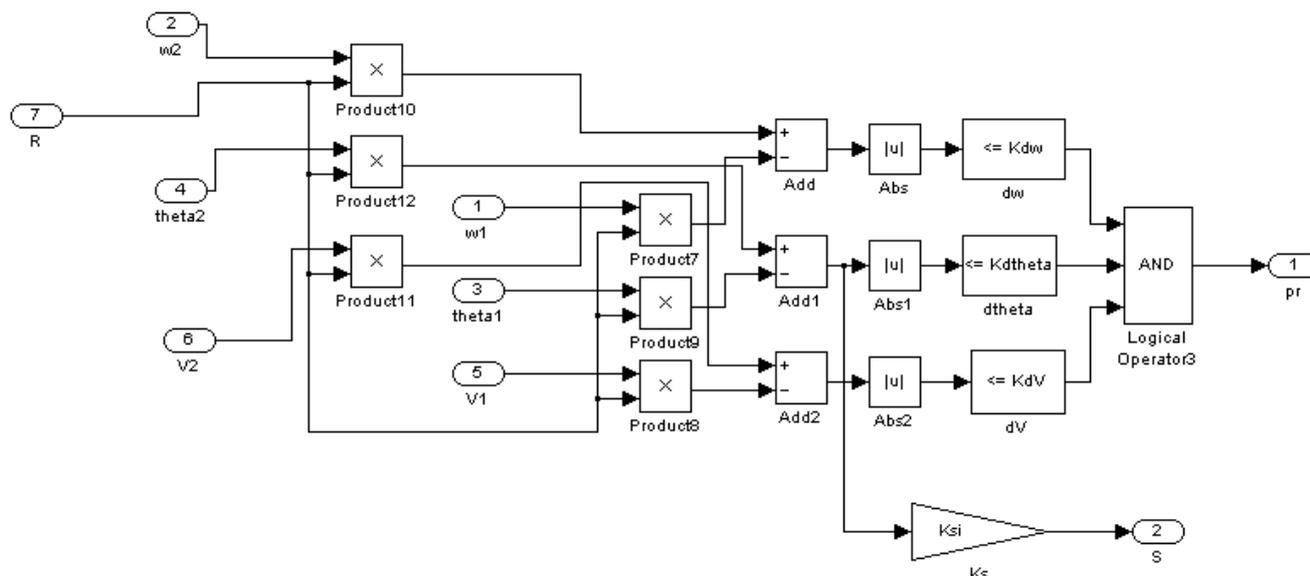


Рис. 4. Модель активного синхронизатора в среде MATLAB

На входы “1” и “2” подаются значения угловых скоростей вращения роторов каждого из генераторов. На входы “3” и “4” подаются значения угловых положений роторов каждого из генераторов. На входы “5” и “6” подаются значения напряжений каждого из генераторов. На выходе “1” формируется логический сигнал, обеспечивающий включение параллельной работы генераторов. Наличие логической “единицы” на выходе “1” дает разрешение на включение параллельной работы генераторов. На выходе “2” формируется сигнал, пропорциональный разности угловых положений роторов генераторов, который затем подается в ППЧВ. Это необходимо для выравнивания частот и синхронизации угловых положений роторов генераторов перед их включением на параллельную работу.

Проведем исследования нормальных и аварийных режимов при параллельной работе СЭС переменного тока. При этом во всех случаях используем модели генератора ГТ30НЖЧ12 и регулятора напряжения БРН120Т5А.

Эксперимент № 1. Включение генераторов на параллельную работу при угле рассогласования положений их роторов в 20 градусов. На рис. 5, 6 представлены переходные процессы эксперимента.

Из рис. 5, 6 видно, что при включении генераторов на параллельную работу при угле между положениями роторов генераторов в 20 градусов наблюдаются броски токов генераторов, вызванные колебаниями активной и реактивной мощностей в системе. Процесс вхождения генераторов в синхронизм носит колебательный характер.

Эксперимент № 2. Включение генераторов на параллельную работу при угле рассогласования положений их роторов в 180 градусов. На рис. 7 представлены переходные процессы эксперимента.

При включении генераторов на параллельную работу при угле рассогласования их роторов в 180 градусов возникает максимальный уравнительный ток, этот процесс равносителен трехфазному короткому замыканию. Из рис. 7 видно, что ударный ток короткого замыкания равен 630 А, установившийся ток короткого замыкания равен 540 А.

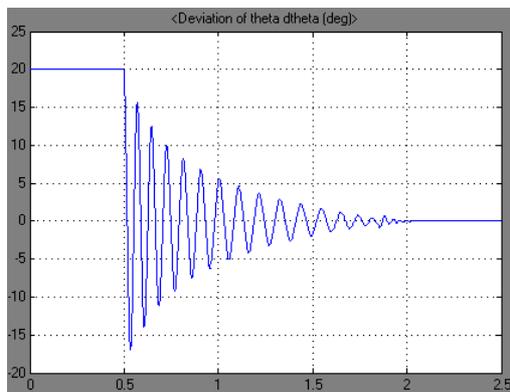


Рис. 5. Переходный процесс по углу рассогласования положений роторов генераторов

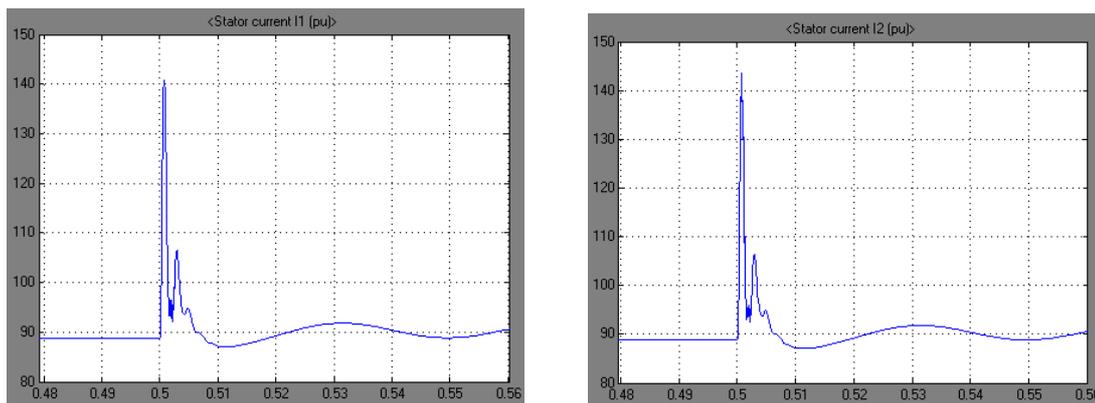


Рис. 6. Переходные процессы по действующим значениям токов генераторов

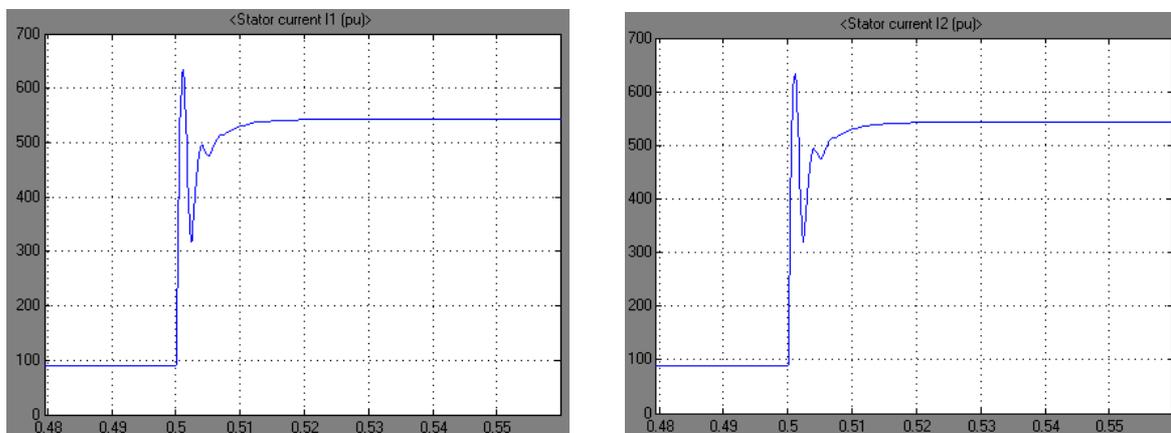


Рис. 7. Переходные процессы по действующим значениям токов генераторов

В ходе проведенных исследований можно сделать следующие выводы:

1. В данной работе разработана модель параллельной работы бортовой СЭС переменного тока, разработаны модели регулятора напряжения, привода постоянной частоты вращения, активного синхронизатора.

2. Результаты исследования нормальных, ненормальных и аварийных режимов показывают достаточно точное соответствие процессам, происходящим при параллельной работе в реальных системах.

3. Моделирование параллельной работы системы электроснабжения и ее исследование как модели позволяет более детально изучить параллельную работу СЭС при различных режимах как нормальных, так и ненормальных и аварийных. В связи с этим, появляется возможность контролировать поведение СЭС при любом ненормальном режиме, тем самым значительно снижая вероятность возникновения аварийных ситуаций в полете. Как следствие, это приводит к значительному повышению уровня безопасности полетов. Помимо этого, благодаря моделированию можно контролировать весовые характеристики элементов СЭС и, тем самым, управлять весовой отдачей всей СЭС, что является очень важным требованием, предъявляемым к самолетному оборудованию вообще и к СЭС в частности, в условиях рыночной экономики.

4. Разработанную модель можно использовать при проектировании и испытании новых элементов СЭС: синхронных генераторов, регуляторов напряжения, приводов постоянной частоты вращения.

5. Данная модель может также быть эффективно использована в учебном процессе при подготовке и переподготовке авиационных специалистов.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Важнов А.И.** Переходные процессы в машинах переменного тока. - М.: Энергия, 1980.
2. **Копылов И.П.** Электрические машины. - М.: Логос, 2000.
3. **Синдеев И.М., Савёлов А.А.** Системы электроснабжения воздушных судов. - М.: Транспорт, 1990.
4. **Черных И.В.** Моделирование электротехнических устройств в MATLAB, SimPowerSystem и Simulink. - М.: ДМК Пресс; СПб.: Питер, 2008.
5. **Артеменко Ю.П., Шарапов С.С.** Применение MATLAB в моделировании бортовой СЭС переменного тока // статья в данном Вестнике.

SIMULATION OF PARALLEL WORKING OF ALTERNATE CURRENT AIRBORNE POWER-SUPPLY SYSTEM IN MATLAB

Artemenko Yu.P., Demchenko A.G.

This article is devoted to modeling in MATLAB of electrical power systems. Considered to modeling of parallel working of alternate current airborne power-supply system.

Key words: power supply system, AC, modeling.

Сведения об авторах

Артёмченко Юрий Петрович, 1954 г.р., окончил МИИГА (1977), кандидат технических наук, доцент, заведующий кафедрой электротехники и авиационного электрооборудования МГТУ ГА, автор более 30 научных работ, область научных интересов - цифровое моделирование.

Демченко Алексей Геннадьевич, 1987 г.р., окончил МГТУ ГА (2009), аспирант кафедры технической эксплуатации авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов МГТУ ГА, старший преподаватель МГТУ ГА, автор 4 научных работ, область научных интересов - эксплуатация воздушного транспорта, моделирование электроэнергетических систем.

УДК 519.8:65.011.56.001.4

МОДЕЛИРОВАНИЕ СЛОЖНОЙ ТЕХНИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ КАК ОБЪЕКТА ИСПЫТАНИЙ

П.С. ГОРШКОВ, А.В. МУХИН, А.Г. ТРИГУБОВИЧ

Статья представлена доктором технических наук, профессором Халютиным С.П.

Целью данной работы является развитие методологии испытаний сложных технических систем, направленной на решение задачи автоматизации процесса испытаний. В работе выполняется построение обобщенной математической модели сложной технической системы, рассматриваемой как объект испытаний. Для построения такой модели используются системная методология и математический аппарат общей теории систем.

Ключевые слова: испытание, обобщенная математическая модель, техническая система.

Введение и постановка задачи

Анализ литературы [1] показал, что из поля зрения исследователей практически выпал один из важнейших этапов жизненного цикла сложных технических систем (СТС) – этап испытаний. Поэтому является очевидным, что в настоящее время актуальным становится вопрос развития методологии испытаний СТС, одной из целей которого является решение задачи автоматизации управления процессом проведения испытаний.

Известно [2], что целью испытаний является определение характеристик объекта испытаний, оценивание его функциональных свойств на соответствие заданным требованиям в различных режимах будущей эксплуатации. Для эффективного достижения цели испытаний необходимо осуществлять управление процессом выполнения испытательных работ так, чтобы при заданном уровне достоверности получаемых оценок свойств системы обеспечить экстремум одного или нескольких показателей оптимальности процесса испытаний. В частности, таким показателем может служить [2] длительность проведения испытаний.

Пусть на испытания поступила некоторая сложная техническая система S . Положим, что заданы требования к функциональным и техническим свойствам системы S , а также показатели и критерии оптимизации процесса проведения испытаний. Требуется определить оптимальную (по принятому критерию) будущую последовательность проведения испытательных работ в зависимости от результатов выполнения предыдущих с учетом имеющихся ограничений.

Начальным шагом при решении такой задачи видится построение математических моделей объектов, входящих в систему управления, и в первую очередь испытываемой СТС. Поэтому целью настоящей работы является формирование обобщенной математической модели СТС как объекта испытаний.

1. Модель решаемых системой задач

Синтез [3] модели M^Z решаемых СТС задач проводится в два этапа. На первом этапе формируется дерево D^Z задач, корнем которого является общая задача Z системы, определяющая ее назначение в целом. Место некоторой задачи в дереве определяется номером u^Z уровня декомпозиции. Тогда задача Z находится на уровне, имеющем номер $u^Z = 0$. На следующем уровне декомпозиции ($u^Z = 1$) размещается множество частных задач, решение которых обеспечивает достижение глобальной цели системы S

$$Z = \{Z_{i1}, i1 = \overline{1, \Pi}\}, \quad (1)$$

где $i1$ – номер задачи 1-го уровня иерархии.

На уровне декомпозиции $u^z = 2$ располагаются совокупности подзадач, решение которых необходимо для достижения целей решения частных задач 1-го уровня

$$Z_{i1} = \{Z_{i1,i2_{i1}}, i1 = \overline{1, \Pi}, i2 = \overline{1, I2_{i1}}\}, \quad (2)$$

где $i2_{i1}$ – номер частной задачи уровня 2, обеспечивающей решение задачи с номером $i1$ предыдущего иерархического уровня и т.д.

Стоит отметить, что при построении дерева D^Z задач СТС используются следующие правила: 1) задача, решаемая в различных условиях, в дереве D^Z представляется отдельным узлом дерева; 2) при осуществлении декомпозиции могут быть повторяющиеся узлы; 3) одна и та же задача может размещаться на разных уровнях декомпозиции, но обязательно в разных ветвях дерева; 4) необязательна одинаковая глубина декомпозиции по ветвям дерева.

Сформированное дерево задач, описывая подчиненность локальных целей при решении подзадач некоторого уровня целям задачи вышележащего уровня, не позволяет судить о механизме ее решения. Поэтому на втором этапе синтеза модели M^Z решение произвольной задачи $Z_{i1,i2,\dots,iu^z \dots i2_{i1}} \in D^Z$ интерпретируется как абстрактная система Ω^Z общего вида в пространстве «вход–выход», под которым понимается совокупность соответственно входных и выходных информационных потоков задачи

$$Z_{i1,i2,\dots,iu^z \dots i2_{i1}} = \Omega^Z_{i1,i2,\dots,iu^z \dots i2_{i1}} \subset X^Z_{i1,i2,\dots,iu^z \dots i2_{i1}} \times Y^Z_{i1,i2,\dots,iu^z \dots i2_{i1}}. \quad (3)$$

В ходе второго этапа, рассматривая [3] структуры и правила формирования элементов таких множеств входов $X^Z_{i1,i2,\dots,i(u^z+1)\dots i2_{i1}}$ и выходов $Y^Z_{i1,i2,\dots,i(u^z+1)\dots i2_{i1}}$ подзадач, решение которых обеспечивает выполнение некоторой задачи $Z_{i1,i2,\dots,iu^z \dots i2_{i1}} \in D^Z$, получим частную модель $\Omega^Z_{i1,i2,\dots,iu^z \dots i2_{i1}}$ решения задачи $Z_{i1,i2,\dots,iu^z \dots i2_{i1}} \in D^Z$, которую, используя обозначения работы [5], можно записать в виде операции « \circ » соединения

$$\Omega^Z_{i1,i2,\dots,iu^z \dots i2_{i1}} = \overset{i1,i2,\dots,i(u^z+1)\dots i2_{i1}}{\underset{i1,i2,\dots,i(u^z+1)\dots i2_{i1}}{\circ}} \Omega^Z_{i1,i2,\dots,i(u^z+1)\dots i2_{i1}}. \quad (4)$$

Последовательное применение соотношения (4) ко всем узлам дерева задач D^Z позволяет получить обобщенную модель Ω^Z решения всей совокупности задач, выполняемых объектом испытаний S , а системная структурно-морфологическая модель решаемых СТС задач может быть представлена парой

$$M^Z = \langle D^Z, \Omega^Z \rangle, \quad (5)$$

где D^Z – структура задач системы S , а Ω^Z – их морфология.

2. Модель аппаратной реализации системы

Аналогично строится модель M^S аппаратной реализации системы S [3]. Повторяя рассуждения, используемые для синтеза модели решаемых СТС задач, получим соотношения, описывающие системную модель аппаратной реализации объекта испытаний, аналогичные выражениям (1)-(5), в которых индексы нумеруют узлы дерева аппаратной реализации системы S , а символ « z » заменен на « s ». Тогда системная структурно-морфологическая модель аппаратной реализации СТС запишется в виде

$$M^S = \langle D^S, \Omega^S \rangle, \quad (6)$$

где D^S – структура аппаратной реализации S ; Ω^S – морфология аппаратных средств, входящих в состав S .

3. Модель оценок свойств системы

Объект испытаний обладает некоторой совокупностью свойств, которые определяют его качество. Каждое из свойств может быть описано количественно и (или) качественно с помощью некоторой переменной – показателем свойства объекта испытаний. Некоторые из свойств объекта испытаний могут определяться через множество других его свойств и, следовательно, показатель такого свойства будет являться обобщенным [3; 6].

Пусть p – показатель некоторого оцениваемого свойства объекта испытаний (показатель оценивания), представленный, согласно [2; 5], в виде кортежа

$$p = \langle \pi, \chi, \delta \rangle, \quad (7)$$

где π – значение (качественное или количественное) показателя p ; χ – множество входов для формирования значения π ; $\delta: \chi \rightarrow \pi$ – отображение, описывающее механизм формирования π . Тогда, если p_0 – обобщенный показатель, а p_1 – частные показатели оценивания некоторого свойства объекта испытаний, то процесс формирования значения p_0 можно описать отображением

$$\Theta: \{p_1, l = \overline{1, L}\} \rightarrow p_0, \quad (8)$$

где p_0 и p_1 кортежи вида (7).

Для формирования требуемых оценок свойств объекта испытаний необходимо иметь некоторый механизм сравнения фактических (текущих) значений показателя этого свойства с заданными. Обозначая верхним индексом « Φ » показатели оценивания некоторого свойства объекта испытаний, определяемые в ходе испытаний (назовем их фактическими показателями), а индексом «3» – показатели оценивания, задаваемые нормативно-технической документацией (заданные показатели), выражения (7), (8) можно записать в виде

$$p_1^\Phi = \langle \pi_1^\Phi, \chi_1^\Phi, \delta_1^\Phi \rangle, \quad p_1^3 = \langle \pi_1^3, \chi_1^3, \delta_1^3 \rangle, \quad l = \overline{1, L}, \quad (9)$$

$$\Theta^\Phi: \{p_1^\Phi\} \rightarrow p_0^\Phi, \quad \Theta^3: \{p_1^3\} \rightarrow p_0^3, \quad l = \overline{1, L}. \quad (10)$$

Тогда формирование оценки можно представить отображением вида

$$\Psi_l^p: \{p_1^\Phi, p_1^3\} \rightarrow c_l, \quad l = \overline{1, L}, \quad (11)$$

где c_l – оценка соответствия значения фактического показателя p_1^Φ значению заданного p_1^3 .

Совокупность показателей оценивания свойств испытываемого объекта условно может быть разделена на три крупных класса: функциональных, технических и эксплуатационных показателей [2; 5]. В контексте решаемой в настоящей работе проблемы здесь рассматривается оценивание только функциональных и технических свойств объекта испытаний.

Сначала рассмотрим класс функциональных показателей оценивания, обозначая через p_1^{3-Z} и $p_1^{\Phi-Z}$ ($l = \overline{0, L^Z}$) соответственно заданные и фактические показатели функциональных свойств. Нетрудно показать, что деревья заданных $D^{p^{3-Z}}$ и фактических $D^{p^{\Phi-Z}}$ показателей оценивания будут структурно изоморфны друг другу и дереву D^Z , т.е. $D^{p^{\Phi-Z}} \Leftrightarrow D^{p^{3-Z}}$, $D^{p^{\Phi-Z}} \Leftrightarrow D^Z$ и $D^{p^{3-Z}} \Leftrightarrow D^Z$, где символом « \Leftrightarrow » обозначена структурная изоморфность.

Тогда формирование оценки качества решения объектом испытаний некоторой задачи $Z_{i_1, i_2, \dots, i_u}^Z, u^Z \in [0, U^Z]$ может быть представлено соотношениями:

$$\Psi_{r,l}^{p^Z}: \{p_{r,l}^{\Phi-Z}, p_{r,l}^{3-Z}\} \rightarrow c_{r,l}^Z, \quad l = \overline{1, L}, \quad (12)$$

$$p_{r,l_r}^{\Phi-Z} = \langle \pi_{r,l_r}^{\Phi-Z}, \chi_{r,l_r}^{\Phi-Z}, \delta_{r,l_r}^{\Phi-Z} \rangle, \quad p_{r,l_r}^{3-Z} = \langle \pi_{r,l_r}^{3-Z}, \chi_{r,l_r}^{3-Z}, \delta_{r,l_r}^{3-Z} \rangle, \quad l_r = \overline{0, L_r^Z}, \quad (13)$$

$$\Theta_r^{\Phi-Z}: \{p_{r,l_r}^{\Phi-Z}\} \rightarrow p_{r,0_r}^{\Phi-Z}, \quad \Theta_r^{3-Z}: \{p_{r,l_r}^{3-Z}\} \rightarrow p_{r,0_r}^{3-Z}, \quad l_r = \overline{1, L_r^Z}, \quad (14)$$

где нижним индексом $r = i1, \dots, iu^Z \dots i1$ обозначен номер узла рассматриваемого показателя.

Можно видеть, что применение (12)–(14) ко всем узлам деревьев $D^{p^{\phi-Z}}$ и $D^{p^{3-Z}}$ позволяет получить дерево D^{c^Z} оценок качества решения задач, формирование узлов которого будет описываться семейством отображений Ψ^{p^Z} . Кроме того, представляется очевидным, что $D^{c^Z} \Leftrightarrow D^Z$.

Соотношения (12)–(14) с учетом (9)–(11) дают возможность представить системную модель M^{C^Z} формирования оценок функциональных свойств системы S в виде четверки

$$M^{C^Z} = \langle D^{p^{\phi-Z}}, D^{p^{3-Z}}, \Psi^{p^Z}, D^{c^Z} \rangle. \quad (15)$$

Аналогичными выражениями (с заменой символа «z» на символ «s») описывается системная модель M^{C^S} формирования оценок технических свойств объекта испытаний

$$M^{C^S} = \langle D^{p^{\phi-S}}, D^{p^{3-S}}, \Psi^{p^S}, D^{c^S} \rangle. \quad (16)$$

Тогда общую системную модель M^C формирования оценок свойств СТС можно представить кортежем

$$M^C = \langle M^{C^Z}, M^{C^S} \rangle. \quad (17)$$

Элементами представленного в (17) кортежа являются частные системные модели (15) и (16) формирования оценок функциональных M^{C^Z} и технических M^{C^S} свойств объекта испытаний.

4. Модель формирования конфигураций системы

При построении M^R модели формирования конфигураций системы в рассмотрение введем некоторое множество аппаратных средств $R = \{r_v, v = \overline{1, V}\} \subseteq D^S$, удовлетворяющее следующим требованиям: 1) элементы $r_v \in R$ обеспечивают решение задачи Z ; 2) количество V элементов $r_v \in R$ минимально; 3) элементы $r_v \in R$ принадлежат одному уровню дерева D^S ; 4) состав множеств входов и выходов аппаратных средств не меньше состава соответствующих множеств задачи.

Для формализации процесса формирования множества R каждый компонент системного описания дерева D^S целесообразно представить в виде двух компонентов описания – информационных X^{S^I}, Y^{S^I} и технических X^{S^T}, Y^{S^T} :

$$X^S = \langle X^{S^I}, X^{S^T} \rangle, \quad Y^S = \langle Y^{S^I}, Y^{S^T} \rangle, \quad (18)$$

где под техническими компонентами описания некоторого аппаратного средства здесь будем понимать его физические «разъемы», а под информационными компонентами описания – информационные объекты, используемые в процессе функционирования аппаратного средства по назначению, причем существует соответствие между этими компонентами описания

$$\mu_X^S : X^{S^I} \rightarrow X^{S^T}, \quad \mu_Y^S : Y^{S^I} \rightarrow Y^{S^T}. \quad (19)$$

Поскольку каждый узел дерева D^S имеет описания компонентов вида (18), то D^S может быть разделено на два совпадающих по структуре дерева

$$D^S = \langle D^{S^I}, D^{S^T} \rangle. \quad (20)$$

С учетом выражений (18)–(20) формирование множества R можно описать отображением

$$\beta : \langle Z, D^{S^I} \rangle \xrightarrow{v \rightarrow \min} R = \{r_v, v = \overline{1, V}\} \subseteq D^{S^T}, \quad (21)$$

причем множество R и его элементы являются также отношениями

$$R \subset X^{r^T} \times Y^{r^T}, \quad r_v \subset X_v^{r^T} \times Y_v^{r^T}. \quad (22)$$

Соотношение (21) определяет формирование множества R , т.е. сопоставляя входы и выходы рассматриваемой задачи (п. 1) с соответствующими компонентами описания дерева D^{S^1} , осуществляет выбор такой совокупности аппаратных средств из состава объекта испытаний, которая будет являться минимально необходимой конфигурацией, обеспечивающей решение задачи Z . Применяя соотношения (21) к каждому u -му узлу $Z_u \in D^Z$ дерева задач, получаем семейство отображений (обобщенную процедуру)

$$B = \{ \beta : \langle Z_u, D^{S^1} \rangle \xrightarrow{v_u \rightarrow \min} R_u = \{r_{u,v_u}, v_u = \overline{1, V_u}\} \subseteq D^{S^T} \}, \quad (23)$$

обеспечивающих формирование необходимых конфигураций системы для оценивания всей совокупности задач, решаемых испытываемой СТС.

Системную модель формирования конфигураций СТС S можно представить кортежем вида

$$M^R = \langle M^Z, M^S, B, D^R \rangle, \quad (24)$$

описывающим связь между моделями M^Z (решаемых СТС задач) и M^S (аппаратной реализации системы). Такая связь обеспечивается процедурой B , которая позволяет формировать дерево D^R конфигураций СТС, узлы которого будут являться конфигурациями $R_u \subseteq D^{S^T}$ аппаратных средств, используемыми для решения рассматриваемых моделью M^Z задач. Кроме того, нетрудно видеть, что дерево D^R будет структурно совпадать с деревом D^Z .

5. Модель выбора средств обеспечения проведения испытаний

Под средствами обеспечения проведения испытаний здесь будем понимать, во-первых, средства моделирования условий применения испытываемого объекта (средства моделирования – СМ) и, во-вторых, средства измерений (контрольно-измерительные средства – КИС) его функционирования в моделируемых условиях. Отсюда следует, что системная модель M^{WK} выбора средств обеспечения проведения испытаний является совокупностью двух взаимосвязанных моделей – модели выбора средств моделирования и модели выбора средств измерений. Поскольку условия, в которых проводятся испытания объекта, однозначно определяются оцениваемыми задачами (как это следует из правил формирования дерева задач D^Z), то построение модели выбора средств моделирования может быть выполнено так же, как и модели конфигураций СТС. Тогда, обозначив через W множество всех имеющихся на испытательном полигоне средств моделирования, можно записать

$$W = \{w_e, e = \overline{1, E}\} \subset X^W \times Y^W, w_e \subset X_e^W \times Y_e^W, X^W = \langle X^{W^1}, X^{W^T} \rangle, Y^W = \langle Y^{W^1}, Y^{W^T} \rangle, \quad (25)$$

$$\mu_X^W : X^{W^1} \rightarrow X^{W^T}, \mu_Y^W : Y^{W^1} \rightarrow Y^{W^T}, W = \langle W^1, W^T \rangle. \quad (26)$$

Для оценивания некоторой задачи Z , при решении которой используется соответствующая конфигурация $R \in D^R$, необходимо выбрать из имеющихся на испытательном полигоне средств моделирования некоторую их совокупность \tilde{W} , которая обеспечит условия функционирования оцениваемой конфигурации R . Такой механизм выбора можно представить как

$$\beta^W : \langle R, W^1 \rangle \xrightarrow{\text{opt}} \tilde{W} = \{\tilde{w}_{\tilde{e}}, \tilde{e} = \overline{1, \tilde{E}}\} \subseteq W^T, \quad (27)$$

где $\tilde{W} \subset X^{\tilde{W}^T} \times Y^{\tilde{W}^T}$ и $\tilde{w}_{\tilde{e}} \subset X_{\tilde{e}}^{\tilde{W}^T} \times Y_{\tilde{e}}^{\tilde{W}^T}$.

Выражение (27), сопоставляя компоненты описания конфигурации СТС $R \in D^R$ с выходами имеющихся средств моделирования W , описывает выбор такой их совокупности \tilde{W} , которая с точки зрения подлежащей оцениванию конфигурации системы будет являться оптимальной. Применяя соотношение (27) к каждому u -му узлу $R_u \in D^R$, получим обобщенную процедуру B^W

$$B^W = \{\beta_u^W :< R_u, W^I > \xrightarrow{\text{opt}} \tilde{W} = \{\tilde{w}_{u, \tilde{e}_u}, \tilde{e}_u = \overline{1, \tilde{E}_u}\} \subseteq W^T\}, \quad (28)$$

позволяющую сформировать дерево $D^{\tilde{W}}$ средств моделирования, требующихся для оценивания всей совокупности конфигураций объекта испытаний. Понятно, что дерево $D^{\tilde{W}}$ структурно будет совпадать с деревом D^R .

Объединение выражений (25)–(28) и модели конфигураций системы (24) позволяет представить системную модель M^W конфигураций средств моделирования в виде кортежа

$$M^W = \langle M^R, W, B^W, D^{\tilde{W}} \rangle, \quad (29)$$

являющегося, по сути, описанием связи между решаемыми при испытаниях СТС задачами и требующимися для выполнения экспериментов средствами моделирования. Такая связь осуществляется через модель M^R конфигураций системы.

При синтезе модели выбора средств измерений предварительно следует определить перечень точек регистрации испытательной информации, учитывая, что результаты измерений необходимы для последующего формирования оценок свойств объекта испытаний с учетом условий, в которых проводились эксперименты. Механизм формирования такого перечня в общем случае можно представить как отображение вида

$$\gamma :< \chi^\Phi :< R, \tilde{W} > \xrightarrow{\text{opt}} Q = \{q_f, f = \overline{1, F}\}, \quad (30)$$

где Q – перечень точек регистрации испытательной информации, необходимой для формирования оценок; γ – отображение, описывающее формирование перечня Q ; $\chi^\Phi = \{\chi_g^\Phi, g = \overline{1, G}\}$ – множество входов для получения фактических значений показателей свойств СТС, описываемых моделью M^C .

Полученный согласно (30) перечень Q точек регистрации позволяет построить процедуру ϕ выбора из имеющегося на испытательном полигоне множества $K = \{k_l, l = \overline{1, L}\}$ средств измерений их оптимальной совокупности \tilde{K}

$$\phi :< Q, K > \xrightarrow{\text{opt}} \tilde{K} = \{\tilde{k}_{\tilde{l}}, \tilde{l} = \overline{1, \tilde{L}}\} \subseteq K. \quad (31)$$

Последовательным применением выражений (30) и (31) ко всем узлам дерева D^R получаем соотношения для обобщенных процедур формирования перечней точек регистрации информации Γ и выбора оптимальных совокупностей измерительных средств для ее регистрации Φ

$$\Gamma = \{\gamma_u^\Phi :< \chi_u^\Phi, R_u, \tilde{W}_u > \xrightarrow{\text{opt}} Q_u = \{q_{u, f_u}, f_u = \overline{1, F_u}\}\}, \quad (32)$$

$$\Phi = \{\phi_u :< Q_u, K > \xrightarrow{\text{opt}} \tilde{K}_u = \{\tilde{k}_{u, \tilde{l}_u}, \tilde{l}_u = \overline{1, \tilde{L}_u}\} \subseteq K\}. \quad (33)$$

Результатами применения выражений (32) и (33) являются структурно совпадающие с деревом D^Z решаемых системой задач дерева D^Q точек регистрации информации и $D^{\tilde{K}}$ контрольно-измерительных средств, что в сочетании с моделями п.п.1–4 позволяют представить системную модель выбора средств измерений в виде

$$M^K = \langle M^C, M^R, M^W, K, \Gamma, \Phi, D^Q, D^{\tilde{K}} \rangle, \quad (34)$$

а системную модель выбора средств обеспечения проведения испытаний СТС – кортежем

$$M^{WK} = \langle M^W, M^K \rangle, \quad (35)$$

содержащим модели выбора средств M^W моделирования и M^K измерений.

Обсуждение результатов и выводы

Анализ системных моделей, представленных в работе, показывает, что ключевой моделью является модель M^Z решаемых СТС задач, которая описывает структурно-морфологическую

схему целей испытаний системы. Такая схема диктует рассмотрение так называемого технического «лица» системы, т.е. состав ее аппаратных средств, посредством которых достигаются поставленные перед системой цели. Это объясняет необходимость построения модели M^S аппаратной реализации СТС. Построение модели M^C оценок свойств СТС вызвано потребностью формализации механизма оценивания функциональных и технических свойств СТС в ходе проведения ее испытаний. Связь M^Z и M^S осуществляется через модель M^R формирования конфигураций СТС, описывающей процедуру выбора таких аппаратных средств из состава системы, совокупности которых будут являться минимально необходимыми конфигурациями, используемыми при оценивании качества решения задач, описанных моделью M^Z . Для получения оценки качества функционирования той или иной конфигурации системы требуется выбрать некоторую совокупность средств проведения экспериментов. Выбор таких средств описан системной моделью M^{WK} , которая совместно с моделью M^C позволяет формализовать процесс оценивания СТС в ходе проведения ее испытаний. Объединение полученных системных моделей, имеющих различную целевую ориентацию и рассматривающихся во взаимоотношении друг с другом, представляет собой обобщенную математическую модель $M = \langle M^Z, M^S, M^R, M^C, M^{WK} \rangle$ СТС как объекта испытаний.

Анализ результатов работы позволяет сделать следующие основные выводы:

1. Совокупность представленных системных моделей определяет направление исследований для построения автоматизированных систем управления процессом проведения испытаний применительно к СТС различных прикладных областей.

2. Для реализации задачи оптимизации управления испытаниями необходимо с учетом указанных моделей использовать ресурсно-ограничительный метод проектирования информационных систем [6] и методы системного анализа сложных структурных объектов [7].

ЛИТЕРАТУРА

1. Зиндер Е.З. Новое системное проектирование: информационные технологии и бизнес-реинжиниринг // СУБД. - 1996. - № 2. - С. 61 - 76.
2. Скурихин В.И., Квачев В.Г., Валькман Ю.Р., Яковенко Л.П. Информационные технологии в испытаниях сложных объектов: методы и средства. - Киев: Наукова думка. - 1990.
3. Мухин А.В., Безбогов А.А. Математические модели информационно-управляющих систем как объектов испытаний // Компьютерное моделирование и информационные технологии в науке, инженерии и образовании: сб. материалов междунар. науч. конф. - Пенза: РИО ПГСХА. - 2003. - С. 117-120.
4. Месарович М.Д, Такахара Я. Общая теория систем: математические основы. - М.: Мир, 1978.
5. Городецкий В.И., Дмитриев А.К., Марков В.М. и др. Элементы теории испытаний и контроля технических систем / под ред. Р.М. Юсупова. - Л.: Энергия. - 1978.
6. Горшков П.С., Жмуров Б.В., Халютин С.П. Моделирование жизненного цикла авиационного оборудования на основе ресурсно-ограничительного подхода // Надежность и качество: тр. междунар. симпозиума. - Пенза: Информационно-издательский центр ПензГУ, 2009. - С. 384-386.
7. Халютин С.П., Тюляев М.Л., Жмуров Б.В., Старостин И.Е. Моделирование сложных электроэнергетических систем летательных аппаратов. - М.: Изд-во. ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», 2010.

MODELING OF COMPLEX TECHNICAL SYSTEM AS A TEST OBJECT

Gorshkov P.S., Mulin A.V., Trigubovich A.G.

The purpose of this paper is to develop a test methodology of complex engineering systems aimed at addressing of the problem of the testing process automation. This paper builds a generalized mathematical model of a complex engineering system, considered as an object of the tests. To construct such a model the mathematical apparatus of the general theory of systems is used.

Key words: testing, generalized mathematical model, technical system.

Сведения об авторах

Горшков Павел Сергеевич, 1981 г.р., окончил ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского (2003), кандидат технических наук, заместитель начальника Центра ВУНЦ ВВС ВВА, автор более 25 научных работ, область научных интересов – проектирование информационных систем.

Мухин Александр Викторович, 1975 г.р., окончил Тамбовское ВВАИУ (1997), кандидат технических наук, начальник отдела Центра ВУНЦ ВВС ВВА, автор более 26 научных работ, область научных интересов – испытания автоматизированных систем управления, моделирование.

Тригубович Андрей Генрихович, 1968 г.р., окончил Рижское ВВАИУ (1990), начальник управления ГЛИЦ МО РФ им. В.Чкалова, автор 5 научных работ, область научных интересов – испытания авиационной техники.

УДК 623.4.023.4

МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ НАПРАВЛЕНИЙ НА ОБЪЕКТ ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ ВИДЕОСРЕДСТВ

Е.М. ВОЛОТОВ, С.П. ХАЛЮТИН

Разработан метод определения истинных направлений на объект, используемых для определения прямоугольных координат летательного аппарата в пространстве. Даны рекомендации по его применению.

Ключевые слова: испытание летательных аппаратов, траекторные измерения, определение координат объекта, видеосредства.

Введение

В настоящее время значительно возросло количество летных испытаний (ЛИ), информацию о которых в силу различных причин (работы проводятся в отрыве от стационарных средств траекторных измерений, на трассах, не оборудованных этими средствами или где их применение невозможно, например тяжелый авианесущий крейсер «Адмирал Кузнецов») получают не ОСТИ (оптическими средствами траекторных измерений), а видеосредствами [1].

Задача обработки данных, полученных с помощью видеосредств, становится актуальной проблемой информационного обеспечения ЛИ образцов АТ и В (авиационной техники и вооружения).

При проведении измерений ОСТИ главной целью является получение истинных углов на объект [2]: азимута α и угла места ω , которые состоят из двух основных составляющих (рис. 1)

$$\alpha = \alpha_0 + \delta\alpha,$$

$$\omega = \omega_0 + \delta\omega,$$

где α_0 , ω_0 – углы, характеризующие положение оптической оси; $\delta\alpha$, $\delta\omega$ – поправки наведения к этим углам соответственно.

В настоящее время поправки наведения определяются традиционным способом как произведение углового размера пикселя на количество пикселей. Но применение в практике испытаний видеокамер приводит к большим погрешностям из-за того, что цена углового размера пикселя существенно меняется как на матрице отдельной видеокамеры, так и на разных видеокамерах. В связи с этим решение задачи по определению истинных углов на объект видится в двух направлениях. Первое – учет нелинейного характера изменения углового размера пикселя на матрице видеокамеры. Второе – попытка найти точные математические зависимости, из которых можно непосредственно определить истинные углы на объект. Рассмотрим второй путь решения проблемы.

1. Вывод системы уравнений для определения направления на объект

Величины азимута α и угла места ω можно определить по изображению объекта на оптической матрице, используя метод обратной пространственной фотограмметрической засечки [3], [4].

$$x - x_0 = f \frac{X^*}{Y^*}, \quad (1)$$

$$z - z_0 = f \frac{Z^*}{Y^*}, \quad (2)$$

где x и z – координаты изображения объекта на оптической матрице; f – фокусное расстояние объектива видеокамеры; x_0 , z_0 – координаты главной точки; X^* , Y^* , Z^* – пространственные фотограмметрические координаты объекта.

Прибора для определения пространственных фотограмметрических координат не существует.

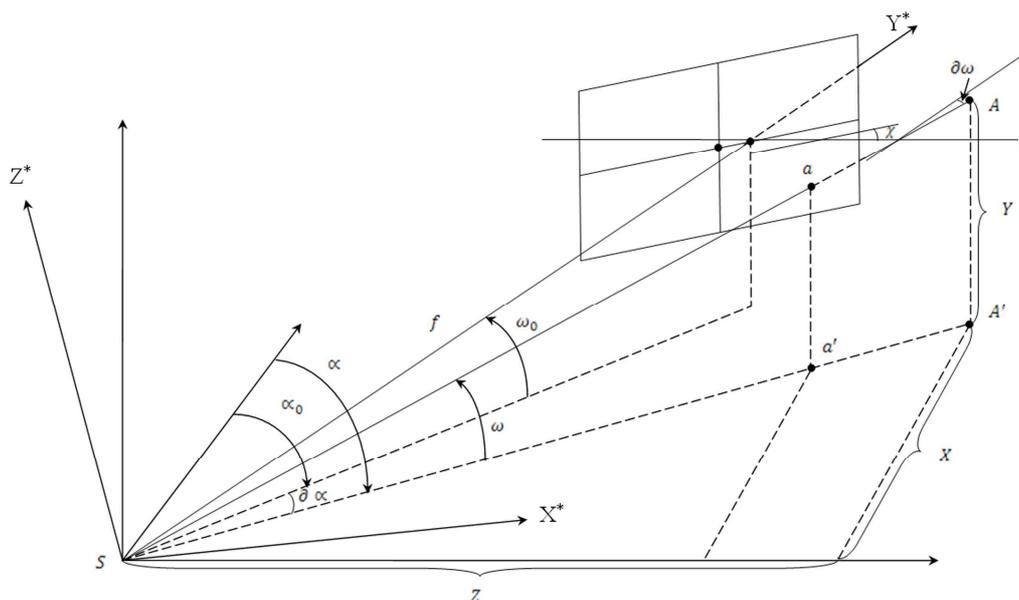


Рис. 1. Системы координат:

S – точка съемки; α – азимут; ω – угол места; α_0 – азимут, характеризующий положение оптической оси; ω_0 – угол места, характеризующий положение оптической оси; $\delta\alpha$ – поправка наведения по азимуту $\delta\alpha = \alpha - \alpha_0$; $\delta\omega$ – поправка наведения по углу места $\delta\omega = \omega - \omega_0$; f – фокусное расстояние фотокамеры; A – объект наведения; a – изображение объекта на оптической матрице; x, z – координаты точки снимка; a', A' – проекции a и A соответственно; X, Y, Z – координаты объекта; χ – угол поворота кадра

Найдем величины X^*, Y^*, Z^* (рис. 1)

$$\left. \begin{aligned} X^* &= Xb_1 + Yc_1 + Za_1 \\ Y^* &= Xb_2 + Yc_2 + Za_2 \\ Z^* &= Xb_3 + Yc_3 + Za_3 \end{aligned} \right\}, \quad (3)$$

где направляющие косинусы

$$\left. \begin{aligned} a_1 &= +\cos\chi \cos\alpha_0 - \sin\chi \sin\omega_0 \sin\alpha_0 \\ a_2 &= +\cos\chi \sin\alpha_0 \\ a_3 &= -\sin\chi \cos\alpha_0 - \cos\chi \sin\omega_0 \sin\alpha_0 \\ b_1 &= -\cos\chi \sin\alpha_0 - \sin\chi \sin\omega_0 \cos\alpha_0 \\ b_2 &= +\cos\omega_0 \cos\alpha_0 \\ b_3 &= +\sin\chi \sin\alpha_0 - \cos\chi \sin\omega_0 \cos\alpha_0 \\ c_1 &= +\sin\chi \cos\omega_0 \\ c_2 &= +\sin\omega_0 \\ c_3 &= +\cos\chi \cos\omega_0 \end{aligned} \right\}. \quad (4)$$

Подставляя (4) в (3), имеем

$$X^* = X(-\cos\chi \sin\alpha_0 - \sin\chi \sin\omega_0 \cos\alpha_0) + Y(\sin\chi \cos\omega_0) + Z(\cos\chi \cos\alpha_0 - \sin\chi \sin\omega_0 \sin\alpha_0), \quad (5)$$

$$Y^* = X(\cos\omega_0 \cos\alpha_0) + Y(\sin\omega_0) + Z(\cos\omega_0 \sin\alpha_0), \quad (6)$$

$$Z^* = X(\sin \chi \sin \alpha_0 - \cos \chi \sin \omega_0 \cos \alpha_0) + Y(\cos \chi \cos \omega_0) + Z(-\sin \chi \cos \alpha_0 - \cos \chi \sin \omega_0 \sin \alpha_0). \quad (7)$$

Подставляя

$$\left. \begin{aligned} X &= D \cos \omega \cos \alpha \\ Y &= D \sin \omega \\ Z &= D \cos \omega \sin \alpha \end{aligned} \right\}$$

в (5), (6), (7), имеем

$$X^* = D(\cos \alpha \cos \omega \cos \chi \sin \alpha_0 - \cos \alpha \cos \omega \sin \chi \sin \omega_0 \cos \alpha_0 + \sin \omega_0 \sin \chi \cos \omega_0 + \sin \alpha \cos \omega \cos \chi \cos \alpha_0 - \sin \alpha \cos \omega \sin \chi \sin \omega_0 \sin \alpha_0).$$

Объединяя первое и четвертое, второе и пятое слагаемое, получим

$$X^* = D[\cos \omega \cos \chi (\cos \alpha \sin \alpha_0 - \cos \alpha \sin \alpha_0) + \sin \omega_0 \sin \chi \cos \omega_0 - \cos \omega \sin \chi \sin \omega_0 (\cos \alpha \cos \alpha_0 + \sin \alpha \sin \alpha_0)]$$

или

$$X^* = D[\sin(\alpha - \alpha_0) \cos \omega \cos \chi - \cos \omega \sin \chi \sin \omega_0 \cos(\alpha - \alpha_0) + \sin \chi \sin \omega \cos \omega_0].$$

Вынося $\sin \chi$ за скобки, получим

$$X^* = D\{\sin(\alpha - \alpha_0) \cos \omega \cos \chi + \sin \chi [\sin \omega \cos \omega_0 - \cos \omega \sin \omega_0 \cos(\alpha - \alpha_0)]\}. \quad (8)$$

Расстояние по оптической оси до объекта

$$Y^* = D(\cos \alpha \cos \omega \cos \alpha_0 \cos \omega_0 + \sin \omega \sin \omega_0 + \sin \alpha \cos \omega \sin \alpha_0 \cos \omega_0) = D[\cos \omega \cos \omega_0 (\cos \alpha \cos \alpha_0 + \sin \alpha \sin \alpha_0) + \sin \omega \sin \omega_0].$$

Используя тригонометрические формулы сложения углов, получим

$$Y^* = D[\cos(\alpha - \alpha_0) \cos \omega \cos \omega_0 + \sin \omega \sin \omega_0], \quad (9)$$

$$Z^* = D(\cos \alpha \cos \omega \sin \chi \sin \alpha_0 + \cos \alpha \cos \omega \cos \chi \sin \omega_0 + \sin \omega \cos \chi \cos \omega_0) + (-\sin \alpha \cos \omega \sin \chi \cos \alpha_0 - \sin \alpha \cos \omega \cos \chi \sin \alpha_0).$$

Объединяя первое и четвертое, второе и пятое слагаемое, получим

$$z^* = D[\cos \alpha \sin \chi (\cos \alpha \sin \alpha_0 - \sin \alpha \cos \alpha_0) - \cos \omega \cos \chi \sin \omega_0 (\cos \alpha \cos \alpha_0 + \sin \alpha_0 \sin \alpha) + \sin \omega \cos \chi \cos \omega_0]$$

или

$$z^* = D[\cos \omega \sin \chi \sin(\alpha_0 - \alpha) + \sin \omega \cos \chi \cos \omega_0 - \cos \omega \cos \chi \sin \omega_0 \cos(\alpha - \alpha_0)].$$

И окончательно

$$z^* = D[\cos \chi (\sin \omega \cos \omega_0 - \cos \omega \sin \omega_0 \cos(\alpha - \alpha_0)) - \sin \chi \cos \omega \sin(\alpha - \alpha_0)]. \quad (10)$$

Подставляя (8), (9) и (10) в (1),(2), получим общую систему уравнений для определения истинных направлений на объект

$$\left. \begin{aligned} \frac{\sin(\alpha - \alpha_0) \cos \omega \cos \chi + \sin \chi [\sin \omega \cos \omega_0 - \cos \omega \sin \omega_0 \cos(\alpha - \alpha_0)]}{\cos(\alpha - \alpha_0) \cos \omega \cos \omega_0 + \sin \omega \sin \omega_0} &= \frac{x - x_0}{f} \\ \frac{\cos \chi (\sin \omega \cos \omega_0 - \cos \omega \sin \omega_0 \cos(\alpha - \alpha_0)) - \sin \chi \cos \omega \sin(\alpha - \alpha_0)}{\cos(\alpha - \alpha_0) \cos \omega \cos \omega_0 + \sin \omega \sin \omega_0} &= \frac{z - z_0}{f} \end{aligned} \right\} \quad (11)$$

2. Решение системы уравнений для определения направления на объект

Упростим левые части уравнений системы (11). Для этого представим, что оптическую матрицу развернули таким образом, чтобы ось x стала параллельна горизонту. Тогда система координат развернется на угол XOX^y (рис. 2). Этот угол равен углу χ по теореме о двух углах с соответственно сонаправленными сторонами. Назовем новую систему координат эквивалентной. Тогда для эквивалентного снимка $\chi = 0$ и система (11) примет вид

$$\left. \begin{aligned} \frac{\sin(\alpha - \alpha_0) \cos \omega}{\cos(\alpha - \alpha_0) \cos \omega \cos \omega_0 + \sin \omega \sin \omega_0} &= \frac{x^y - x_0^y}{f} \\ \frac{\sin \omega \cos \omega_0 - \cos \omega \sin \omega_0 \cos(\alpha - \alpha_0)}{\cos(\alpha - \alpha_0) \cos \omega \cos \omega_0 + \sin \omega \sin \omega_0} &= \frac{z^y - z_0^y}{f} \end{aligned} \right\} \quad (12)$$

Найдем x^y, x_0^y, z^y, z_0^y . Из рис. 2 видно, что:

$$\begin{aligned} x^y &= x \cos \chi - z \sin \chi, \\ z^y &= x \sin \chi - z \cos \chi, \\ x_0^y &= x_0 \cos \chi - z_0 \sin \chi, \\ z_0^y &= x_0 \sin \chi + z_0 \cos \chi. \end{aligned}$$

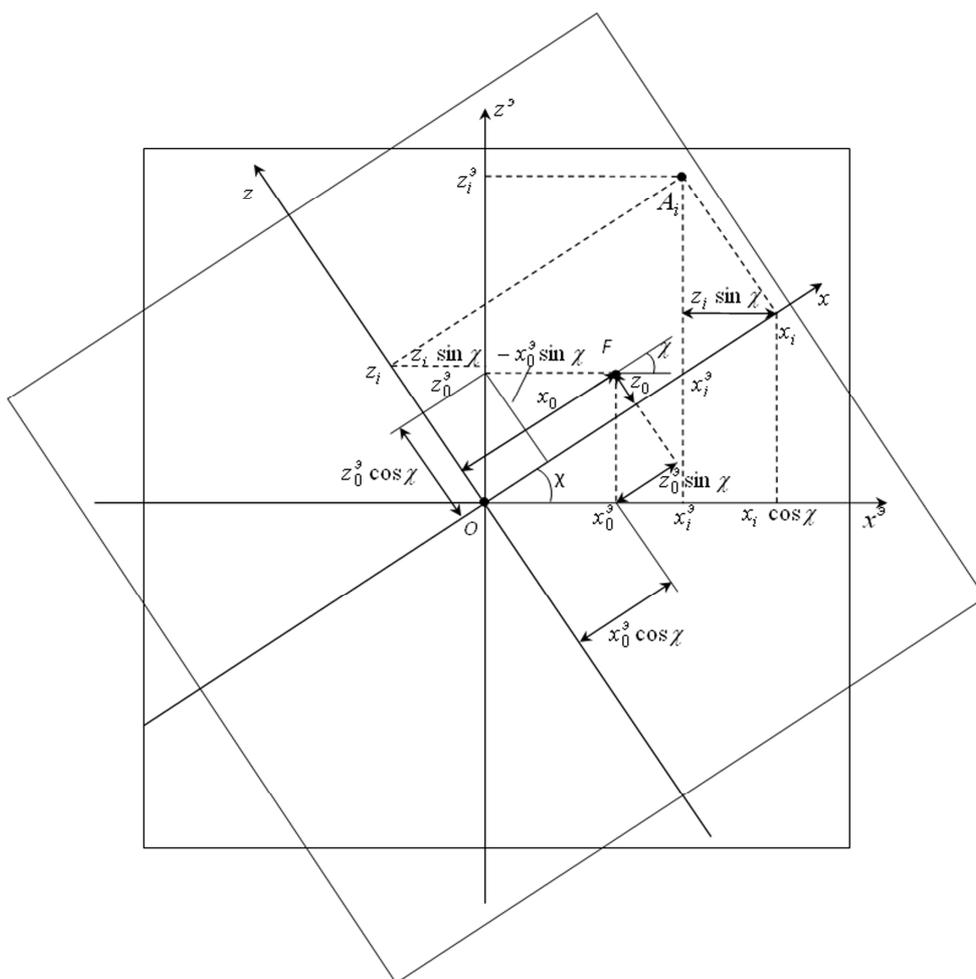


Рис. 2. Пересчет плоских координат на оптической матрице

Тогда система (12) запишется в виде

$$\left. \begin{aligned} \frac{\sin(\alpha - \alpha_0) \cos \omega}{\cos(\alpha - \alpha_0) \cos \omega \cos \omega_0 + \sin \omega \sin \omega_0} &= \frac{x \cos \chi - z \sin \chi - x_0 \cos \chi + z_0 \sin \chi}{f} \\ \frac{\sin \omega \cos \omega_0 - \cos \omega \sin \omega_0 \cos(\alpha - \alpha_0)}{\cos(\alpha - \alpha_0) \cos \omega \cos \omega_0 + \sin \omega \sin \omega_0} &= \frac{x \sin \chi + z \cos \chi - x_0 \sin \chi - z_0 \cos \chi}{f} \end{aligned} \right\} \quad (13)$$

Обозначив

$$\begin{aligned} \bar{x}^y &= x \cos \chi - z \sin \chi - x_0 \cos \chi + z_0 \sin \chi, \\ \bar{z}^y &= x \sin \chi + z \cos \chi - x_0 \sin \chi - z_0 \cos \chi, \end{aligned}$$

получим

$$\left. \begin{aligned} \frac{\sin(\alpha - \alpha_0) \cos \omega}{\cos(\alpha - \alpha_0) \cos \omega \cos \omega_0 + \sin \omega \sin \omega_0} &= \frac{\bar{x}^y}{f} \\ \frac{\sin \omega \cos \omega_0 - \cos \omega \sin \omega_0 \cos(\alpha - \alpha_0)}{\cos(\alpha - \alpha_0) \cos \omega \cos \omega_0 + \sin \omega \sin \omega_0} &= \frac{\bar{z}^y}{f} \end{aligned} \right\} \quad (14)$$

С учетом [5]

$$\varphi = \ar \cos[\cos(\alpha_i - \alpha_j) \cos \omega_i \cos \omega_j + \sin \omega_i \sin \omega_j]$$

получим

$$\left. \begin{aligned} \frac{\sin(\alpha - \alpha_0) \cos \omega}{\cos \varphi} &= \frac{\bar{x}^y}{f} \\ \frac{\sin \omega \cos \omega_0 - \cos \omega \sin \omega_0 \cos(\alpha - \alpha_0)}{\cos \varphi} &= \frac{\bar{z}^y}{f} \end{aligned} \right\} \quad (15)$$

Решим (15) относительно α_0 и ω_0

Из первого уравнения системы (15) получим

$$\sin(\alpha - \alpha_0) = \frac{\bar{x}^y}{f} \frac{\cos \varphi}{\cos \omega} \quad (16)$$

Откуда

$$\alpha_0 = \alpha - \arcsin \frac{\bar{x}^y}{f} \cdot \frac{\cos \varphi}{\cos \omega}.$$

Подставив (16) во второе уравнение системы (15), получим

$$\sin \omega \cos \omega_0 - \cos \omega \sin \omega_0 \sqrt{1 - \left(\frac{\bar{x}^y}{f}\right)^2} \frac{\cos^2 \varphi}{\cos^2 \omega} = \frac{\bar{z}^y}{f} \cos \varphi.$$

Вносим $\cos \omega$ в подкоренное выражение

$$\sin \omega \cos \omega_0 - \sin \omega_0 \sqrt{\cos^2 \omega - \left(\frac{\bar{x}^y}{f}\right)^2} \cos^2 \varphi^* = \frac{\bar{z}^y}{f} \cos \varphi^*.$$

Обозначим

$$a = \sin \omega, \quad b = \sqrt{\cos^2 \omega - \left(\frac{\bar{x}^y}{f}\right)^2} \cos^2 \varphi.$$

Получим уравнение

$$a \cos \omega_0 - b \sin \omega_0 = \frac{\bar{z}^y}{f} \cos \varphi.$$

С другой стороны, используя формулу дополнительного угла, получим

$$a \cos \omega_0 - b \sin \omega_0 = \sqrt{a^2 + b^2} \sin\left(\arcsin \frac{a}{\sqrt{a^2 + b^2}} - \omega_0\right).$$

Тогда

$$\sqrt{a^2 + b^2} \sin\left(\arcsin \frac{a}{\sqrt{a^2 + b^2}} - \omega_0\right) = \frac{\bar{z}^y}{f} \cos \varphi$$

или

$$\sqrt{I - \left(\frac{\bar{x}^y}{f}\right)^2} \cos^2 \varphi \sin\left(\arcsin \frac{\sin \omega}{\sqrt{I - \left(\frac{\bar{x}^y}{f}\right)^2} \cos^2 \varphi} - \omega_0\right) = \frac{\bar{z}^y}{f} \cos \varphi. \quad (17)$$

Решим (17) относительно ω_0

$$\sin\left(\arcsin \frac{\sin \omega}{\sqrt{I - \left(\frac{\bar{x}^y}{f}\right)^2} \cos^2 \varphi} - \omega_0\right) = \frac{\bar{z}^y}{f} \cos \varphi \frac{I}{\sqrt{I - \left(\frac{\bar{x}^y}{f}\right)^2} \cos^2 \varphi},$$

$$\arcsin \frac{\sin \omega}{\sqrt{I - \left(\frac{\bar{x}^y}{f}\right)^2} \cos^2 \varphi} - \omega_0 = \arcsin \left(\frac{\bar{z}^y}{f} \cos \varphi \frac{I}{\sqrt{I - \left(\frac{\bar{x}^y}{f}\right)^2} \cos^2 \varphi}\right).$$

Откуда

$$\omega_0 = \arcsin \frac{\sin \omega}{\sqrt{I - \left(\frac{\bar{x}^y}{f}\right)^2} \cos^2 \varphi} - \arcsin \frac{\bar{z}^y \cos \varphi}{f \sqrt{I - \left(\frac{\bar{x}^y}{f}\right)^2} \cos^2 \varphi}.$$

Окончательно получаем

$$\left. \begin{aligned} \omega_0 &= \arcsin \frac{\sin \omega}{\sqrt{I - \left(\frac{\bar{x}^y}{f}\right)^2} \cos^2 \varphi} - \arcsin \frac{\bar{z}^y \cos \varphi}{f \sqrt{I - \left(\frac{\bar{x}^y}{f}\right)^2} \cos^2 \varphi} \\ \alpha_0 &= \alpha - \arcsin \frac{\bar{x}^y}{f} \cdot \frac{\cos \varphi}{\cos \omega} \end{aligned} \right\} \quad (18)$$

Теперь решим (18) относительно α и ω

$$\alpha = \arcsin \frac{\bar{x}^y}{f} \cdot \frac{\cos \varphi}{\cos \omega} + \alpha_0,$$

$$\arcsin \frac{\sin \omega}{\sqrt{1 - \left(\frac{\bar{x}^y}{f}\right)^2 \cos^2 \varphi}} = \omega_0 + \arcsin \left(\frac{\bar{z}^y \cos \varphi}{f \sqrt{1 - \left(\frac{\bar{x}^y}{f}\right)^2 \cos^2 \varphi}} \right),$$

$$\frac{\sin \omega}{\sqrt{1 - \left(\frac{\bar{x}^y}{f}\right)^2 \cos^2 \varphi}} = \sin \left(\omega_0 + \arcsin \frac{\bar{z}^y \cos \varphi}{f \sqrt{1 - \left(\frac{\bar{x}^y}{f}\right)^2 \cos^2 \varphi}} \right),$$

$$\omega = \arcsin \left(\sqrt{1 - \left(\frac{\bar{x}^y}{f}\right)^2 \cos^2 \varphi} \sin \left(\omega_0 + \arcsin \frac{\bar{z}^y \cos \varphi}{f \sqrt{1 - \left(\frac{\bar{x}^y}{f}\right)^2 \cos^2 \varphi}} \right) \right).$$

Окончательно получаем

$$\left. \begin{aligned} \alpha &= \arcsin \frac{\bar{x}^y}{f} \cdot \frac{\cos \varphi}{\cos \omega} + \alpha_0 \\ \omega &= \arcsin \left(\sqrt{1 - \left(\frac{\bar{x}^y}{f}\right)^2 \cos^2 \varphi} \sin \left(\omega_0 + \arcsin \frac{\bar{z}^y \cos \varphi}{f \sqrt{1 - \left(\frac{\bar{x}^y}{f}\right)^2 \cos^2 \varphi}} \right) \right) \end{aligned} \right\} \quad (19)$$

3. Применение метода определения направления на объект

Таким образом, методика определения углов визирования на объект представлена на рис. 3.

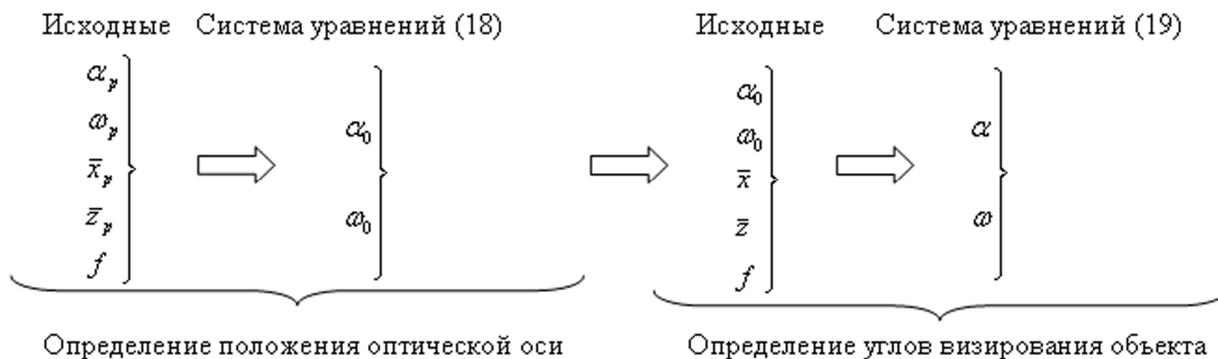


Рис. 3. Методика определения углов визирования на объект

1. По реперной точке $(\bar{x}_p, \bar{z}_p, f, \alpha_p, \omega_p)$ определяются углы α_0 и ω_0 , характеризующие положение оптической оси обрабатываемого кадра.
2. Определяются истинные углы α и ω на объект.

Выводы

Таким образом, на основе прямой фотограмметрической засечки получена общая система уравнений для определения направления на объект. Полученные решения позволяют определить истинные углы на объект. Разработанный метод предназначен для использования при определении прямоугольных координат летательного аппарата в пространстве в процессе испытаний.

ЛИТЕРАТУРА

1. Чернухин В.Н., Новокшенов Ю.В., Пляскога С.И. Основы испытаний авиационной техники. - М.: Изд-во ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1994.
2. РИАТ. Раздел 6.7. - Вып. 11. «Трассово-испытательные комплексы. Внешнетраекторные измерения и их обработка. Типовые методики». Приложение ОТТ 4.2.1 (1) – 90.
3. Лобанов А.Н. Фотограмметрия. - М.: Недра, 1984.
4. Русинов М.М. Инженерная фотограмметрия. - М.: Недра, 1966.
5. Волотов Е.М. Метод определения фокусного расстояния видеокамеры при оценке летно-технических характеристик летательного аппарата // Известия высших учебных заведений. Поволжский регион. Физико-математические науки. - 2011. - № 4.

METHOD OF VIDEO CAMERA'S FOCAL DISTANCE CALCULATION IN THE PROCESS OF AIRCRAFT'S FLIGHT AND TECHNICAL CHARACTERISTICS ESTIMATION

Volotov E.M., Khalyutin S.P.

The calculation methods of angle detection between two points in space and video camera's focal distance are developed and used in the process of aircraft's technical and flight characteristics estimation.

Key words: aircraft testing, trajectory measurements, determination of the object coordinates, video equipment.

Сведения об авторах

Волотов Евгений Михайлович, 1981 г.р., окончил ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского (2003), старший инженер-испытатель 3 УНИ в/ч 15650, автор 10 научных работ, область научных интересов - авиационная электроэнергетика, анализ и проектирование сложных электроэнергетических систем.

Халютин Сергей Петрович, 1968 г.р., окончил Рижское ВВАИУ им. Я. Алксниса (1990), МГУ им. М.В. Ломоносова (1993), доктор технических наук, профессор, начальник кафедры электрооборудования (и метрологии) Военного учебно-научного центра ВВС «Военно-воздушная академия им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», профессор МГТУ ГА, автор более 110 научных работ, область научных интересов – авиационная электроэнергетика, анализ и проектирование сложных электроэнергетических систем.

$$p\Psi_d = -u_d - \frac{r}{x_s}(\Psi_d - \Psi_{ad}) - (1+s)\Psi_q; \quad p\Psi_q = -u_q - \frac{r}{x_s}(\Psi_q - \Psi_{aq}) + (1+s)\Psi_d;$$

$$p\Psi_f = \frac{1}{T_{d0}}u_f - \frac{r_f}{x_{fs}}(\Psi_f - \Psi_{ad}); \quad p\Psi_{rd} = -\frac{r_{rd}}{x_{rds}}(\Psi_{rd} - \Psi_{ad}); \quad p\Psi_{rq} = -\frac{r_{rq}}{x_{rqs}}(\Psi_{rq} - \Psi_{aq}),$$

где Ψ_d и Ψ_q - потокосцепления соответственно по продольной и поперечной осям; Ψ_{ad} и Ψ_{aq} - потокосцепления реакции якоря по продольной и поперечной осям; Ψ_f - потокосцепление обмотки возбуждения; Ψ_{rd} и Ψ_{rq} - потокосцепления демпферных контуров по продольной и поперечной осям; x_s и x_{fs} - индуктивные сопротивления рассеяния статорной и роторной цепей соответственно; x_{rds} и x_{rqs} - индуктивные сопротивления рассеяния демпферных контуров по продольной и поперечной осям; r_{rd} и r_{rq} - активные сопротивления демпферных контуров по продольной и поперечной осям соответственно; r и r_f - активные сопротивления статора и обмотки возбуждения; T_{d0} - постоянная времени цепи возбуждения при разомкнутой цепи статора, с.

На рис. 3 представлена созданная на основе этих уравнений модель синхронного генератора.

В реальных условиях эксплуатации авиационных синхронных генераторов (СГ) из-за насыщения стали магнитопроводов машины (рис. 4) значения индуктивных сопротивлений не остаются постоянными. Поэтому при расчетах переходных процессов в авиационных СГ, имеющих электромагнитные нагрузки, близкие к предельным, необходимо учитывать насыщение магнитопроводов [2].

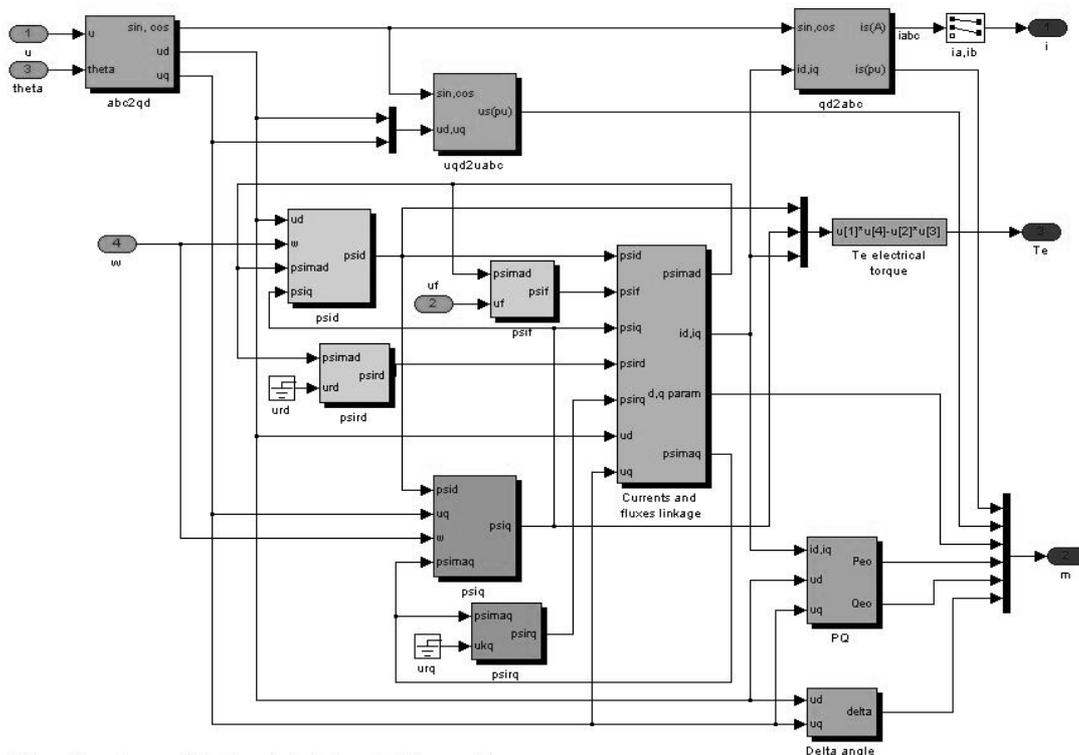


Рис. 3. Модель электрической части генератора, созданная в приложении Simulink

В силу несимметрии магнитной цепи авиационных явнополюсных СГ поперечная составляющая магнитного потока проходит в основном через воздух и мало зависит от насыщения стали статора и ротора. Поэтому для явнополюсной машины насыщение полюсов сказывается в основном на продольной составляющей потока. Одним из способов учета насыщения является

введение в уравнения для потокосцеплений насыщенных параметров машины $x_{ad\text{ нас}}$, $x_{d\text{ нас}}$, $x_{aq\text{ нас}}$, $x_{q\text{ нас}}$, определяемых зависимостями вида: $x_{\text{нас}} = \eta x$, где $\eta = f(e_\delta)$ - нелинейная функция внутренней э.д.с. машины e_δ (рис. 5); x - ненасыщенное значение параметра.

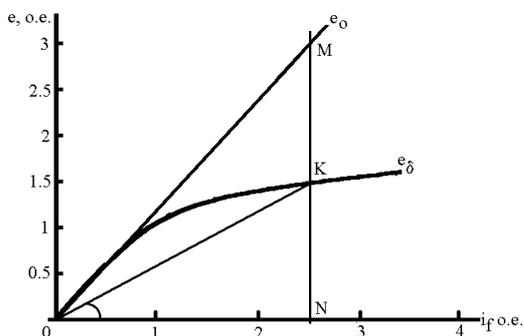


Рис. 4. Зависимость э.д.с. машины от тока возбуждения

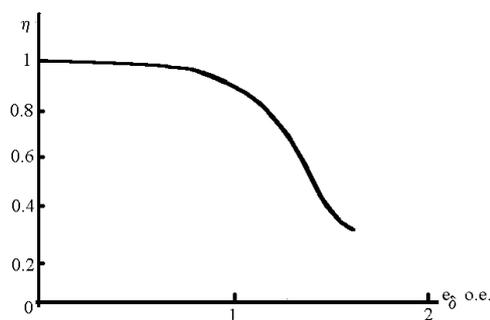


Рис. 5. Нелинейная функция внутренней э.д.с. машины e_δ .

При создании модели для учета насыщения по продольной оси для уменьшения числа функциональных блоков, реализующих нелинейности, целесообразно вместо зависимости $\eta(e_\delta)$, заданных соответственно рис. 5, воспользоваться функцией $\varphi(\psi_\delta) = \frac{x_{ad}}{x_{ad\text{ нас}}}$. Данная характери-

стика определена, исходя из характеристики холостого хода генератора. Для основного генератора ГТ30СЧ12 эта зависимость для более точного приближения аппроксимирована двумя полиномами 3-го порядка, графики зависимостей которых приведены на рис. 6.

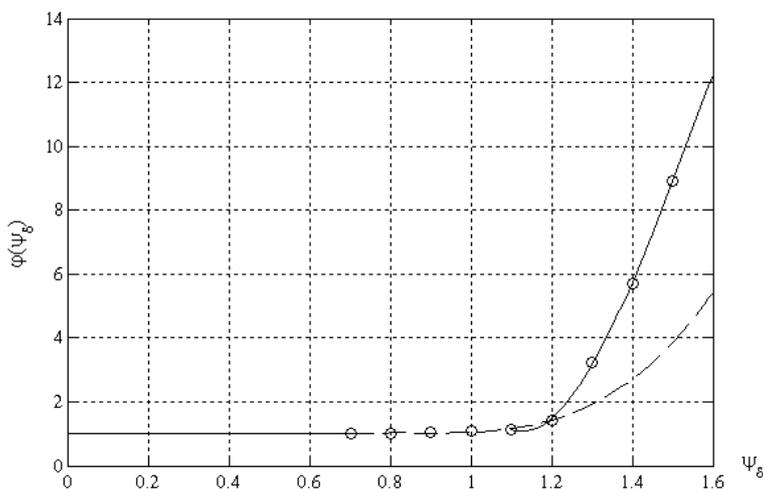


Рис. 6. Зависимость $\varphi(\psi_\delta)$ от величины результирующего потока в воздушном генераторе ГТ30СЧ12

Влияние насыщения на величину синхронной реактивности по поперечной оси учитывается следующей зависимостью

$$x_{aq\text{ нас}} = \frac{x_{aq}}{1 + \frac{3}{4} \left(\frac{x_{ad}}{x_{ad\text{ нас}}} - 1 \right) \frac{x_{aq}}{x_{ad}}}$$

где x_{ad} и x_{aq} - индуктивные сопротивления реакции якоря соответственно по продольной и поперечной осям, а $x_{ad\text{ нас}}$ и $x_{aq\text{ нас}}$ - их значения с учетом насыщения.

Взаимные потокосцепления связаны с потокосцеплениями контуров следующими соотношениями

$$\Psi_{ad} = \frac{1}{\frac{1}{x_{ad}} + \frac{1}{x_s} + \frac{1}{x_{fs}} + \frac{1}{x_{rds}}} \left(\frac{\Psi_d}{x_s} + \frac{\Psi_f}{x_{fs}} + \frac{\Psi_{rd}}{x_{rds}} \right) = k_d \left(\frac{\Psi_d}{x_s} + \frac{\Psi_f}{x_{fs}} + \frac{\Psi_{rd}}{x_{rds}} \right),$$

$$\Psi_{aq} = \frac{1}{\frac{1}{x_{aq}} + \frac{1}{x_s} + \frac{1}{x_{rqs}}} \left(\frac{\Psi_q}{x_s} + \frac{\Psi_{rq}}{x_{rqs}} \right) = k_q \left(\frac{\Psi_q}{x_s} + \frac{\Psi_{rq}}{x_{rqs}} \right).$$

Модель насыщения, созданная в приложении Simulink, выглядит, как показано на рис. 7. На входы 1 и 2 подаются Ψ_{ad} и Ψ_{aq} соответственно, а на выходах получаются их насыщенные значения $\Psi_{ad\text{ нас}}$ и $\Psi_{aq\text{ нас}}$.

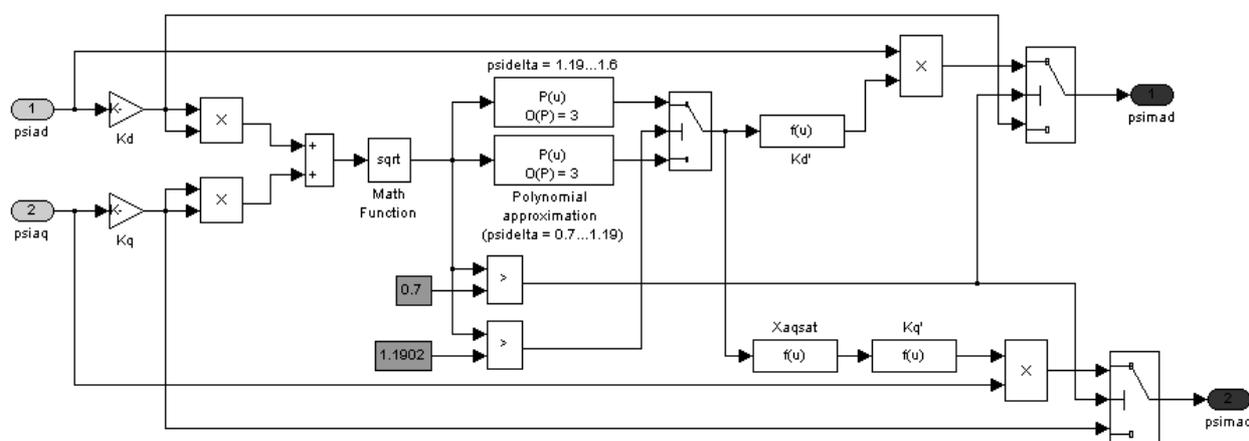


Рис. 7. Модель насыщения основного генератора ГТ30СЧ12, созданная в приложении Simulink

На рис. 8 изображена модель генератора ГТ30СЧ12, состоящая из трех машин: подвозбудителя, возбудителя и генератора. Модель возбудителя отличается от основного генератора тем, что в нем отсутствует демферная обмотка и не учитывается насыщение. Возбуждение возбудителя регулируется посредством срабатывания транзистора IGBT, управление которого осуществляет регулятор напряжения, входящий в состав БРЗУ115ВО-3с. Данный регулятор напряжения поддерживает в заданных пределах среднее по трем фазам напряжение в симметричных режимах и ограничивает наибольшее из фазных напряжений в аварийных несимметричных режимах работы системы генерирования (рис. 9).

Фазные напряжения u_a , u_b и u_c , снимаемые с точки регулирования, преобразуются в сигнал постоянного тока, пропорциональный максимальному из фазных напряжений, и в сигнал, пропорциональный среднему напряжению трех фаз. Эти сигналы поступают на схему выделения наибольшего напряжения:

- в полнофазном режиме наибольший сигнал - напряжение, среднее по трем фазам;
- в неполнофазном режиме наибольший сигнал - напряжение в одной из фаз.

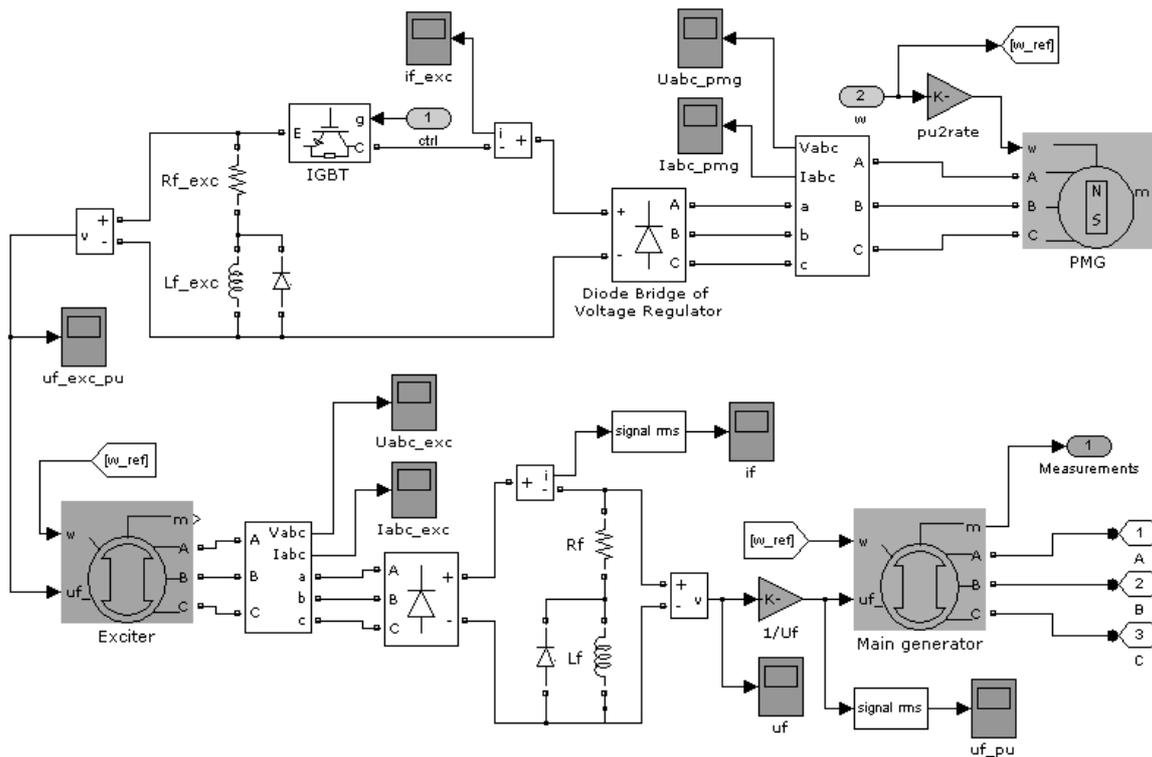


Рис. 8. Модель генератора ГТ30С12, созданная в приложении Simulink

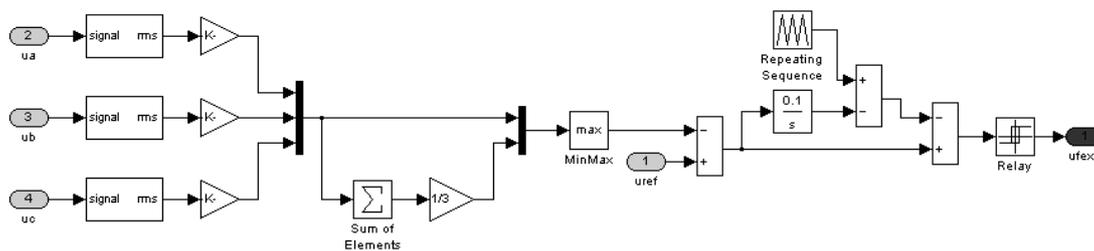


Рис. 9. Модель регулятора напряжения РН116В из состава БРЗУ115ВО-3с, созданная в приложении Simulink

После схемы выделения наибольшего напряжения сигнал инвертируется. Отрицательное значение входного сигнала суммируется с положительным опорным сигналом. Полученный в результате, близкий к нулю, сигнал ошибки подается на инверсный вход компаратора и на вход интегратора. На прямой вход компаратора подается сумма выхода интегратора и сигнала с генератора «пилы». В результате на выходе компаратора имеем ШИМ, управляющий транзистором.

Таким образом, общий вид канала генерирования переменного тока с генератором ГТ30С12 представлен на рис. 10.

Состав схемы и условия проведения опыта

Частота вращения синхронного генератора (СГ) номинальная, ППЧВ отсутствует, СГ работает с регулятором напряжения (РН). Все начальные условия нулевые. В момент времени 0,3 с происходит подключение номинальной статической нагрузки. В момент времени 0,4 с происходит трехфазное короткое замыкание (КЗ), которое пропадает через 0,2 с. Спустя 0,2 с (в момент времени 0,8 с) отключается статическая нагрузка.

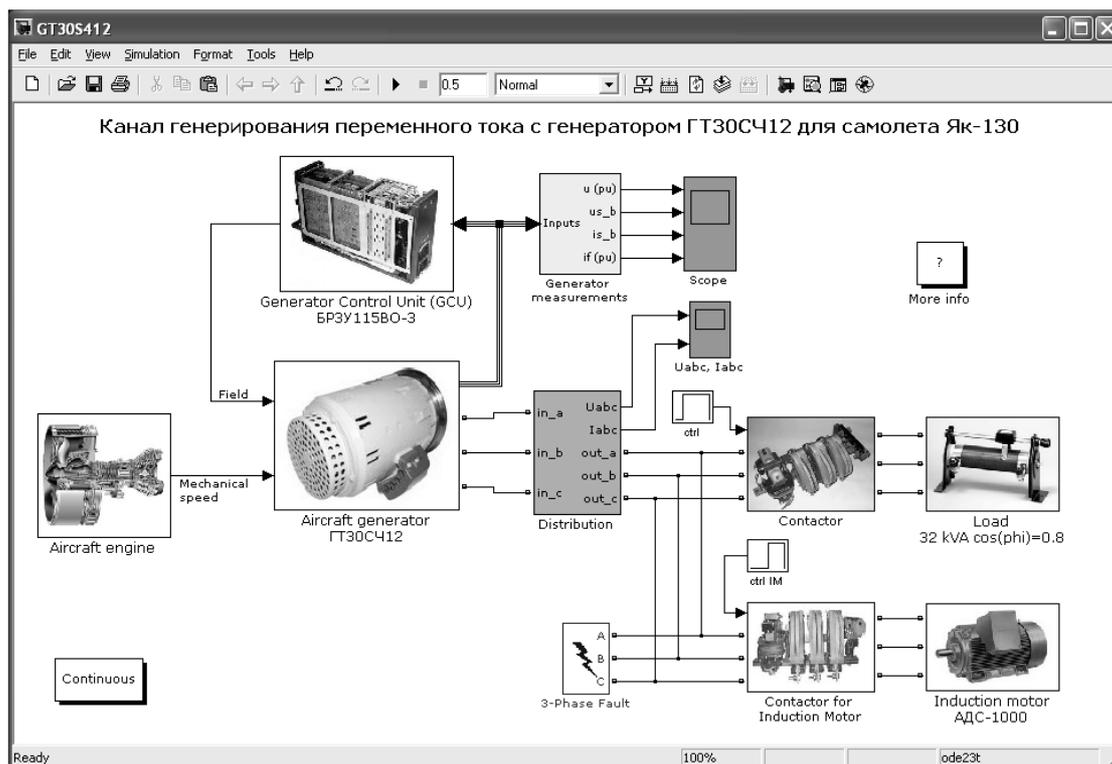


Рис. 10. Вид модели канала генерирования переменного тока самолета Як-130, выполненной в приложении Simulink

На рис. 11-14 представлены результаты, полученные в процессе моделирования канала генерирования.

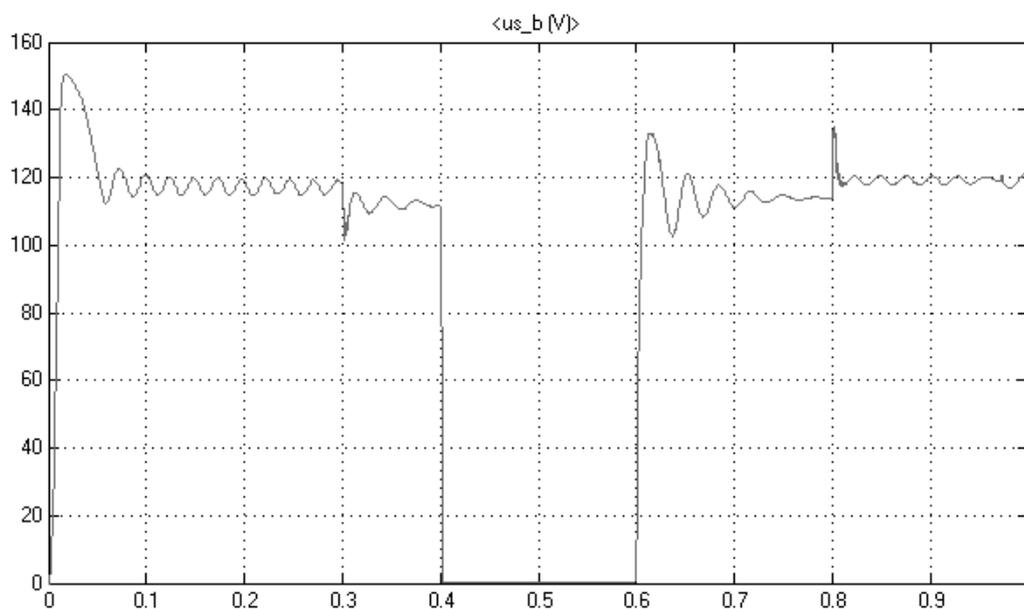


Рис. 11. Изменение действующего значения напряжения фазы В при проведении опыта на модели

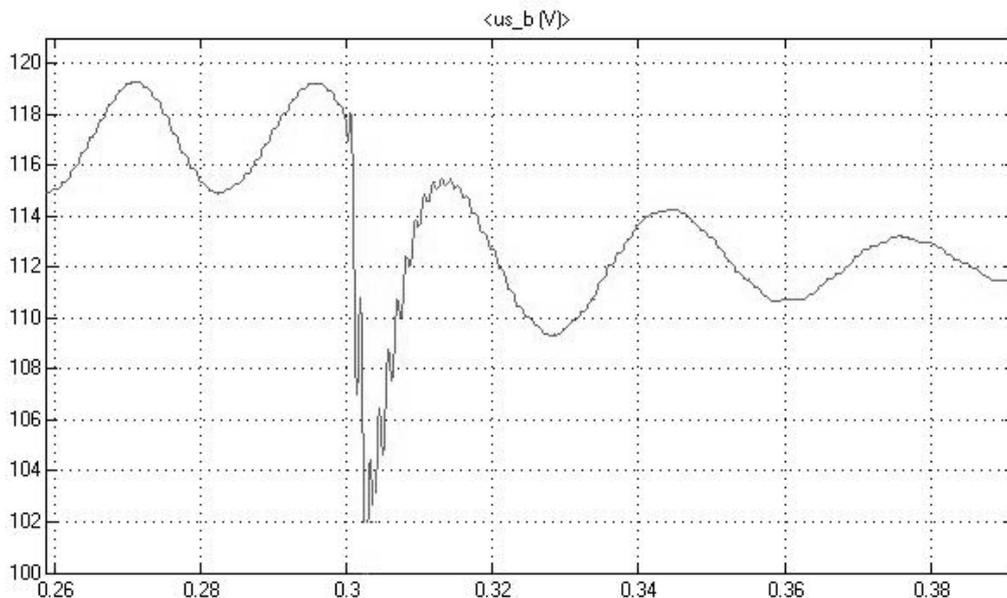


Рис. 12. Изменения действующего значения напряжения фазы В при подключении номинальной статической нагрузки

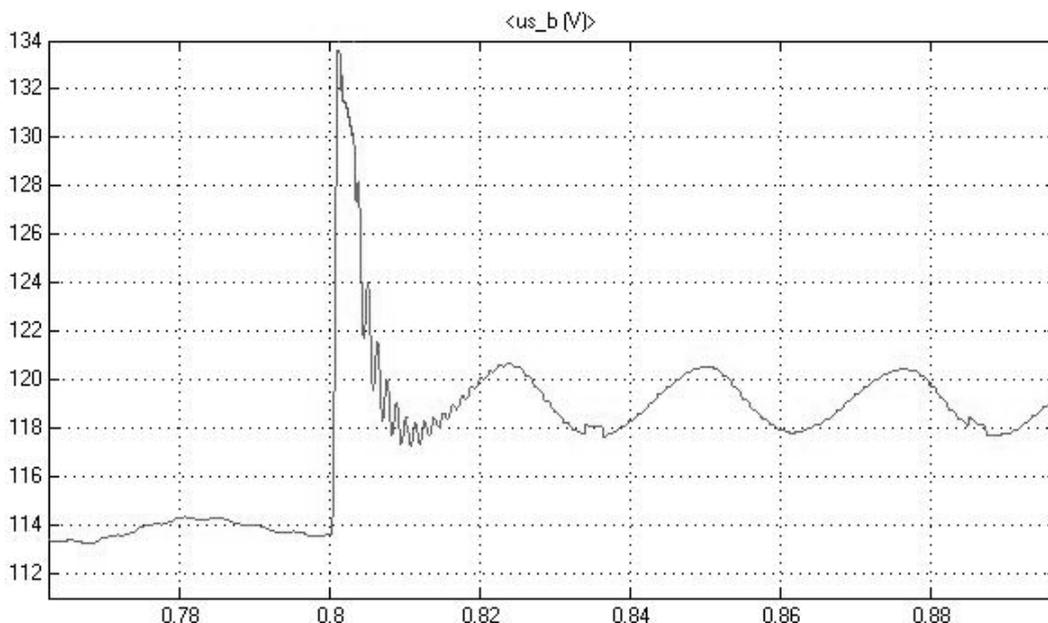


Рис. 13. Изменение действующего значения напряжения фазы В при отключении номинальной статической нагрузки

Как видно, результаты моделирования и реального эксперимента показали достаточно хорошее совпадение. Следовательно, это дает основание говорить об адекватности разработанной ГЦМ. В качестве практического применения данная ГЦМ используется при проведении научных исследований и решения конструкторских и инженерных задач, а также может быть применена в учебном процессе при подготовке специалистов в области авиационного электрооборудования.

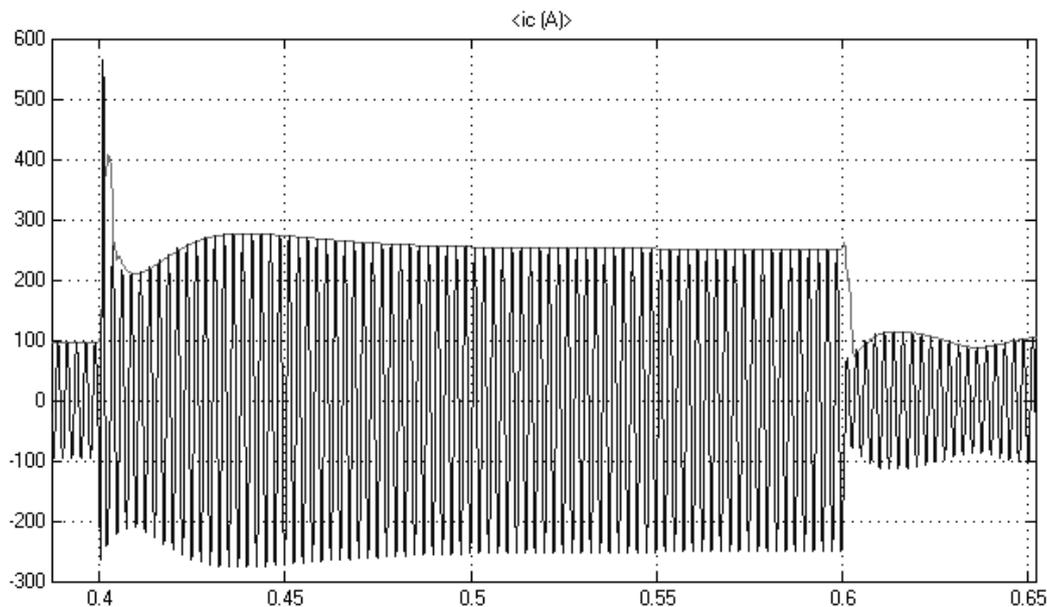


Рис. 14. Графики изменения тока фазы С и его действующего значения при срабатывании и отключении трехфазного КЗ

ЛИТЕРАТУРА

1. Синдеев И.М., Савёлов А.А. Системы электроснабжения воздушных судов. - М.: Транспорт, 1990.
2. Савёлов А.А., Сапожникова Е.Ж. Методические указания по выполнению лабораторных работ по дисциплине «Системы электроснабжения воздушных судов». - М.: МИИГА, 1992. - Ч. 3.
3. Важнов А.И. Переходные процессы в машинах переменного тока. - М.: Энергия, 1980.
4. Константинов В.Н. Синхронизация судовых синхронных генераторов. Теория и методы расчета. - Л.: Судостроение, 1978.
5. Веретенников Л.П. Исследование процессов в судовых электроэнергетических системах. Теория и методы. - Л.: Судостроение, 1975.
6. Ануфриев И.Е., Смирнов А.Б., Смирнова Е.Н. MATLAB 7. - СПб.: БХВ-Петербург, 2005.

APPLICATION OF MATLAB IN SIMULATION OF AIRBORNE POWER-SUPPLY SYSTEM ALTERNATING-CURRENT

Artemenko Yu.P., Sharapov S.S.

This article is devoted simulation in the environment of MATLAB electrical power systems, its separate devices and, in particular, an electrical power supply airborne system alternating-current. Advantages MATLAB among other mathematical systems existing nowadays and simulation packages are considered. The results received at application of developed flexible digital model are compared to experimentally received data.

Key words: power supply system, AC, modeling.

Сведения об авторах

Артёмов Юрий Петрович, 1954 г.р., окончил МИИ ГА (1977), кандидат технических наук, доцент, заведующий кафедрой электротехники и авиационного электрооборудования МГТУ ГА, автор более 30 научных работ, область научных интересов - цифровое моделирование.

Шарапов Сергей Сергеевич, 1986 г.р., окончил МГТУ ГА (2008), аспирант МГТУ ГА, автор более 10 научных работ, область научных интересов - философия науки и техники, моделирование электроэнергетических систем, человеческий потенциал и его влияние на экономический рост.

УДК 621.351

АНАЛИЗ НЕРАВНОВЕСНЫХ ПРОЦЕССОВ В АВИАЦИОННЫХ СИСТЕМАХ ПОТЕНЦИАЛЬНО-ПОТОКОВЫМ МЕТОДОМ

С.П. ХАЛЮТИН, И.Е. СТАРОСТИН

В статье предлагается метод составления математических моделей неравновесных процессов авиационных систем, основанный на использовании известных или определяемых из эксперимента физико-химических свойств.

Ключевые слова: неравновесные процессы, потенциально-потокосый метод моделирования.

Постановка задачи

Рассматриваются авиационные системы, для которых характерно протекание неравновесных процессов и которые, кроме того, могут обладать эффектом памяти, причиной которого также является протекание соответствующих неравновесных процессов [1-8; 10; 11]. Например, эффект памяти никель-кадмиевого аккумулятора вызывается химической реакцией никелевой основы кадмиевого электрода с кадмиевым напылением. Характер протекания этих процессов определяется их восприимчивостью к этим силам. Поэтому знание термодинамических сил и восприимчивостей процессов к этим силам позволит анализировать особенности таких систем, в том числе и обладающих эффектом памяти.

Таким образом, задачами, поставленными в настоящей работе, являются:

- рассмотрение в случае систем с памятью особенностей введения величин, характеризующих особенности памяти такой системы;
- введение величин восприимчивостей процессов, протекающих в системе, к термодинамическим силам;
- разработка методики построения математических моделей неравновесных процессов, основанной на знании термодинамических сил и восприимчивостей неравновесных процессов к термодинамическим силам.

Потенциально-потокосый метод моделирования

Рассмотрение неравновесных процессов в технических системах мы начнем с рассмотрения систем с сосредоточенными параметрами. Для этих систем в случае обладания ими эффектом памяти в работах [11-13] было показано, что можно ввести динамические величины $\vec{h}(t)$, характеризующие накопленный опыт системы, сведя тем самым математическое описание этих систем к математическому описанию систем, не обладающих эффектом памяти [11-13].

Величины $\vec{h}(t)$ имеют физический смысл, т.к. они являются характеристиками физических и физико-химических процессов, приводящих к эффекту памяти. Например, в случае никель-кадмиевого аккумулятора одной из таких величин является число молей прореагировавшего кадмиевого напыления с никелевой основой [9]. Набор величин $\vec{h}(t)$ включает в вектор $\vec{x}(t)$ (характеризующий состояние системы), который будет характеризовать состояние системы с учетом накопленного опыта.

Неравновесные процессы могут также обладать инерционностью [11], например, нелинейная теплопроводность, нелинейная электропроводность, нелинейная диффузия [11]. Поэтому, в вектор $\vec{x}(t)$ также добавляем дополнительные величины, учитывающие инерционность.

Величины $\vec{x}(t)$ связаны между собой законами сохранения, в число которых входит первое начало термодинамики. Выделив из этих величин независимые величины, не связанные законами сохранения, мы можем выразить остальные величины через законы сохранения. Поэтому под $\vec{x}(t)$ мы будем понимать вектор независимых величин, не связанных законами сохранения. Остальные величины (далее $\vec{y}(t)$) выражаем из законов сохранения $\vec{P}(\vec{x}, \vec{y}) = \vec{P}$, где \vec{P} - сохраняющиеся величины – например, внутренняя энергия, импульс, масса, в виде

$$\vec{y} = \vec{y}(\vec{x}, \vec{P}). \quad (1)$$

Законы сохранения (1) представляют собой алгебраическую связь между величинами $\vec{x}(t)$ и $\vec{y}(t)$. Далее полагаем, величины $\vec{x}(t)$ - независимыми величинами. Обозначим m число независимых величин, не связанных законами сохранения $\vec{P}(\vec{x}, \vec{y}) = \vec{P}$, т.е. число степеней свободы системы.

Согласно нулевому началу термодинамики любая замкнутая система¹ приходит в состояние равновесия [17]. Поэтому, в соответствии с физическим смыслом для замкнутой системы с памятью показатели накопленного опыта вводятся таким образом, что зависимость этих функций от времени асимптотически устойчива [18]. В работах [11-13] показано, что для таких систем существует функция Ляпунова [19], которая согласно своему определению выпуклая в окрестности состояния устойчивого равновесия и монотонно убывает в результате протекания неравновесных процессов, а значит, является по определению функцией свободной энергии (термодинамическим потенциалом) [1-6; 11; 17].

Убывание термодинамического потенциала является содержанием второй части второго начала термодинамики [6; 17]. Функция Ляпунова также определяется параметрами сохранения \vec{P} , поэтому она также зависит от параметров \vec{P} , а значит, в силу $\vec{P}(\vec{x}, \vec{y}) = \vec{P}$, функция Ляпунова $F(\vec{x}, \vec{P})$ является функцией \vec{x} и \vec{y} . Далее введенная функция $F(\vec{x}, \vec{y})$ будет называться функцией свободной энергии (термодинамическим потенциалом).

Термодинамический потенциал может зависеть также от фиксированных условий протекания неравновесного процесса (например, температуры окружающей среды, влажности и т.д.) \vec{U} . При других значениях вышеописанных параметров термодинамический потенциал $F(\vec{x}, \vec{y}(\vec{x}, \vec{P}))$ будет другим. Поэтому, строго говоря, следует записывать $F = F(\vec{x}, \vec{y}(\vec{x}, \vec{P}), \vec{U})$. Но в замкнутой системе при фиксированных параметрах сохранения и фиксированных условиях протекания неравновесного процесса эти факторы постоянны, и поэтому $F(\vec{x}, \vec{y}(\vec{x}, \vec{P}), \vec{U})$ полагаем $F(\vec{x})$.

В состоянии устойчивого равновесия замкнутой системы термодинамический потенциал $F(\vec{x})$ принимает минимальное значение (т.е. термодинамический потенциал $F(\vec{x}, \vec{y})$ при условии законов сохранения $\vec{P}(\vec{x}, \vec{y}) = \vec{P}$ принимает минимальное значение – принцип минимума функции свободной энергии (термодинамического потенциала) в состоянии равновесия [6; 17]), а значит, $dF(\vec{x}) = 0$. Отсюда термодинамические силы [1-3]

$$\vec{X}(\vec{x}) = -\vec{\nabla}F(\vec{x}),^2 \quad (2)$$

где $\vec{\nabla}$ – оператор Набла ($\vec{\nabla} = \left(\frac{\partial}{\partial x_1} \quad \dots \quad \frac{\partial}{\partial x_m} \right)^T$), являются причиной и необходимым условием протекания неравновесных процессов, т.к. условие $dF(\vec{x}) = 0$ эквивалентно условию $\vec{\nabla}F(\vec{x}) = 0$. Работа δW термодинамических сил согласно [7]

$$\delta W = \vec{X}^T(\vec{x})d\vec{x} = -dF(\vec{x})$$

равняется расходу свободной энергии.

¹ Замкнутой системой [12] будем называть систему, находящуюся при фиксированных внешних условиях (изолированная система, изобарно-изотермическая система, изохорно-изотермическая система, открытая система при фиксированных параметрах окружающей среды) [17].

² Динамические силы также зависят от параметров сохранения и условий протекания неравновесных процессов. Отсюда $\vec{X}(\vec{x}) = \vec{X}(\vec{x}, \vec{y}(\vec{x}, \vec{P}), \vec{U})$.

Однако, как отмечалось при постановке задачи, одни только термодинамические силы не дают возможности анализировать и моделировать неравновесные процессы – помимо термодинамических сил нужны величины восприимчивостей каждого процесса к термодинамическим силам. Величинами, характеризующими восприимчивость системы к термодинамическим силам, являются коэффициенты матрицы [12; 13].

$$A(\vec{x}) = \left(\frac{d\vec{x}}{dt} \quad \vec{q}_1(\vec{x}) \quad \dots \quad \vec{q}_{m-1}(\vec{x}) \right) \cdot \left(\vec{X}(\vec{x}) \quad \vec{p}_1(\vec{x}) \quad \dots \quad \vec{p}_{m-1}(\vec{x}) \right)^{-1, 3} \quad (3)$$

где произвольная система векторов $\{\vec{p}_i(\vec{x})\}_{i=1}^{m-1}$ в состоянии \vec{x} выбрана таким образом, что $\det(\vec{X}(\vec{x}) \quad \vec{p}_1(\vec{x}) \quad \dots \quad \vec{p}_{m-1}(\vec{x})) \neq 0$ для любого состояния \vec{x} , а система векторов $\{\vec{q}_i(\vec{x})\}_{i=1}^{m-1}$ произвольная. Согласно (3)

$$\frac{d\vec{x}}{dt} = A(\vec{x})\vec{X}(\vec{x}). \quad (4)$$

Можно показать, что системы векторов $\{\vec{p}_i(\vec{x})\}_{i=1}^{m-1}$ и $\{\vec{q}_i(\vec{x})\}_{i=1}^{m-1}$ можно выбрать таким образом, что матрица $A(\vec{x})$ (3) положительно определена [12;13].

Поэтому, введенная положительно-определенная матрица $A(\vec{x})$ (3), как видно из (4), характеризует восприимчивость каждого процесса (изменения каждой координаты x_i) к термодинамическим силам, сопряженным координате x_i $X_i(\vec{x}) = -\frac{\partial F(\vec{x})}{\partial x_i}$, и не сопряженным этой координате. С помощью матрицы восприимчивостей удобно анализировать перекрестные явления (например, термодиффузию, сопряженные химические реакции).

Замена переменных

До сих пор в качестве динамических переменных использовались параметры состояния [6], характеризующие физические состояния системы (например, число молей реагента, число молей вещества в данной области пространства, внутренняя энергия). Однако на практике и при теоретическом анализе удобно пользоваться величинами, не обязательно являющимися параметрами состояния системы (например, число молей прореагировавшего вещества, число молей продиффундировавшего вещества, количество перешедшего тепла), приращения которых связаны с приращениями параметров состояния

$$\delta\Delta\vec{x} = \left(\frac{\delta\Delta\vec{x}}{dx_1} \quad \dots \quad \frac{\delta\Delta\vec{x}}{dx_m} \right) d\vec{x}, \quad (5)$$

где якобиан $\det \left(\frac{\delta\Delta\vec{x}}{dx_1} \quad \dots \quad \frac{\delta\Delta\vec{x}}{dx_m} \right) \neq 0$ в силу взаимной однозначности приращений $d\vec{x}$ и $\delta\Delta\vec{x}$.

Матрица (5) $\left(\frac{\delta\Delta\vec{x}}{dx_1} \quad \dots \quad \frac{\delta\Delta\vec{x}}{dx_m} \right)$ определяется уравнениями сохранения. Приращение свободной энергии

$$dF(\vec{x}) = -\vec{X}^T(\vec{x}) \left(\frac{\delta\Delta\vec{x}}{dx_1} \quad \dots \quad \frac{\delta\Delta\vec{x}}{dx_m} \right)^{-1} \delta\Delta\vec{x};$$

отсюда термодинамические силы, сопряженные этим приращениям $\delta\Delta\vec{x}$, аналогично (2)

$$\Delta\vec{X}(\vec{x}) = -\left(\frac{dF(\vec{x})}{\delta\Delta x_1} \quad \dots \quad \frac{dF(\vec{x})}{\delta\Delta x_m} \right)^T = \left(\frac{\delta\Delta\vec{x}}{dx_1} \quad \dots \quad \frac{\delta\Delta\vec{x}}{dx_m} \right)^{-1T} \vec{X}(\vec{x}), \quad (6)$$

где $\frac{dF(\vec{x})}{\delta\Delta x_i}$ – отношение приращения свободной энергии $dF(\vec{x})$, вызванного приращением координаты $\delta\Delta x_i$ при условии $\delta\Delta x_j = 0, j \neq i, j = \overline{1, m}$, к приращению $\delta\Delta x_i$ этой координаты.

Используя (5) и (6), нетрудно получить уравнение для скоростей $\frac{\delta\Delta\vec{x}}{dt}$, аналогичное (4). Действительно, в силу (4) – (6)

$$\frac{\delta\Delta\vec{x}}{dt} = \left(\frac{\delta\Delta\vec{x}}{dx_1} \quad \dots \quad \frac{\delta\Delta\vec{x}}{dx_m} \right) A(\vec{x}) \left(\frac{\delta\Delta\vec{x}}{dx_1} \quad \dots \quad \frac{\delta\Delta\vec{x}}{dx_m} \right)^T \Delta\vec{X}(\vec{x});$$

³ Матрица (3), как и системы векторов, используемые в (3) зависят также от параметров сохранения и условий протекания неравновесных процессов. Отсюда $A(\vec{x}) = A(\vec{x}, \vec{y}(\vec{x}, \vec{P}), \vec{U})$.

матрица восприимчивостей для системы приращений $\delta\Delta\vec{x}$

$$\tilde{A}(\vec{x}) = \begin{pmatrix} \frac{\delta\Delta\vec{x}}{dx_1} & \cdots & \frac{\delta\Delta\vec{x}}{dx_m} \end{pmatrix} A(\vec{x}) \begin{pmatrix} \frac{\delta\Delta\vec{x}}{dx_1} & \cdots & \frac{\delta\Delta\vec{x}}{dx_m} \end{pmatrix}^T, \quad (7)$$

отсюда получим уравнения для $\frac{\delta\Delta\vec{x}}{dt}$

$$\frac{\delta\Delta\vec{x}}{dt} = \tilde{A}(\vec{x})\Delta\vec{X}(\vec{x}), \quad (8)$$

аналогичное (4).

Уравнение (8) является более практичным в использовании, чем уравнение (4), т.к. на практике и при теоретическом анализе пользуются, как отмечалось выше, именно величинами $\delta\Delta\vec{x}$, а не $d\vec{x}$.

Декомпозиция системы

В сложных системах имеют место процессы различной физической природы, перечисленные в постановке задачи. Как правило, при исследовании сложных систем прибегают к декомпозиции [12]. Поэтому, необходимо каждую совокупность перекрестных процессов, не перекрестных с другими процессами, не входящую в эту совокупность, рассмотреть отдельно, записав для нее систему (8). Затем, уже пользуясь уравнениями (8), записанными для каждой совокупности перекрестных процессов, получить систему (4) для всей системы.

Приращение $d\vec{x}$ можно представить следующим образом

$$d\vec{x} = \sum_{j=1}^N d\vec{x}_j, \quad (9)$$

где $d\vec{x}_j$ - изменение параметра \vec{x} в j -й совокупности перекрестных процессов; N - число совокупностей перекрестных процессов. Каждый процесс имеет свои законы сохранения. Например, закон сохранения массы в случае протекания явлений диффузии, фазовых переходов; стехиометрические законы (уравнения баланса, вытекающие из стехиометрии [5]) в случае химических реакций; закон сохранения энергии в случае теплопереноса, а также в случае вышеперечисленных процессов и т.д. В этом случае, вышеперечисленные законы сохранения накладывают связь на величины $d\vec{x}_j$ [12]. Пусть $\delta\Delta\vec{x}_j$ вектор независимых величин (размерность вектора $\delta\Delta\vec{x}_j$ m_j , где m_j - число степеней свободы j -й совокупности перекрестных процессов), остальные величины $d\vec{x}_j$

$$d\vec{x}_j = \begin{pmatrix} \frac{d\vec{x}_j}{\delta\Delta x_{1j}} & \cdots & \frac{d\vec{x}_j}{\delta\Delta x_{m_j j}} \end{pmatrix} \delta\Delta\vec{x}_j, j = \overline{1, N}. \quad (10)$$

Система уравнений (10) аналогична системе уравнений (5), ранг матрицы $\begin{pmatrix} \frac{d\vec{x}_j}{\delta\Delta x_{1j}} & \cdots & \frac{d\vec{x}_j}{\delta\Delta x_{m_j j}} \end{pmatrix}$ максимален. Матрица (10), как и матрица (5), определяется уравнениями сохранения j -й совокупности перекрестных процессов. Согласно (9) и (10)

$$d\vec{x} = \sum_{j=1}^N \begin{pmatrix} \frac{d\vec{x}_j}{\delta\Delta x_{1j}} & \cdots & \frac{d\vec{x}_j}{\delta\Delta x_{m_j j}} \end{pmatrix} \delta\Delta\vec{x}_j. \quad (11)$$

Приращение свободной энергии согласно (2)

$$dF(\vec{x}) = - \sum_{j=1}^N \vec{X}^T(\vec{x}) \begin{pmatrix} \frac{d\vec{x}_j}{\delta\Delta x_{1j}} & \cdots & \frac{d\vec{x}_j}{\delta\Delta x_{m_j j}} \end{pmatrix} \delta\Delta\vec{x}_j,$$

отсюда термодинамические силы j -й совокупности перекрестных процессов, сопряженные этим приращениям $\delta\Delta\vec{x}_j$, аналогично (4)

$$\Delta\vec{X}_j(\vec{x}) = - \begin{pmatrix} \frac{dF(\vec{x})}{\delta\Delta x_{1j}} & \cdots & \frac{dF(\vec{x})}{\delta\Delta x_{m_j j}} \end{pmatrix}^T = \begin{pmatrix} \frac{d\vec{x}_j}{\delta\Delta x_{1j}} & \cdots & \frac{d\vec{x}_j}{\delta\Delta x_{m_j j}} \end{pmatrix}^T \vec{X}(\vec{x}), j = \overline{1, N}, \quad (12)$$

где $\frac{dF(\vec{x})}{\delta\Delta x_{ij}}$ - отношение приращения свободной энергии $dF(\vec{x})$, вызванного приращением координаты $\delta\Delta x_{ij}$ при условии $\delta\Delta x_{kj} = 0, k \neq i, k = \overline{1, m}$, к приращению $\delta\Delta x_{ij}$ этой координаты.

Для каждой j -й совокупности перекрестных процессов в силу отсутствия сопряженности с другими процессами, не входящими в эту совокупность согласно (4)

$$\frac{\delta \Delta \vec{x}_j}{dt} = A_j(\vec{x}) \Delta \vec{X}_j(\vec{x}), \quad j = \overline{1, N}. \quad (13)$$

Используя (11) – (13), получим уравнение для скорости $\frac{d\vec{x}}{dt}$

$$\frac{d\vec{x}}{dt} = \left(\sum_{j=1}^N \left(\frac{d\vec{x}_j}{\delta \Delta x_{1j}} \quad \dots \quad \frac{d\vec{x}_j}{\delta \Delta x_{m_j j}} \right) A_j(\vec{x}) \left(\frac{d\vec{x}_j}{\delta \Delta x_{1j}} \quad \dots \quad \frac{d\vec{x}_j}{\delta \Delta x_{m_j j}} \right)^T \right) \vec{X}(\vec{x}),$$

матрицу восприимчивостей сложной системы

$$A(\vec{x}) = \sum_{j=1}^N \left(\frac{d\vec{x}_j}{\delta \Delta x_{1j}} \quad \dots \quad \frac{d\vec{x}_j}{\delta \Delta x_{m_j j}} \right) A_j(\vec{x}) \left(\frac{d\vec{x}_j}{\delta \Delta x_{1j}} \quad \dots \quad \frac{d\vec{x}_j}{\delta \Delta x_{m_j j}} \right)^T,$$

отсюда получим уравнение сложной системы

$$\frac{d\vec{x}}{dt} = A(\vec{x}) \vec{X}(\vec{x}). \quad (14)$$

Таким образом, определив из эксперимента матрицы восприимчивостей $A_j(\vec{x})$ (13) простых подсистем (отдельно взятых процессов диффузии, химических реакций и т.д.), нетрудно с помощью (14) определить матрицу восприимчивостей $A(\vec{x})$ всей системы. Уравнение (12) для термодинамических сил дает возможность определять термодинамические силы простых подсистем, зная силы всей системы; уравнение (14) дает возможность анализировать каждую j -ю совокупность перекрестных процессов. Таким образом, рассмотренный принцип декомпозиции дает возможность анализировать сложную систему, зная из эксперимента матрицы восприимчивостей каждой j -й совокупности перекрестных процессов.

Итак, мы ввели величину матрицы восприимчивостей системы и на ее основе создали модель (9), а также разработали метод замены переменных, дающий возможность работать с удобными для практики и теоретического анализа переменными, а также разработали принцип декомпозиции системы, позволяющий на основе матрицы восприимчивостей простых подсистем определить матрицу восприимчивости всей системы.

Потенциально-потокосый метод для незамкнутых систем

В незамкнутых системах нарушаются законы сохранения (1), где \vec{P} - сохраняющаяся величина, например, внутренняя энергия, импульс, масса. Поэтому, переменные \vec{y} , связанные с величинами \vec{x} законами сохранения (1), также следует рассматривать наравне с \vec{x} . В случае незамкнутой системы скорость протекания необратимых процессов можно разложить на две составляющие: внутреннюю $\left(\frac{d\vec{x}}{dt}\right)_{\text{внутр}}$, $\left(\frac{d\vec{y}}{dt}\right)_{\text{внутр}}$ – скорость протекания необратимых процессов в текущем состоянии рассматриваемой системы (при условии, что рассматриваемая система замкнутая), и внешнюю $\left(\frac{d\vec{x}}{dt}\right)_{\text{внеш}} = \frac{d\vec{x}}{dt} - \left(\frac{d\vec{x}}{dt}\right)_{\text{внутр}}$, $\left(\frac{d\vec{y}}{dt}\right)_{\text{внеш}} = \frac{d\vec{y}}{dt} - \left(\frac{d\vec{y}}{dt}\right)_{\text{внутр}}$ – составляющая, обусловленная взаимодействием с внешними системами. Внешняя составляющая определяется как текущим состоянием системы, так и взаимодействием с внешними системами. Учитывая, что законы сохранения нарушаются, а также, что внешние условия могут меняться, а потому матрица восприимчивостей в модели незамкнутых систем уже не $A(\vec{x})$, а $A(\vec{x}, \vec{y}, \vec{U})$, аналогично свободная энергия и термодинамические силы уже не $F(\vec{x})$ и $\vec{X}(\vec{x})$ а $F(\vec{x}, \vec{y}, \vec{U})$ и $\vec{X}(\vec{x}, \vec{y}, \vec{U})$, получим модель незамкнутой системы

$$\begin{aligned} \frac{d\vec{x}}{dt} &= A(\vec{x}, \vec{y}, \vec{U}) \vec{X}(\vec{x}, \vec{y}, \vec{U}) + \left(\frac{d\vec{x}}{dt}\right)_{\text{внеш}} \\ \frac{d\vec{y}}{dt} &= \left(\frac{\partial \vec{y}(\vec{x}, \vec{P})}{\partial x_1} \quad \dots \quad \frac{\partial \vec{y}(\vec{x}, \vec{P})}{\partial x_m}\right) A(\vec{x}, \vec{y}, \vec{U}) \vec{X}(\vec{x}, \vec{y}, \vec{U}) + \left(\frac{d\vec{y}}{dt}\right)_{\text{внеш}}. \end{aligned} \quad (15)$$

Термодинамические силы также определяем в соответствие с (4), подставляем в $F(\vec{x}, \vec{y}, \vec{U})$ вместо \vec{y} функцию $\vec{y}(\vec{x}, \vec{P})$ и дифференцируем $F(\vec{x}, \vec{y}(\vec{x}, \vec{P}), \vec{U})$, полагая параметры \vec{P} и \vec{U} фиксированными.

Уравнения (15) являются потенциально-потокковой моделью незамкнутой неравновесной системы, они обобщают потенциально модель (4) на случай незамкнутой системы.

Потенциально-потокковый метод для систем с распределенными параметрами

В случае систем с распределенными параметрами рассматриваются элемент среды (в случае химических реакций) или соседние взаимодействующие между собой элементы среды, и для параметров этих элементов среды повторяем описанные выше рассуждения, записываем для них систему (4). Далее переходим к дифференциальным уравнениям в частных производных.

Таким образом, имея базу данных матриц восприимчивостей отдельно взятых неравновесных процессов, можно моделировать технические системы, в которых имеет место протекание этих неравновесных процессов.

ЛИТЕРАТУРА

1. Агеев Е. П. Неравновесная термодинамика в вопросах и ответах. - М.: Эдиториал УРСС, 2001.
2. Гроот С.Р. Термодинамика необратимых процессов. - М.: Гос. изд-во технико-теоретической литературы, 1956.
3. Пригожин И., Кондепуди Д. Современная термодинамика. От тепловых двигателей до диссипативных структур / пер. с англ. Ю.А. Данилова, В.В. Белого. - М.: Мир, 2002.
4. Пригожин И. Введение в термодинамику необратимых процессов. - Ижевск: НИЦ «Регулярная и хаотическая динамика», 2001.
5. Пригожин И., Дефэй Р. Химическая термодинамика. - Новосибирск: Наука, 1966.
6. Крутов В.И., Исаев С. И., Кожин И. А. Техническая термодинамика / под ред. В.И. Крутова. - М.: Высшая школа, 1991.
7. Гуров А.А., Бадаев Ф.З., Овчаренко Л.П., Шаповал В.Н. Общая химия. - М.: Изд-во МГТУ им. Баумана, 2002.
8. Плесков Ю.В. Фотоэлектрохимическое преобразование солнечной энергии. - М.: Химия 1990.
9. Таганова А.А., Бубнов Ю.И., Орлов С.Б. Герметичные химические источники тока: Элементы и аккумуляторы. Оборудование для испытаний и эксплуатации: справочник. - СПб.: Химиздат, 2005.
10. Стратонович Р.Л. Нелинейная неравновесная термодинамика, 1985.
11. Жоу Д., Касас-Баскес Х., Лебон Дж. Расширенная необратимая термодинамика. - М.: Изд-во Института компьютерных исследований, 2006.
12. Халютин С.П., Тюляев М.Л., Жмуров Б.В., Старостин И.Е. Моделирование сложных электроэнергетических систем летательных аппаратов. - М.: Изд-во ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», 2010.
13. Старостин И.Е. Моделирование неравновесных систем / под ред. В. В. Слабко. Красноярск: СФУ, 2010. - С. 187-192.
14. Агафонов С.А., Герман А.Д., Муратова Г.В. Дифференциальные уравнения. - М.: Изд-во МГТУ им. Баумана, 2006. - Т. VIII.
15. Квасников И.А. Термодинамика и статистическая физика. - М.: Эдиториал УРСС, 2002. - Т 1, 2, 3.
16. Демидович Б.П. Лекции по математической теории устойчивости. - М.: Наука, 1967.
17. Красовский И.Н. Некоторые задачи теории устойчивости. - М.: Гос. изд-во физ.-мат. литературы, 1959.
18. Канатников А.Н., Крищенко А.П., Четвериков В.Н. Линейная алгебра. - М.: Изд-во МГТУ им. Баумана, 2003.
19. Зарубин В.С. Математическое моделирование в технике. - М.: Изд-во МГТУ им. Баумана, 2003.

ANALYSIS OF IRREVERSIBLE PROCESSES IN AIRCRAFT SYSTEMS BY POTENTIALLY-FLOW METHOD

Khalyutin S.P., Starostin I.E.

In the article the method of mathematical models of non-equilibrium processes of aviation systems, based on the use of known or determined from the experiment of physical and chemical properties.

Key words: non-equilibrium processes, potentially streaming method of modeling.

Сведения об авторах

Халютин Сергей Петрович, 1968 г.р., окончил Рижское ВВАИУ им. Я. Алксниса (1990), МГУ им. М.В. Ломоносова (1993), доктор технических наук, профессор МГТУ ГА, начальник кафедры электрооборудования (и метрологии) Военного учебно-научного центра ВВС «Военно-воздушная академия им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», автор более 110 научных работ, область научных интересов – авиационная электроэнергетика, анализ и проектирование сложных электроэнергетических систем.

Старостин Игорь Евгеньевич, 1987 г.р., окончил Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана (2011), младший научный сотрудник Военного учебно-научного центра ВВС «Военно-воздушная академия им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», автор 15 научных работ, область научных интересов – моделирование неравновесных процессов в физических и химических системах.

УДК 621.311.1

ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ ЭНЕРГОСИСТЕМЫ АЭРОПОРТА

Д.А. ПЛАХОВ, П.О. МАРАСАНОВ, Б.В. ЖМУРОВ

Статья представлена доктором техническим наук, профессором Халютиным С.П.

В статье рассмотрены основные свойства энергосистемы, которыми она должна обладать, чтобы быть интеллектуальной, а также специфика её внедрения в аэропортовый комплекс.

Ключевые слова: энергосистема аэропорта, интеллектуальная энергосистема, возобновляемые источники электроэнергии, надежность энергосистемы.

1. Интеллектуальная энергосистема и её основные атрибуты

Интеллектуальная энергосистема (ИЭС) представляет собой систему, оптимизирующую энергозатраты, позволяющую перераспределять электроэнергию. На технологическом уровне происходит объединение электрических сетей потребителей и производителей электричества в единую автоматизированную систему, которая в реальном времени позволяет отслеживать и контролировать режимы работы всех элементов и подсистем единой системы. Переход к возобновляемым источникам энергии и появление новых интеллектуальных устройств требуют иного подхода – создания интеллектуальной одноранговой сети. Это значит, что энергия и информация могут идти не только к потребителям, но и в обратном направлении.

Интеллектуальная сеть обычно характеризуется следующими свойствами:

- способность самостоятельного восстановления после возмущений в энергосистеме;
- обеспечение активного участия потребителей в регулировании энергопотребления в сети;
- отказоустойчивость в условиях физических и кибернетических атак;
- обеспечение качественной энергии в соответствии с постоянно возрастающими потребностями;
- сочетание всех вариантов генерации и накопления энергии, включая использование возобновляемых источников электроэнергии.

Концепция исходит из необходимости пересмотра существующего и создания нового, инновационного технологического базиса для построения ИЭС. В этой связи сформированы пять групп основных технологических областей, обеспечивающих прорывной характер изменений:

- измерительные приборы и устройства - в первую очередь smart-счетчики и smart-датчики. "Умный счетчик", установленный на отходящей линии в трансформаторной подстанции, может передавать данные о потреблении энергии практически в реальном времени, помогая электрослужбе аэропорта принимать обоснованные решения о том, сколько энергии использовать и в какое время суток. Такой подход даст преимущества не только потребителям, но и позволит энергетическим компаниям повысить эффективность электроснабжения, кроме того, они смогут лучше бороться с неконтролируемыми кражами электроэнергии (сегодня 10-20 процентов потребленной энергии не оплачивается);

- усовершенствованные системы управления, содержащие распределенные интеллектуальные устройства и аналитические инструменты для обеспечения коммуникаций на уровне объектов энергосистемы, работающие в режиме реального времени; операционные приложения нового поколения (SCADA/EMS/NMS-системы), позволяющие использовать новые алгоритмы и методики управления сетью, в том числе ее активными элементами - прежде всего FACTS;

- усовершенствованные технологии и компоненты электрической сети, в частности гибкие системы передачи переменного тока FACTS, сверхпроводящие кабели, элементы полупроводниковой и силовой электроники и пр.;

- интегрированные интерфейсы и системы поддержки принятия решений, такие как система SCADA, система управления спросом, распределенная система мониторинга и контроля (DMCS), распределенная система текущего контроля процессов генерации (DGMS), автоматическая система измерения протекающих процессов (AMOS) и т.д.; новые ИТ-решения по проектированию и планированию работы элементов энергосистемы.

Кроме того, ИЭС дает значительную экономию потребителям энергии, в частности аэропорту. Экономия электроэнергии возможна при внедрении в энергосистему аэропорта источников возобновляемой энергии (ИВЭ).

2. Источники возобновляемой энергии

Основной принцип использования возобновляемой энергии заключается в её извлечении из постоянно происходящих в окружающей среде процессов и предоставлении для технического применения. Наиболее полную классификацию возобновляемых источников энергии можно увидеть на рис. 1.

На данный момент самыми распространёнными видами возобновляемой энергии являются энергия ветра, гидроэнергия, энергия приливов и отливов, энергия солнечного света, геотермальная энергия и пр. Применение источников каких типов возможно и целесообразно в условиях аэропорта? Наиболее оправданным решением является установка ветрогенераторов и солнечных панелей как наиболее распространенных и апробированных ИВЭ. Однако при проектировании новых аэропортов или модернизации уже существующих задача выбора ИВЭ для включения их в энергосистему аэропорта является многовариантной и зависящей от многих факторов, например, от расположения на территории, прилегающей к морю или океану, либо недалеко от энергетических ресурсов рек, в холмистой или горной местности и т.п.

3. Факторы, влияющие на внедрение ИЭС на территорию аэропорта

Внедрение ИЭС с возобновляемыми источниками на территории аэропортового комплекса затрудняют факторы, определяемые спецификой данной области.

Большинство электроприёмников, которые непосредственно обеспечивают полёты ВС, относятся к первой или к особой группе первой категории обеспечения надёжности электроснабжения.

Ограничение по высоте препятствий (применение ветрогенераторов).

Первый фактор предполагает необходимость обеспечения электроэнергией всех приёмников электроэнергии от двух независимых взаимно резервирующих источников питания. А для электроснабжения приёмников особой группы первой категории обеспечения надёжности должно предусматриваться питание от третьего независимого взаимно резервирующего источника. Также следует отметить тот факт, что практически все приемники электроэнергии аэропорта, непосредственно обеспечивающие полёты, должны работать постоянно. Этот фактор препятствует только экономии электроэнергии, но не мешает внедрению ИЭС. Например, для электроосвещения мест стоянок самолётов не требуется круглосуточной работы. Поэтому для электроосвещения возможно применение специального блока управления на основе контроллера, который позволяет:

- включать или отключать освещение по заданному алгоритму, в зависимости от годового изменения светлого времени суток;
- по команде диспетчера дистанционно включать или отключать рабочее, дежурное освещение и заградогни на мачтах;
- передавать данные о потреблении электроэнергии объекта (для автоматизированной системы коммерческого учета электроэнергии);
- формировать архивы и базы данных об отключениях участков системы по всем питающим фидерам, о потреблении токов по отходящим фидерам, о часах наработки, количестве и времени переключений и командах переданных диспетчером.

Второй фактор состоит в том, что воздушное пространство вокруг аэродромов должно сохраняться свободным от препятствий. Это достигается путем установления ряда поверхностей ограничения препятствий, которые определяют допустимые пределы возвышения объектов в воздушном пространстве. Данные поверхности приведены на рис. 1а,б [1]. Этот фактор влияет на перспективу установки ветрогенераторов на территории аэропорта.

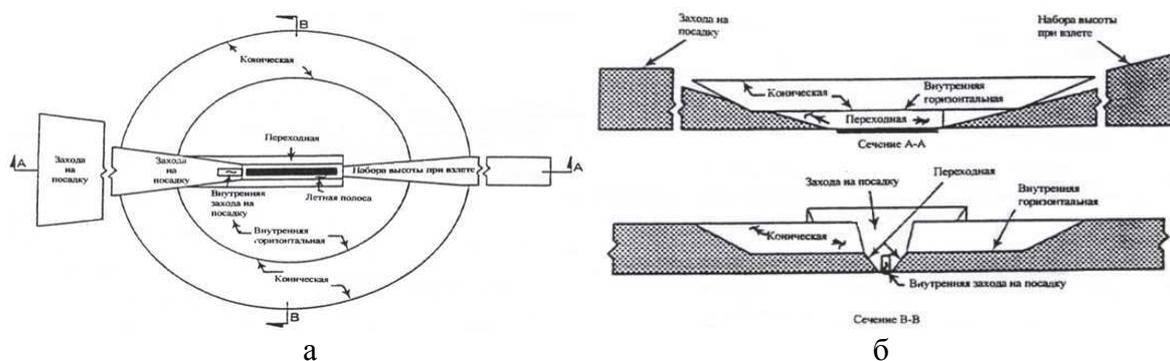


Рис. 1. Поверхности ограничения препятствий

Учитывая данный фактор, был сделан анализ территории аэропорта «Внуково». Из проведенного анализа был сделан вывод, что установка ветрогенераторов на прилегающей территории к аэродрому возможна. По расчётам, учитывая поверхности ограничения препятствий на этой территории, возможно установить примерно 20 «ветряков» фирмы «Vestas» мощностью 236 кВт, высотой 42,5 м. Суммарная мощность установленных ветрогенераторов будет равна 4,7 МВт.

Также возможна установка солнечных панелей на крыше аэровокзального комплекса. По расчётам получилось примерно 59 тыс. панелей мощностью 230 Вт каждая, их суммарная мощность будет равна 13,57 МВт.

Внедрение источников возобновляемой энергии в составе единой интеллектуальной энергосистемы на территории аэропорта позволит накапливать электроэнергию в аккумуляторных батареях (для использования в качестве резервного источника, а для электроосвещения мест стоянок ВС и основного), в будущем экономить электроэнергию.

Следует отметить, что указанные суммарные мощности ветрогенераторов и солнечных батарей характеризуют потенциальные возможности дополнительного энергоснабжения аэропорта «Внуково». Для более точного определения значений дополнительных генерируемых мощностей необходимо решить оптимизационную задачу, в которой должны учитываться все ограничения, накладываемые на возможности размещения источников ЭЭ, а также критерии эффективности их использования.

4. Обеспечение структурной надёжности энергоснабжения

При проектировании структуры аэропорта следует учитывать то, что даже при возникшей сложной ситуации энергоснабжения аэропорта потребители первой категории должны оставаться в рабочем состоянии. Поэтому разработке структуры системы электроснабжения необходимо наличие управляемых энергетических связей между распределительными устройствами приемников первой категории. Исходя из этого, для исследования выбрана адаптивная структура аэродромной системы электроснабжения для потребителей первой категории на основе международного аэропорта Внуково г. Москвы, с двумя вводными независимыми подстанциями, центральными и периферийными распределительными устройствами (РУ), соединительными фидерами и коммутационной аппаратурой (рис. 2а).

Анализ структуры системы электроснабжения показывает, что для любого распределительного устройства существует возможность питания от двух независимых каналов генерирования.

Оценка надежности питания приемников, подключенных к РУ, может быть проведена по числу кратчайших путей успешного функционирования, которые можно определить из схемы расчета надежности (рис. 2б).

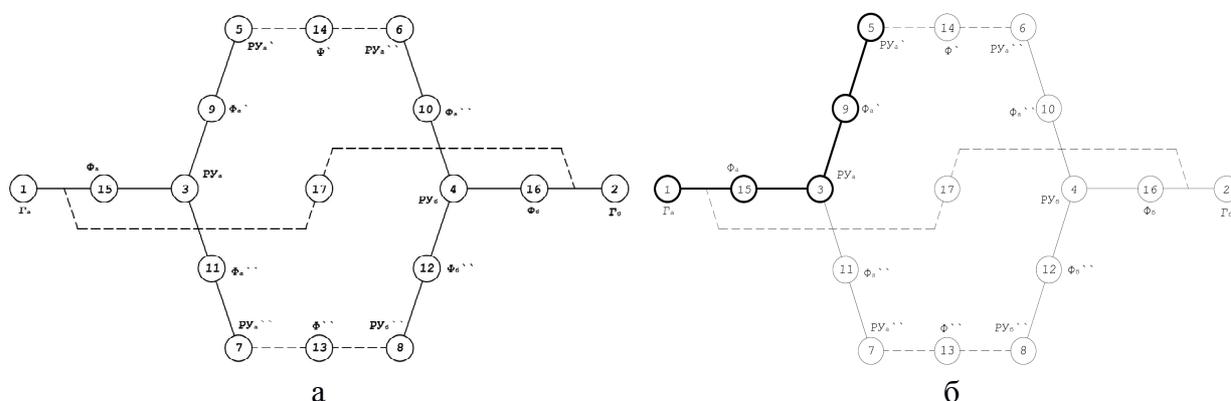


Рис. 2. Схема расчета надежности для потребителей первой категории

Для любого РУ, например для РУа` (номер 5 на рис. 2б), составляется функция работоспособности y в виде матрицы путей P_i , представляющих дизъюнкцию всех кратчайших путей успешного функционирования (1).

$$y(S_1, \dots, S_{17}) = \begin{pmatrix} P_1 \\ P_2 \\ P_3 \\ P_4 \\ P_5 \\ P_6 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} S_1 S_{15} S_3 S_9 S_5 \\ S_1 S_{17} S_{16} S_4 S_{10} S_6 S_{14} S_5 \\ S_1 S_{15} S_3 S_{11} S_7 S_{13} S_8 S_{12} S_4 S_{10} S_6 S_{14} S_5 \\ S_2 S_{16} S_4 S_{10} S_6 S_{14} S_5 \\ S_2 S_{16} S_4 S_{12} S_8 S_{13} S_7 S_{11} S_3 S_5 \\ S_2 S_{17} S_{15} S_3 S_9 S_5 \end{pmatrix}. \quad (1)$$

Таким образом, в аварийной ситуации и при отказе функционирования трансформаторных подстанций мы можем определить функцию работоспособности в виде матрицы кратчайших путей функционирования для любой из них.

Рассмотрим аварийную ситуацию, сложившуюся при отказе функционирования на РУа` (номер 5 на схеме), на конкретном примере

$$y(S_1, \dots, S_{17}) = \begin{pmatrix} P_1 \\ P_2 \\ P_3 \\ P_4 \\ P_5 \\ P_6 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \boxed{S_1 S_{15} S_3 S_9 S_5} \\ S_1 S_{17} S_{16} S_4 S_{10} S_6 S_{14} S_5 \\ S_1 S_{15} S_3 S_{11} S_7 S_{13} S_8 S_{12} S_4 S_{10} S_6 S_{14} S_5 \\ S_2 S_{16} S_4 S_{10} S_6 S_{14} S_5 \\ S_2 S_{16} S_4 S_{12} S_8 S_{13} S_7 S_{11} S_3 S_5 \\ S_2 S_{17} S_{15} S_3 S_9 S_5 \end{pmatrix}. \quad (2)$$

Адаптивная структура энергоснабжения аэропорта автоматически выбирает предложенные варианты выхода из сложившейся ситуации. В нашем случае выбирается самый простой и быстрый способ обеспечения питания путь P_1 из функции работоспособности Y_k (2). Он задействует все необходимые РУ для подачи питания на РУа`, которые необходимы (формула (2) и рис. 2б).

ЛИТЕРАТУРА

1. Проектирование и эксплуатация аэродромов: Приложение 14 к Конвенции о международной гражданской авиации «Аэродромы», ИКАО, 2009. - Т. 1.

DESIGN FEATURES OF A SMART GRID AIRPORT

Plakhov D.A., Marasanov P.O., Zhmurov B.V.

The article describes the main properties of power system, which it must possess to be smart and specifics of its implementation in the airport complex.

Key words: electrical power system, smart grid, renewable electrical sources, power system reliability.

Сведения об авторах

Плахов Дмитрий Алексеевич, 1988 г.р., окончил МГТУ ГА (2010), аспирант МГТУ ГА, автор 2 научных работ, область научных интересов – эксплуатация воздушного транспорта, системы электроснабжения, интеллектуальные сети.

Марасанов Павел Олегович, 1988 г.р., окончил МГТУ ГА (2010), аспирант МГТУ ГА, автор 2 научных работ, область научных интересов - эксплуатация воздушного транспорта, системы электроснабжения, интеллектуальные сети.

Жмуров Борис Владимирович, 1974 г.р., окончил ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского (2004), кандидат технических наук, доцент кафедры электрооборудования (и метрологии) ВУНЦ ВВС, автор более 50 научных работ, область научных интересов – системы энергоснабжения летательных аппаратов.

УДК 629.7.064.5

МОДЕЛИРОВАНИЕ РЕЖИМОВ РАБОТЫ ЦЕНТРОВ СИЛОВОГО ПИТАНИЯ ЭЛЕКТРОПРИВОДОВ ПОЛНОСТЬЮ ЭЛЕКТРИФИЦИРОВАННОГО САМОЛЁТА

Б.В. ЖМУРОВ, А.В. МАТЮШИНА, П.А. СОКОЛОВ

Статья представлена доктором технических наук, профессором Халютиным С.П.

Рассматривается вопрос разработки и создания локальных центров управления нагрузками для реализации концепции полностью электрического самолёта. Приводятся результаты имитационного моделирования режимов работы системы электроснабжения на борту воздушного судна.

Ключевые слова: полностью электрический самолёт, имитационное моделирование, системы электроснабжения.

Одним из наиболее перспективных направлений в авиастроении является переход к концепции самолета с полностью электрифицированным оборудованием («полностью электрический самолет» или ПЭС). Под ПЭС понимается самолет с единой централизованной системой электроснабжения, обеспечивающей все энергетические потребности самолета.

Краеугольным камнем в создании самолётов с повышенным уровнем электрификации является проблема создания конкурентоспособных электромеханических приводов (ЭМП). Появление дополнительных потребителей электроэнергии, таких как ЭМП, приводит к необходимости разработки специализированной вторичной системы электроснабжения ЭМП на основе интеллектуальных локальных центров управления нагрузками (ЛЦУН). Особенности создания ЛЦУН связаны, прежде всего, с ростом установленной мощности источников электроэнергии, повышением надежности работы, развитием систем распределения, обеспечивающих решение вопросов повышенной ответственности данной системы в интересах безопасности.

Проведя анализ построения систем распределения электрической энергии на современных самолетах с повышенной степенью электрификации, можно выделить несколько ключевых моментов:

- создание распределительных устройств ориентированы на конкретные условия применения на данном самолете, определяемые вибрационными и тепловыми моделями, а не на общие тактико-технические требования, задаваемые стандартами. Такой подход позволяет существенно снизить массу распределительных устройств;
- концентрация в едином распределительном устройстве всех видов питания: переменного тока переменной частоты, вторичного питания постоянного тока повышенного и пониженного напряжения, вторичного питания переменным током постоянной частоты. При этом намечается централизация основных распределительных устройств в моноблоках, выполняющих все функции защиты, коммутации и распределения электроэнергии всех видов;
- интеграция функций распределения приводит к полному исключению силового проводного монтажа внутри распределительных устройств, что приводит к существенному снижению их массы;
- система диагностирования и контроля распределительных устройств, как правило, встроена в эти устройства и работает в автоматическом или ручном режиме.

Учитывая большую протяженность энергосистемы на борту современного летательного аппарата и зональное расположение исполнительных приводов различных систем, можно утверждать, что применение централизованной системы регулирования и управления не является выигрышной с энергетической точки зрения. Наиболее оптимальным является создание унифицированных энергоузлов вторичной системы электроснабжения. Такие узлы необходимо располагать в местах сосредоточения электроприводов исполнительных механизмов. Основными

функциями таких устройств является обеспечение непрерывного питания одного или группы приводов электрической энергией заданного вида и качества. Таким образом, наряду с функцией регулирования напряжения в данном энергоузле обеспечивается автономная защита и управление. Кроме того, управление реконфигурацией силового питания самого узла вторичной системы электроснабжения должно обеспечиваться центральной системой управления СЭС самолета. Для этого необходимо обеспечить информационный канал связи с бортовым комплексом оборудования.

Локальные центры управления нагрузкой, обеспечивающие силовое питание электромеханических приводов, являются специализированными ЦУНами. То есть наряду с основными функциями они призваны выполнять специфические задачи:

- управление подключением источников электрической энергии СГ;
- управление вторичными преобразователями электроэнергии;
- защита элементов системы преобразования и распределения от аварийных режимов;
- коммутация электрооборудования, подключённого к ЛЦУН;
- контроль и диагностика технического состояния систем преобразования и распределения электроэнергии;
- обеспечение адаптивного управления структурой ЭЭК во взаимодействии с подсистемой ЦСУ ЭЭК верхнего уровня.

ЛЦУНЫ осуществляют контроль и управление распределением электроэнергии между нагрузками и расположены децентрализованно. Для резервирования каждый ЦУН питается от двух источников постоянного и переменного тока. Обобщенная структура энергоузла вторичной системы электроснабжения (рис. 1) может быть представлена совокупностью типовых элементов:

УУ – цифровое устройство управления обеспечивает реализацию алгоритмов защиты, управления, контроля, диагностирования, связи с системой управления более высокого уровня;

Пр 1, 2 – преобразователь ЭЭ, обеспечивает питание силового коммутатора ЭЭ заданного вида и качества, фильтрацию помех в первичную распределительную сеть, реализует силовой канал режима рекуперации электроэнергии;

Н 1, 2 – накопитель электроэнергии, обеспечивает накопление (при рекуперации) и выдачу ЭЭ (в буферном режиме), может располагаться отдельно или отсутствовать (если рекуперация осуществляется в первичную сеть);

К – силовые контакторы с цифровым управлением, обеспечивающие подключение первичных шин, преобразователей, реконфигурацию питания.

Конкретный состав и параметры элементов ЛЦУН должны определяться на этапе эскизного проектирования для заданных типов потребителей, их расположения и параметров первичной системы электроснабжения.

В то же время на этапе исследования возможных структур ЛЦУН можно утверждать, что состав элементов и возможных связей локальных центров будет определяться в полной мере видом первичной питательной сети.

В соответствии с ГОСТ Р 54073-2010 структуры типовых ЛЦУН, обеспечивающих силовое питание электроприводов 270 В постоянного тока, могут быть также представлены шестью способами (рис. 2):

а) питание выходной шины ЛЦУН напряжением 270 В осуществляется от первичной сети трехфазного переменного тока постоянной частоты напряжением 115/200 В через трансформаторно-выпрямительное устройство (ТВУ). Управление ТВУ в данной схеме не выполняется, так как в системе электроснабжения применяется централизованный способ стабилизации напряжения. Для исключения помех и снижения показателей качества ЭЭ в первичной сети при работе силовых полупроводниковых элементов блока управления электродвигателя, в схеме ЛЦУН предусмотрен фильтр ($\Phi_{вх}$). Подключение входного фидера осуществляется управляемыми силовыми полупроводниковыми ключами (К). Устройство управления выполняет функции контроля состояния, защиты, диагностирования, связи с верхним уровнем общесамолетной системы управления;

б) питание выходной шины ЛЦУН напряжением 270 В осуществляется от первичной сети трехфазного переменного тока постоянной частоты 230/400 В через трансформаторно-выпрямительное устройство. Повышенное напряжение первичной сети позволяет значительно снизить массогабаритные показатели ТВУ. Высокое напряжение на входе ЛЦУН обеспечивает более жесткую внешнюю характеристику ТВУ, что, в свою очередь, повышает динамические возможности электропривода;

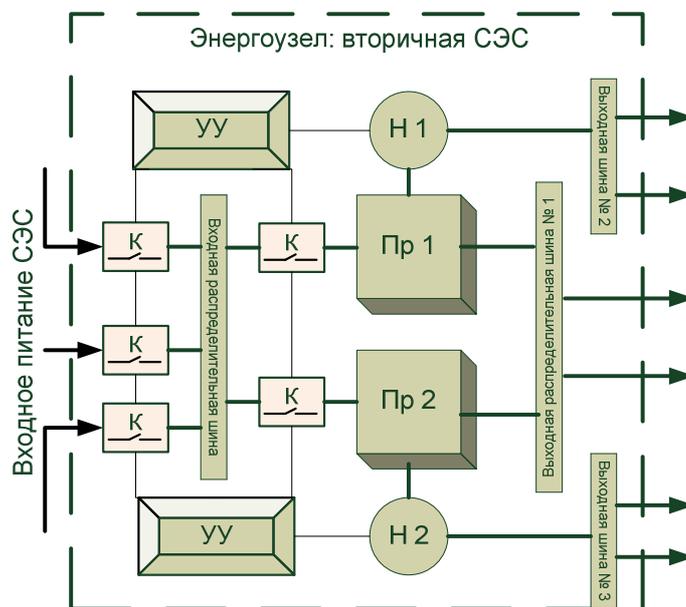


Рис. 1. Структура энергоузла вторичной системы электроснабжения

в) питание выходной шины ЛЦУН напряжением 270 В осуществляется от первичной сети трехфазного переменного тока переменной частоты напряжением 115/200 В через управляемое трансформаторно-выпрямительное устройство (УТВУ). Первичная система распределения относится к так называемому «грязному току», т.е. СЭС выполняет функцию централизованного регулирования напряжения при отсутствии стабилизации частоты. Таким образом, частота в сети определяется режимом работы силовой установки. Переменная частота напряжения в первичной сети предъявляет особые требования к УТВУ. Проектирование этого устройства должно учитывать особенности режимов работы и рассчитываться на наихудший вариант, что приводит к снижению конструктивных характеристик ЛЦУН в целом;

г) питание выходной шины ЛЦУН напряжением 270 В осуществляется от первичной сети трехфазного переменного тока переменной частоты повышенным напряжением. Такая схема ЛЦУН обладает достоинствами структуры с повышенным напряжением постоянной частоты и недостатками схемы с переменной частотой;

д) питание выходной шины ЛЦУН напряжением 270 В осуществляется от первичной сети постоянного тока напряжением 27В через преобразователь. Такая схема организации ЛЦУН обеспечивает бесперебойное питание электроприводов в случае подключения к аварийной шине или шине двойного питания. Современные СЭС имеют аварийные источники ЭЭ (аккумуляторные батареи), которые подключаются параллельно к этим шинам. В то же время, наличие в тракте передачи электроэнергии дополнительного элемента, конвертора постоянного тока увеличивает массогабаритные характеристики устройства и снижает общие показатели надежности. Современные достижения в области статических электронных преобразователей позволяют выполнить устройства с более высокой мощностью и применять не индивидуально в каждом центре, а использовать как группу ЛЦУН. При этом набор функций защит, управления, диагностирования может быть реализован непосредственно в преобразователе;

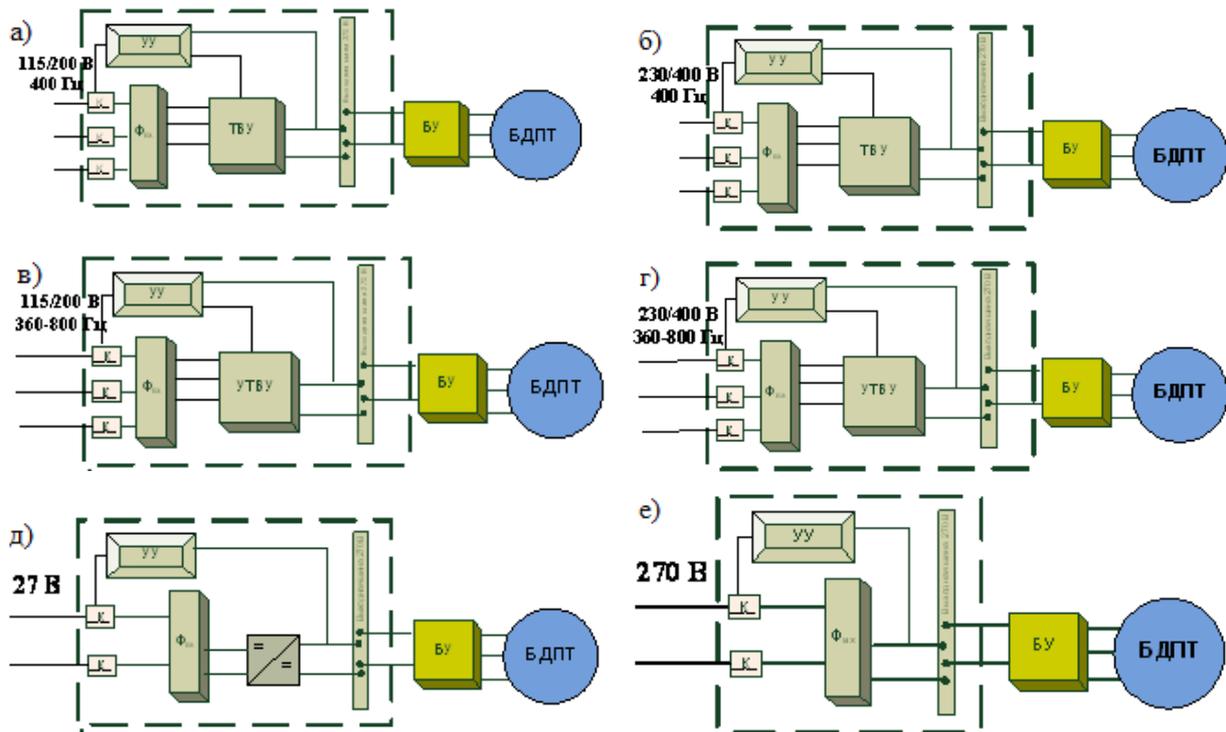


Рис. 2. Структуры энергоузла

е) питание выходной шины ЛЦУН напряжением 270 В осуществляется от первичной сети постоянного тока повышенного напряжения 270 В через фильтр помех. Такая схема организации центра требует применения на борту воздушного судна первичной распределительной с требуемым уровнем напряжения. Состав элементов ЛЦУН в такой схеме является минимальным и функции устройства управления связаны только с контролем состояния ключевых элементов, напряжения входного фидера и работы фильтра.

Для сравнительного анализа структур ЛЦУН с целью формирования требований к элементам и структурам системе управления важно проведение математического моделирования нормальных динамических и аварийных режимов СЭС.

Исследование нормальных и ненормальных режимов работы ЛЦУН проводилось по результатам вычислительного эксперимента. В качестве объектов были выбраны выше описанные структуры организации локальных центров силового питания электроприводов. Элементом нагрузки ЛЦУН являлся бесконтактный двигатель постоянного тока с возбуждением от постоянных магнитов.

Система управления: регулятор скорости вращения, векторное управление электромагнитным моментом. Закон управления: пропорционально-интегральный.

Моделирование нормальных режимов осуществлялось для следующих условий: запуск двигателя, выход на заданную скорость вращения при действии возмущающего момента нагрузки. Питание ЛЦУН осуществлялось от сети переменного тока постоянной частоты с линейным напряжением 200 В. Инвертор управления двигателем получает напряжение 320 В через неуправляемый выпрямитель. Моделирование выполнялось с помощью программы MatLab Simulink пакета SimPowerSistym. Структура модели приведена на рис. 3.

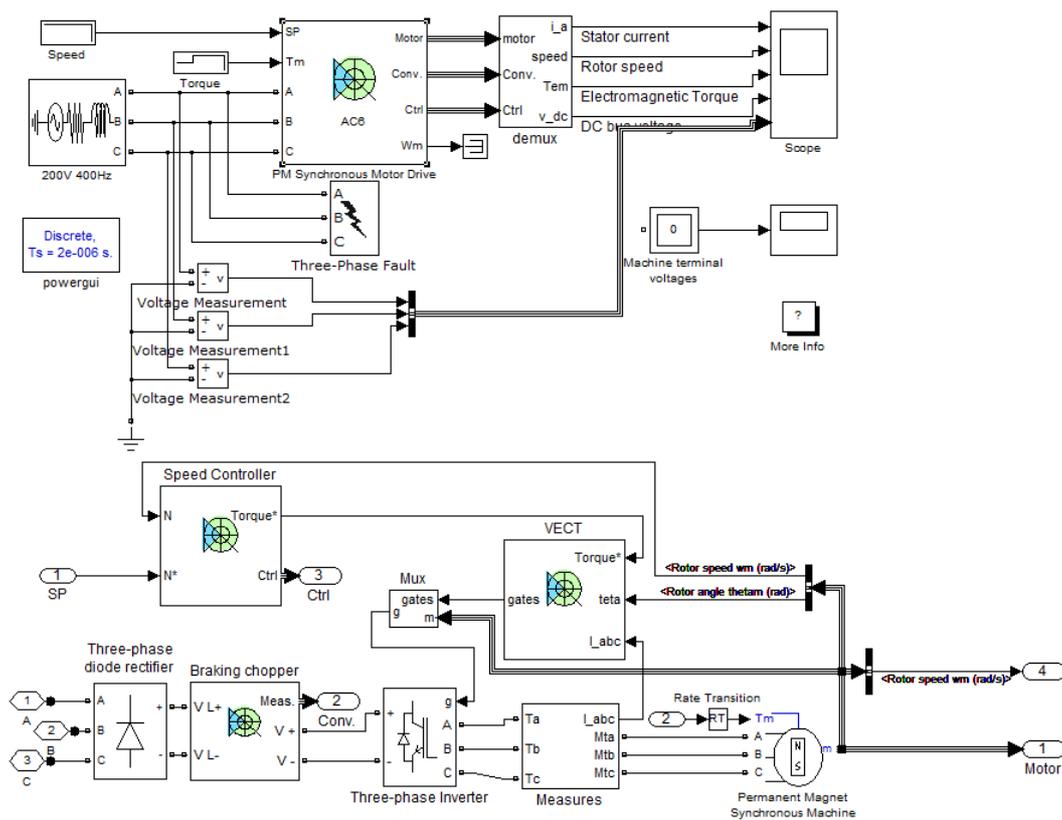


Рис. 3. Структура модели

Экспериментальные исследования разработанного алгоритма контроля работоспособности и защиты канала генерирования на основе компьютерного моделирования дают возможность не только проверить правильность заложенных принципов, но и оценить перспективы повышения качества ЭЭ в ненормальном режиме.

Моделирование системы контроля осуществлялось с применением элементов логики и организацией временных задержек, имитирующих временные характеристики АЦП, микроконтроллера, ЦАП.

Интегральный сигнал контроля работоспособности в схеме моделирования управляет контактором входа ЛЦУН, т.е. осуществляет отключение, в случае аварийных режимов, входных каналов питания и выдает сигнал на подключение (переключение) исправного входного канала, а также выдает информацию об отказе данного входа. В работе проводились следующие вычислительные эксперименты:

- включение и отключение различных типов нагрузки, т.е. проверка работы системы контроля при нормальных коммутационных процессах;
- короткое замыкание.

В результате проведенных исследований были предложены различные структуры организации ЛЦУН силового питания электроприводов. Сформулированы требования к элементам центра управления нагрузкой. Разработаны алгоритмы защиты, управления и регулирования для цифрового устройства управления. Для оценки работоспособности предложенных технических решений было выполнено имитационное моделирование различных режимов работы вторичной системы электроснабжения.

На рис. 4-9 представлены результаты вычислительного эксперимента работы ЛЦУН при питании от сети переменного тока стабильного напряжения и частоты. Режим работы нагрузки определяется требованиями по выходу двигателя на заданную частоту вращения, стабилизации скорости и остановки при действии возмущающего момента на валу привода.



Рис. 4. Скорость вращения вала электропривода

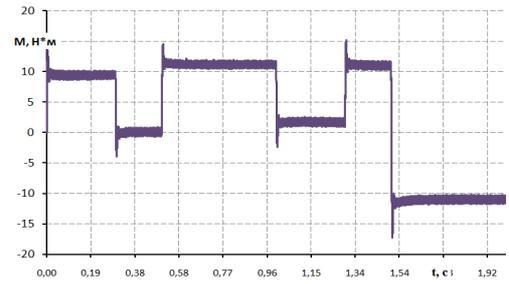


Рис. 5. Электромагнитный момент привода

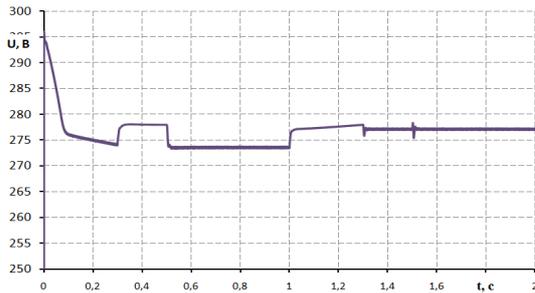


Рис. 6. Напряжение питания инвертора

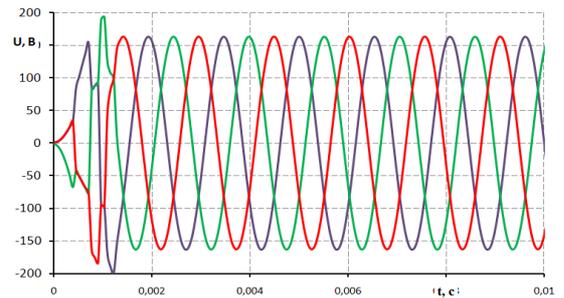


Рис. 7. Напряжение питания выпрямителя



Рис. 8. Скорость вращения ЭМП

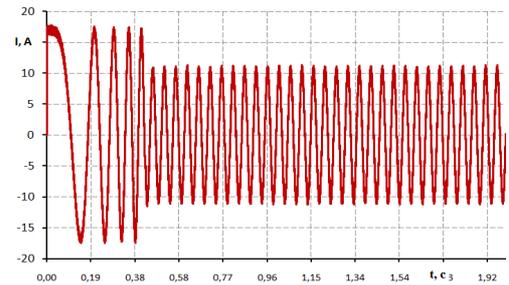


Рис. 9. Ток одной фазы ЭМП

Результаты компьютерного моделирования позволяют сделать вывод о том, что работа выпрямительного устройства и силового инвертора оказывает существенное влияние на показатели качества ЭЭ в первичной сети, более высокая частота переменного тока увеличивает время коммутации вентилях, что приводит к появлению в спектре выходного напряжения высокочастотных составляющих, которые могут оказывать негативное влияние на работу оборудования. Повышение величины входного напряжения ЛЦУН способствует расширению динамических способностей привода, снижению массогабаритных характеристик элементов, но в то же время требует повышения мер безопасности при обслуживании, применения особых средств для снижения негативных последствий при аварийных режимах.

Ключевым моментом в реализации концепции «Полностью электрического самолета» является создание электромеханических приводов. Для силового питания ЭМП систем управления полетом необходимо создание унифицированных энергоузлов вторичной системы электропитания на базе интеллектуальных локальных центров управления нагрузками.

Основными задачами ЛЦУН являются: управление подключением источников электрической энергии СГ; управление вторичными преобразователями электроэнергии; защита элементов системы преобразования и распределения от аварийных режимов; коммутация электрооборудования, подключённого к ЛЦУН; контроль и диагностика технического состояния систем

преобразования и распределения электроэнергии; обеспечение адаптивного управления структурой ЭЭК во взаимодействии с подсистемой ЦСУ ЭЭК верхнего уровня.

Предложены шесть вариантов типовых структур ЛЦУН, состав которых определяется в зависимости от первичной распределительной сети в соответствии с ГОСТ Р 54073-2010.

ЛИТЕРАТУРА

1. Бусленко Н.П. Моделирование сложных систем. – М.: Наука, 1978.
2. Володин В.В., Томилов Ю.М., Глухов Д.А. Анализ реализации концепции «полностью электрический самолет» на истребителе пятого поколения // Полет. - 2007. -№ 11.
3. Jones R.I. The more electric Aircraft: The past and the future? // The institution of Electrical Engineers. Printed and published by the IEE – Savoy Place, London, 1999.
4. Халютин С.П., Титов А.А. О некоторых разделах теоретической электротехники: монография. - М.: Изд-во ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», 2010.
5. Халютин С.П., Тюляев М.Л., Жмуров Б.В., Старостин И.Е. Моделирование сложных электроэнергетических систем летательных аппаратов. - М.: Изд-во ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», 2010.

MODELING OF WORK OF THE CENTERS OF A POWER SUPPLY OF ELECTRIC DRIVES OF THE ALL ELECTRICAL AIRCRAFT

Zhmurov B.V., Matyushina A.V., Sokolov P.A.

The question of creation and design of local control centers of loading is considered for realization conception of all electrical aircraft. The results of simulation modes of the system power supply on board the aircraft are resulted.

Key words: fully electric plane, simulation, electrical power supply system.

Сведения об авторах

Жмуров Борис Владимирович, 1974 г.р., окончил ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского (2004), кандидат технических наук, доцент кафедры электрооборудования (и метрологии) ВУНЦ ВВС, автор более 50 научных работ, область научных интересов – системы энергоснабжения летательных аппаратов.

Матюшина Анастасия Владимировна, окончила МГУ ПС (МИИТ) (2010), главный специалист ЗАО НПО «Мобильные информационные системы», автор 2 научных работ, область научных интересов – системы энергоснабжения летательных аппаратов.

Соколов Петр Алексеевич, 1986 г.р., окончил МФПА (2009), старший инженер ЗАО НПО «Мобильные информационные системы», аспирант кафедры ЭиАО МГТУ ГА, автор 3 научных работ, область научных интересов – системы энергоснабжения летательных аппаратов.

УДК 629.7.064.5

СТРУКТУРНО-ФУНКЦИОНАЛЬНЫЙ ПОДХОД К РАЗРАБОТКЕ СРЕДСТВ ИСПЫТАНИЙ И КОНТРОЛЯ ЭЛЕКТРОЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ СИСТЕМ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

С.П. ХАЛЮТИН, А.А. ХОМЧЕНКО, Б.В. ЖМУРОВ

В статье рассматривается вопрос разработки средств испытаний и контроля электроэнергетических систем на основе структурно-функционального подхода. Предлагаемое решение предусматривает объектно-энергетическую декомпозицию рассматриваемого объекта с последующим структурно-функциональным анализом и формированием требований для технического устройства, реализующего имитационную обстановку объекта испытаний.

Ключевые слова: электроэнергетическая система, контроль и испытание, структурно-функциональный подход.

Электроэнергетические системы современных воздушных судов (ВС) представляют собой сложный комплекс устройств производства, преобразования и распределения электроэнергии с аппаратурой управления, защиты и контроля, обеспечивающих надежное функционирование систем и оборудования бортовых комплексов.

Системы электроснабжения (СЭС) ВС относятся к системам, от надежности работы и основных характеристик которых в полной мере зависят безопасность выполнения полетов и возможность выполнения летательным аппаратом поставленных задач. В связи с этим определению и уточнению характеристик и параметров СЭС ВС в настоящее время уделяется особое внимание как в процессе их разработки и создания, так и при проведении различных видов испытаний и исследований.

При организации, подготовке и проведении испытаний СЭС необходимо учитывать одну из основных особенностей – невозможность оценки её функционирования в летных условиях при различных отказах (коротких замыканиях, перенапряжении и др.). В результате этого, основным методом определения эксплуатационно-технических характеристик СЭС является метод натуральных испытаний, предусматривающий экспериментальное определение количественных и качественных показателей СЭС при работе её в комплексе со всем оборудованием ВС.

Высокий уровень требований к эксплуатационным характеристикам СЭС определяет содержание научных и практических задач по совершенствованию средств и методов их испытаний. Одним из возможных вариантов решения задачи является применение структурно-функционального подхода к синтезу технических средств испытаний как электросистем воздушного судна в целом, так и их составных частей.

Под структурно-функциональным подходом, в данном случае, понимается определенная последовательность действий, направленных на решение поставленной задачи.

На первом этапе разрабатывается объектно-энергетическая модель (ОЭМ) [3] технической системы, в состав которой входит объект испытаний. В основе построения такой модели заложен принцип декомпозиции исходной системы по функциональному признаку и определение структурных связей на уровне элементов как внутри системы, так и самой системы с внешней средой. Такое решение обуславливается тем, что в электрических системах, содержащих большое количество преобразователей и потребителей энергии, очень важно, чтобы схема модели-

рования отражала структуру объекта испытаний, его внутренние и внешние связи. Элементами схемы моделирования являются источники, преобразователи и потребители электроэнергии, устройства защиты, управления, регулирования и распределения, входящие в состав исследуемой системы. Форма внутренних связей объекта испытаний, связей между элементами и внешней средой должна предполагать изменения структуры и состава СЭС ВС. Обобщенное представление схем такого этапа изображено на рис. 1.

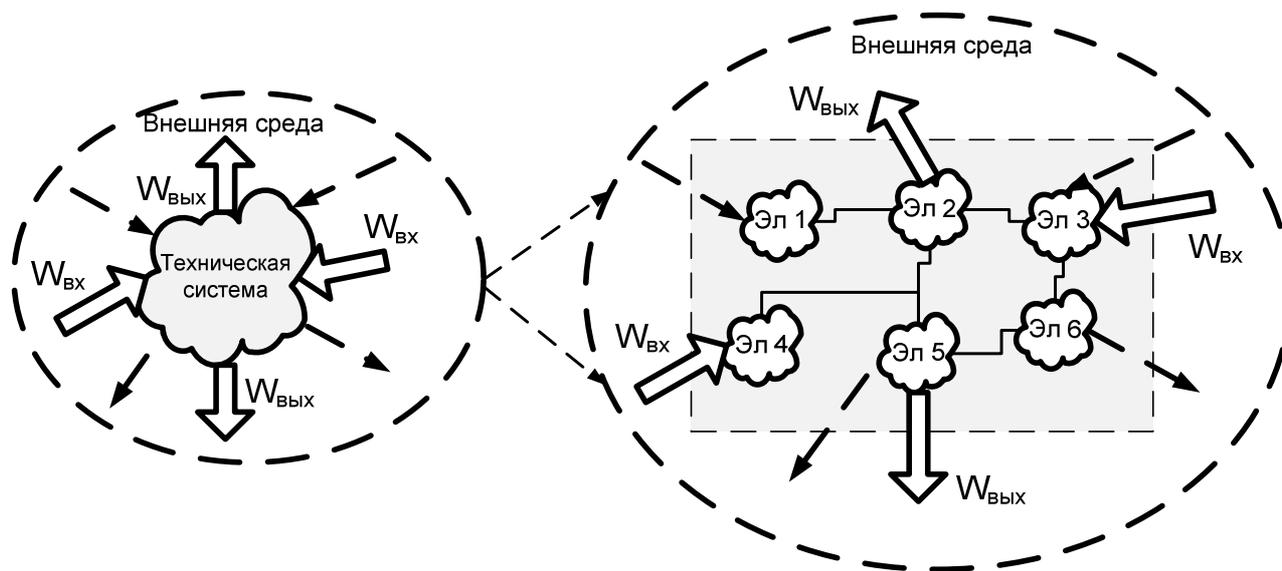


Рис. 1. Объектно-энергетическая декомпозиция системы

На втором этапе, по разработанной ОЭМ системы, осуществляется «выделение» заданного объекта испытаний с фиксированием всех структурно-функциональных связей. Далее определяются характеристики этих связей. А именно, вид, тип и параметры. В общем случае, все связи могут быть представлены следующими типами: энергетические (передача и преобразование потоков различного вида энергии), информационные (сигналы датчиков, управления, регулирования) и информационно-энергетические (смешанный вид, где передача информации сопровождается потоком энергии) [2]. Выполнение данного этапа разработки средств испытаний и контроля базируется на высоком уровне знаний о работе всей системы и отдельного объекта в ее составе. Результатом выполнения второго этапа является перечень всех связей объекта испытаний и их характеристики. Иллюстрация этого этапа представлена на рис. 2.

На третьем этапе, на основе анализа нормативной документации и технических условий (ТУ) для выбранного объекта контроля (ОК), выполняется синтез технического устройства, воспроизводящего типы и характеристики связей, то есть устройства, формирующего среду функционирования ОК и контролирующего ее параметры.

В зависимости от требуемого объема, глубины и экономических показателей тестирования ОК, средство испытаний может быть реализовано как:

- аппаратный комплекс, который состоит из устройств реальной системы и в полной мере способен обеспечить характеристики энергетических и информационных каналов связи;
- программный комплекс, который обеспечивает с помощью специальных программ и устройств сопряжения формирование информационно-энергетических потоков с заданными характеристиками;
- программно-аппаратный комплекс, в котором часть связей воспроизводится реальными физическими устройствами, а другая реализуется программными средствами и устройствами сопряжения.

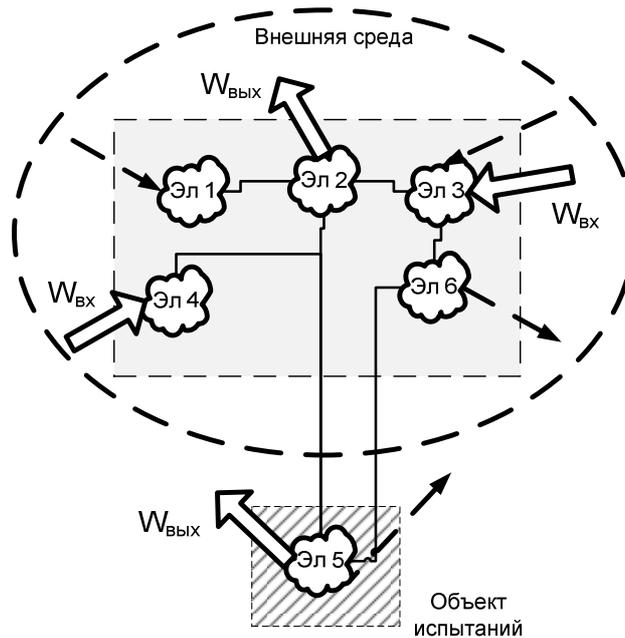


Рис. 2. Декомпозиция объекта испытаний

Пример реализации структурно-функционального подхода к разработке средств испытания и контроля элемента электроэнергетической системы воздушного судна предлагается рассмотреть применительно к регулятору напряжения источника переменного тока канала генерирования СЭС.

На рис. 3 представлены этапы реализации предлагаемого подхода. В качестве исследуемой системы выбран канал генерирования переменного тока постоянной частоты. В соответствии с методологией ОЭМ строится модель системы с указанием основных потоков энергии. Далее выполняется декомпозиция по функциональному признаку с выделением энергетических и информационных связей. Это позволяет определить место и виды связей заданного объекта (регулятора напряжения РН) в полной схеме работы системы. Так как в данном примере в качестве источника электроэнергии рассматривается генератор серии ГТ, то требуется разделять его функционал на элементы всех электрических машин, конструктивно входящих в состав генератора. Необходимым условием является анализ взаимодействия системы с внешней средой. Компонентами внешней среды являются механическая энергия привода генератора, система распределения и нагрузка различных типов. На втором этапе выполняется анализ характеристик сигналов связи регулятора с системой. Один тип входных сигналов является информационным (измерительные устройства трансформаторов напряжения), а входной сигнал от подвозбудителя и выходной на обмотку возбуждения возбудителя - энергетическим. Таким образом, техническое устройство, реализующее средство испытаний и контроля, может быть представлено программно-аппаратным комплексом (этап 3). В качестве элементов сопряжения программной части и физических устройств могут быть использованы аналого-цифровые и цифро-аналоговые преобразователи, характеристики которых определяются требованиями к точностным и динамическим показателям связей.

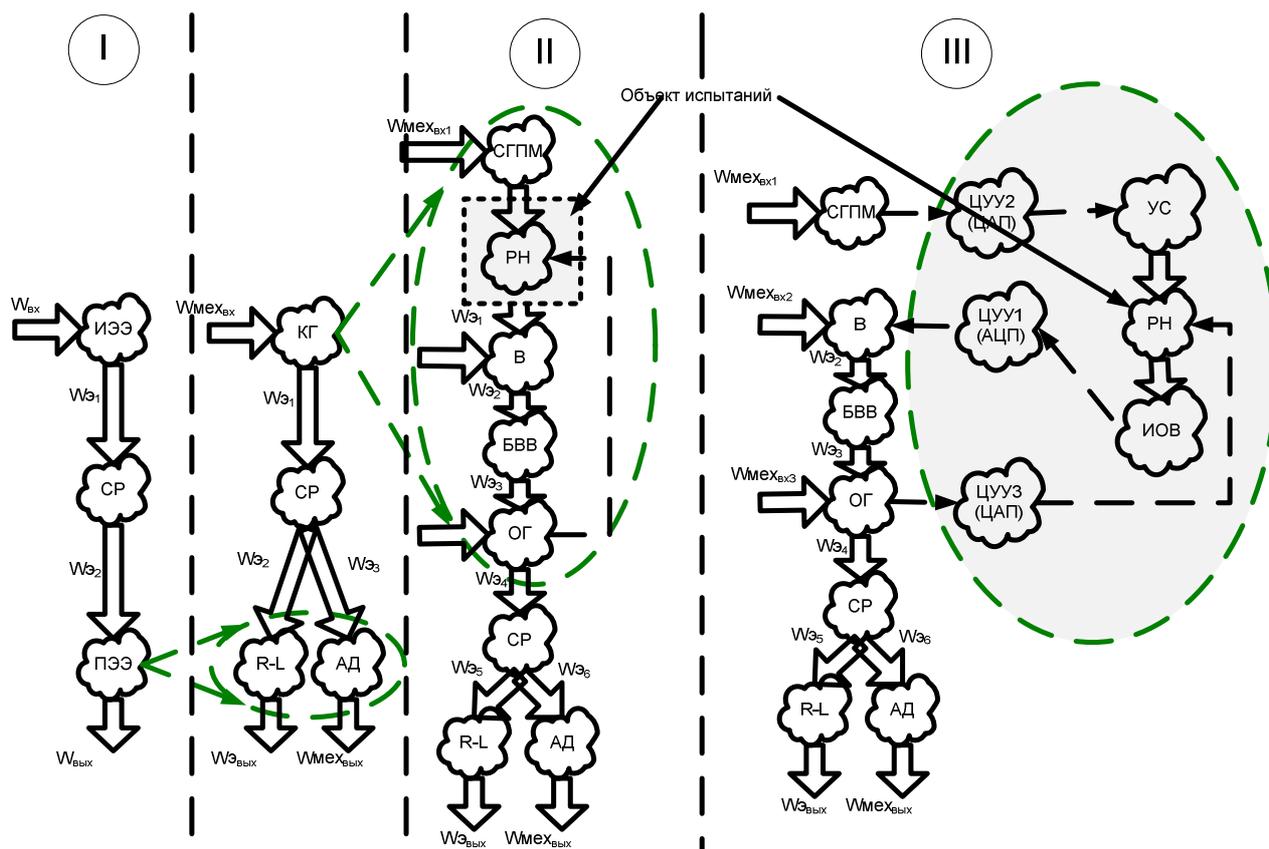


Рис. 3. Разработка средств испытаний регулятора напряжения

Синтез технического устройства, воспроизводящего информационно-энергетические связи объекта испытаний с системой и окружающей средой, является оптимизационной задачей, решение которой определяется выбранным критерием или совокупностью критериев эффективности. В качестве таких критериев могут выступать: массо-габаритные показатели, степень автоматизации, энергоэффективность и др.

Рассматриваемые далее устройства могут выступать в качестве примеров реализации средств испытаний авиационного электрооборудования.

На основе анализа методов построения цифровых управляющих систем и состояния современной элементной базы для проведения макетных испытаний автоматической аппаратуры регулирования, защиты и управления был разработан программно-аппаратный имитатор (ПАК) канала генерирования СЭС, обобщенная структура которого изображена на рис. 4.

В представленной схеме условно показано разделение структуры построения ПАК на программную и аппаратную части. Программный модуль обеспечивает выполнение алгоритма расчета по разработанным математическим моделям и формирование сигналов управления. Аппаратная часть осуществляет взаимодействие между характерными физическими сигналами реального объекта и информационными параметрами алгоритма работы программы моделирования. В качестве этих элементов выступают АЦП, ЦАП, а также силовые элементы исполнительных органов.

Возможность реализации предлагаемой структуры ПАК зависит от элементной базы, на основе которой будет строиться комплекс. Характеристики этих элементов являются определяющими факторами при выборе ММ, реализующей имитационное моделирование различных режимов работы синхронного генератора.

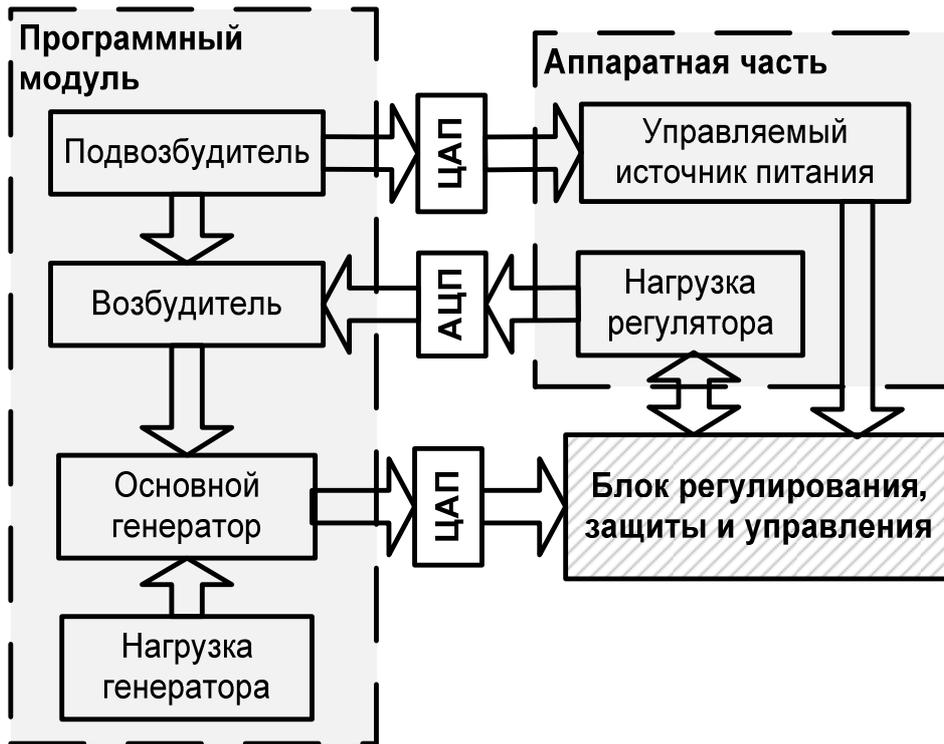


Рис. 4. Программно-аппаратный имитатор трёхмашинного синхронного генератора

Силовая часть ПАК должна представлять собой трехканальный линейный усилитель, обеспечивающий согласование уровня напряжения формируемого ЦАП с входом измерительного органа регулятора напряжения. Необходимость применения дополнительного управляемого источника питания обусловлена задачей проведения испытания силовых ключей регулятора напряжения при номинальных токах управления.

Другим вариантом решения задачи создания технических средств контроля является реализация аппаратного комплекса на основе реальных элементов системы. На рис. 5 представлена структурная схема стенда диагностики компонентов авиационных электроэнергетических систем (СДКАЭ). Стенд, совместно с комплектом соответствующей контрольно-проверочной аппаратуры (КПА), предназначен для проведения диагностики и контрольных испытаний при ремонте оборудования управления, защиты, регулирования и распределения электрической энергии, входящего в состав бортовых систем электроснабжения переменного трёхфазного тока.

Стенд взаимодействует с объектами диагностики и испытаний посредством КПА, позволяющей осуществлять контроль параметров тестируемого оборудования.

При этом обеспечивает сопровождение процессов диагностики и испытаний оборудования реальными режимами работы, динамическими и статическими характеристиками бортового генератора переменного тока как в штатных, так и в аварийных режимах его работы.

Электромашинный преобразователь должен осуществлять преобразование электрической энергии переменного 3ф. тока 220/380 В 50 Гц в электрическую энергию переменного 3ф. тока с заданными уровнями фазных напряжений и частоты. Электродвигатель асинхронный осуществляет вращение ротора генератора с заданной частотой.

Авиационный трехфазный генератор выполняет генерирование электрической энергии с заданными выходными параметрами.

Реактивная и активная нагрузки обеспечивают установку требуемого уровня и характера нагрузки генератора.

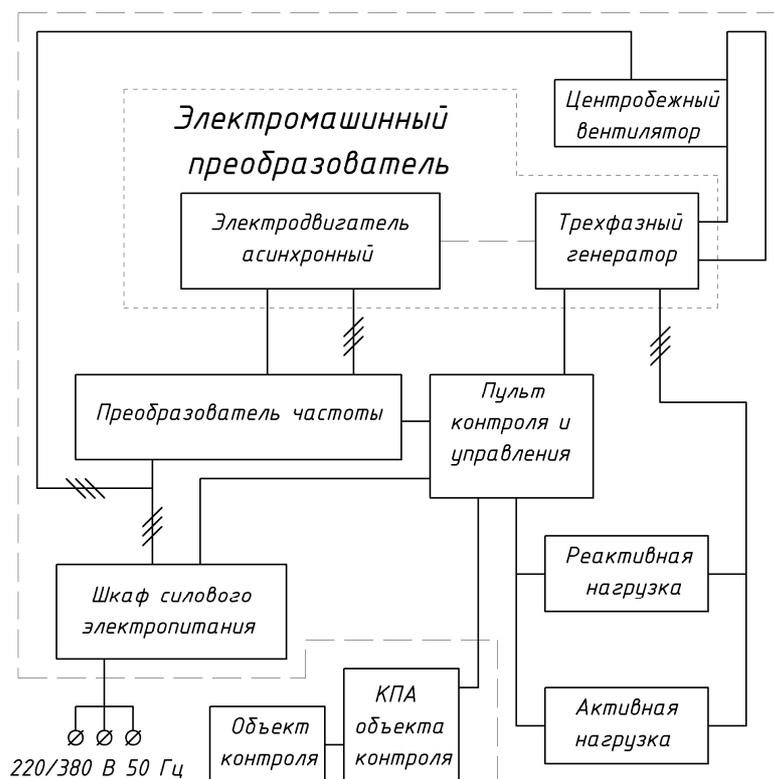


Рис. 5. Структурная схема СДКАЭ

Стенд обеспечивает выполнение следующих задач:

- контроль работоспособности и функционирования объекта контроля;
- контроль при проведении настроечных и регулировочных работ;
- формирование стимулирующих сигналов, необходимых для осуществления процесса контроля;
- формирование возмущающих сигналов, необходимых для осуществления процесса контроля устройств регулирования напряжения генератора;
- имитацию несимметричных режимов работы генератора.

Представленные варианты реализации технических устройств для систем испытаний и контроля позволяют в полной мере осуществлять выполнение задач по повышению эксплуатационной эффективности электроэнергетических систем воздушных судов. Но при этом имеют различные показатели эффективности. Так, программно-аппаратный имитатор обладает повышенной энергоэффективностью, более высокой степенью автоматизации, гибкой настройкой, но в то же время, точность имитационной обстановки и динамические характеристики определяются адекватностью математических моделей и быстродействием вычислителя. Аппаратный комплекс обеспечивает высокую степень детализации имитационной обстановки (т.к. применяются натурные элементы системы), но требует значительных энергозатрат и эксплуатационных расходов, обладает низкой возможностью к реконфигурации. Конечный выбор варианта решения должен определяться целями, возможностями и перспективами развития авиационного оборудования.

Таким образом, предложенный в работе структурно-функциональный подход к разработке средств контроля и испытаний электроэнергетических систем воздушных судов позволяет добиться новых результатов как в решении вопросов эксплуатации существующих систем бортового оборудования, так и при разработке новейших комплексов.

ЛИТЕРАТУРА

- 1 Пантл А. Методы системного анализа окружающей среды. – М.: Мир, 1979.
- 2 Романов В.Н. Основы системного анализа. – СПб.: СЗПИ, 1996.
- 3 Халютин С.П., Тюляев М.Л., Жмуров Б.В., Старостин И.Е. Моделирование сложных электроэнергетических систем летательного аппарата. – М.: ВВА, 2010.

**STRUCTURAL-FUNCTIONAL APPROACH TO DEVELOPING OF AN AIRCRAFT
ELECTRIC POWER SYSTEMS TESTING AND CONTROL DEVICES****Khalyutin S.P., Khomchenko A.A., Zhmurov B.V.**

The article considers the question of the development of electric power systems testing and control devices on the basis of structural-functional approach. The proposed solution provides an object-energy decomposition of the device model with the subsequent structural-functional analysis and generation of requirements for technical devices, implementing the simulation environment the test device.

Key words: electrical power system, control and testing, structural-functional approach.

Сведения об авторах

Халютин Сергей Петрович, 1968 г.р., окончил Рижское ВВАИУ им. Я. Алксниса (1990), МГУ им. М.В. Ломоносова (1993), доктор технических наук, профессор МГТУ ГА, начальник кафедры электрооборудования (и метрологии) Военного учебно-научного центра ВВС «Военно-воздушная академия им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», автор более 110 научных работ, область научных интересов – авиационная электроэнергетика, анализ и проектирование сложных электроэнергетических систем.

Хомченко Александр Андреевич, 1955 г.р., окончила ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского (1989), ведущий инженер-конструктор ОАО «ЛазерСервис», автор 15 научных работ, область научных интересов – системы энергоснабжения летательных аппаратов.

Жмуров Борис Владимирович, 1974 г.р., окончил ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского (2004), кандидат технических наук, доцент кафедры электрооборудования (и метрологии) ВУНЦ ВВС, автор более 50 научных работ, область научных интересов – системы энергоснабжения летательных аппаратов.

УДК 629.7.05

СПОСОБ СИТУАЦИОННОЙ АДАПТАЦИИ ПРОСТРАНСТВЕННЫХ ДАННЫХ В БОРТОВЫХ ГЕОИНФОРМАЦИОННЫХ СИСТЕМАХ

К.В. МАЛЫНКИН, И.Б. МУХИН

По заказу редакционной коллегии

Статья представлена доктором технических наук, профессором Харьковским В.П.

Решение бортовых геоинформационных задач построено на обработке пространственных данных. Ресурсы бортовых вычислительных комплексов довольно ограничены. Для обеспечения решения ресурсоёмких геоинформационных задач за приемлемое время применяются различные средства ситуационной адаптации цифровой информации о местности. Описываемый метод основан на модели, в которой пространственные данные представлены в виде совокупности последовательных приближений, что позволяет адаптировать их за счёт выборки на требуемом уровне детализации.

Ключевые слова: бортовые геоинформационные системы, ситуационная адаптация, пространственные данные.

Введение

Большинство новых целевых задач, выполняемых комплексами бортового радиоэлектронного оборудования современных, модернизируемых и перспективных летательных аппаратов, требуют для успешного решения наличия на борту баз разнообразных априорных данных, в том числе и пространственных. Некоторые из таких задач полностью построены на обработке последних и без необходимых исходных пространственных данных не решаются в принципе. Другие лишь на определённых этапах выполнения требуют геоинформационной поддержки и могут быть решены без неё, но, вероятно, с худшим качеством или более низкой эффективностью. В любом случае такие задачи называются геоинформационными.

Практика их реализации показывает, что само обеспечение бортовых потребителей пространственными данными является задачей нетривиальной. Даже при условии применения для создания аппаратуры бортовых геоинформационных систем (ГИС) самой современной элементной базы разработчики сталкиваются с целым рядом проблем. Во-первых, с возрастанием требований к точности решения геоинформационных задач растут и требования к разрешению (уровню детализации) исходных пространственных данных, что, в свою очередь, приводит к резкому скачку объёмов хранимой и обрабатываемой информации и критической нагрузке на вычислители, каналы передачи и систему отображения. Во-вторых, для бортовых комплексов характерно параллельное выполнение сразу нескольких ресурсоёмких геоинформационных задач, в связи с чем встаёт вопрос непрерывного обеспечения в реальном времени пространственными данными одновременно нескольких потребителей. Наконец, требования к качеству и скорости решения целевых задач всегда опережают темп роста мощностей бортовых вычислительных средств.

Таким образом, эффективное обеспечение бортовых потребителей пространственными данными требует, помимо модернизации аппаратуры, применения оригинальных архитектурных решений при проектировании бортовых систем баз пространственных данных. Ключевое значение имеет способ организации баз данных, так как скорость, эффективность, а в некоторых случаях и возможность решения геоинформационных задач напрямую зависят от времени выборки и предобработки исходной информации.

Именно по этой причине в структуры бортовых баз пространственных данных "закладывают" средства, позволяющие адаптировать выборки сообразно решаемым задачам, снижая при этом нагрузку на вычислитель и каналы передачи данных, обеспечивая приемлемую скорость решения задач.

Способы обеспечения ситуационной адаптации в бортовых ГИС

Под ситуационной адаптацией цифровой информации о местности понимается процесс настройки состава и уровня детальности пространственных данных при их выборке из соответствующих баз и передаче потребителям в зависимости от сложившихся условий, в том числе от текущей скорости, высоты, осуществляемого этапа, реализуемого режима полёта, приоритета бортового потребителя, требуемых параметров запрашиваемых данных, а также оценки доступных вычислительных ресурсов [1].

В связи с тем, что информационные потребности систем-потребителей и членов экипажей на различных этапах, в различных режимах и условиях полёта, а также и при выполнении различных задач существенно различаются, необходимо обеспечить адекватные сложившейся обстановке выборки данных.

В существующих системах применяются простейшие средства ситуационной адаптации. Например, в устройстве, описанном в [2], для каждого режима и подрежима назначается свой, соответствующий потребностям и напряжённости деятельности экипажа набор параметров, определяющих содержание картографических мнемокадров. Для этого применяется формализованный отбор объектов, подлежащих отображению, по ряду критериев, среди которых основные: принадлежность к определённой категории пространственной информации; значимость объектов; характер влияния объектов на полёт и т. п. Таким образом, ситуационная адаптация осуществляется за счёт управления составом выборки. Для реализации возможности осуществления ситуационной адаптации за счёт настройки уровня детализации пространственных данных предлагается использовать оригинальный подход к организации баз пространственных данных, который позволил бы в значительной степени уменьшить время доставки данных до потребителя за счёт внедрения средств ситуационной адаптации в саму структуру базы, позволяя задействовать эти средства уже на этапе выборки.

Разложение сигнала по базису вейвлетов

Предлагаемый подход основан на представлении данных в виде совокупности его последовательных приближений, а именно в виде грубой составляющей на самом низком уровне детализации и набора уточняющих коэффициентов для более высоких уровней. Такое представление исходных данных получается посредством их разложения по базису специальных математических функций. В устройстве [3], например, для этой цели применялись тригонометрические функции. В предлагаемом подходе исходная информация (одномерный дискретный сигнал – в случае векторной формы представления данных, двумерный – в случае растровой формы) раскладывается по вейвлет-базису с помощью дискретного вейвлетного преобразования. Грубая составляющая сигнала, полученная таким образом на некотором минимальном уровне детализации, и уточняющие коэффициенты, полученные для более высоких уровней детализации, записываются в бортовую базу данных. При запросе записанной таким способом пространственной информации осуществляется передача сначала грубой составляющей на минимальном уровне детализации, а затем необходимое количество уточняющих коэффициентов. По полученным грубой составляющей и уточняющим коэффициентам выполняется восстановление сигнала посредством обратного дискретного вейвлетного преобразования до требуемого уровня детализации.

Разложение сигнала на грубую составляющую и уточняющие коэффициенты с помощью дискретного вейвлетного преобразования может быть представлено как дерево низкочастотных и высокочастотных фильтров [4] (рис. 1).



Рис. 1. Схема прямого и обратного дискретного вейвлет-преобразования

Низкочастотные фильтры, обозначенные оператором $\{L_n\}$, уменьшают количество информации исходного сигнала. Высокочастотные фильтры $\{H_n\}$ предоставляют недостающую информацию. Размерность результата преобразования низкочастотным и высокочастотным фильтрами вдвое меньше размерности входного сигнала, то есть $L_n, H_n: R^n \rightarrow R^{n/2}$. На рис. 1 показан пример вейвлет-преобразования сигнала X из пространства R^8 . Вейвлет-преобразование этого сигнала есть элемент пространства R^8 вида $\{L_2L_4L_8X, H_2H_4L_8X, H_4L_8X, H_8X\}$, где $L_2L_4L_8X$ – грубое приближение сигнала на минимальном уровне разрешения, а остальные члены – векторы деталей, сохраняемых на каждом шаге преобразования. Операторы могут быть представлены в виде матриц, элементы $L_n[i, j]$ и $H_n[i, j]$ которых задаются следующим образом.

Пусть $k = j - 2i + 1$, тогда

$$L_n[i, j] = \begin{cases} c_k, & \text{если } 0 \leq k \leq N - 1 \\ c_{k+n}, & \text{если } k < 0 \text{ и } k + n \leq N - 1 \\ 0, & \text{если } k < 0 \text{ и } k + n > N - 1. \end{cases} \quad (1)$$

Пусть $k = 2i - j$, тогда

$$H_n[i, j] = \begin{cases} (-1)^{j+1} c_k, & \text{если } 0 \leq k \leq N - 1 \\ (-1)^{j+1} c_{k+n}, & \text{если } k < 0 \text{ и } k + n \leq N - 1 \\ 0, & \text{если } k < 0 \text{ и } k + n > N - 1, \end{cases} \quad (2)$$

где i – номер строки матрицы ($i = 1, 2, \dots, n/2$); j – номер столбца матрицы ($j = 1, 2, \dots, n$); n – длина сигнала; c_k – коэффициенты фильтра, зависящие от вейвлета, используемого в преобразовании ($k = 0, 1, 2, \dots, N - 1$); N – количество коэффициентов вейвлета, используемого в преобразовании. Если, например, вейвлет задаётся шестью коэффициентами $\{c_0, c_1, c_2, c_3, c_4, c_5\}$, а длина исходного сигнала X равна 8, то матрицы L_8 и H_8 примут вид

$$L_8 = \begin{bmatrix} c_0 & c_1 & c_2 & c_3 & c_4 & c_5 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & c_0 & c_1 & c_2 & c_3 & c_4 & c_5 \\ c_4 & c_5 & 0 & 0 & c_0 & c_1 & c_2 & c_3 \\ c_2 & c_3 & c_4 & c_5 & 0 & 0 & c_0 & c_1 \end{bmatrix}, \quad (3)$$

$$\mathbf{H}_8 = \begin{bmatrix} c_1 & -c_0 & 0 & 0 & c_5 & -c_4 & c_3 & -c_2 \\ c_3 & -c_2 & c_1 & -c_0 & 0 & 0 & c_5 & -c_4 \\ c_5 & -c_4 & c_3 & -c_2 & c_1 & -c_0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & c_5 & -c_4 & c_3 & -c_2 & c_1 & -c_0 \end{bmatrix}. \quad (4)$$

Таким образом, вейвлетное преобразование может быть представлено в следующем виде

$$\begin{bmatrix} \mathbf{a}_{m-1} \\ \mathbf{d}_{m-1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{L}_m \\ \mathbf{H}_m \end{bmatrix} \mathbf{X}. \quad (5)$$

Здесь

$$\mathbf{X} = \begin{bmatrix} X_1 \\ \vdots \\ X_{2^m} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{a}_{m-1} = \begin{bmatrix} a_{m-1,0} \\ \vdots \\ a_{m-1,2^{m-1}-1} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{d}_{m-1} = \begin{bmatrix} d_{m-1,0} \\ \vdots \\ d_{m-1,2^{m-1}-1} \end{bmatrix}, \quad (6)$$

где \mathbf{X} - вектор-столбец исходного сигнала с 2^m элементами; \mathbf{L}_m , \mathbf{H}_m - матрицы фильтров, каждый из которых имеет размер $2^{m-1} \times 2^m$; \mathbf{a}_{m-1} и \mathbf{d}_{m-1} - векторы-столбцы с 2^{m-1} элементами, представляющие приближение сигнала на более низком уровне разрешения, и коэффициенты детализации соответственно. Продолжая процесс, будем применять низкочастотные и высокочастотные фильтры к \mathbf{a}_k до достижения требуемого уровня разрешения. Результирующее вейвлетное преобразование $\{\mathbf{a}_k, \mathbf{d}_k, \mathbf{d}_{k+1}, \dots, \mathbf{d}_{m-1}\}$, состоящее из 2^m элементов, заносится в базу данных. Коэффициенты могут быть специальным образом закодированы, что даёт возможность сжать информацию перед записью её в бортовую базу данных.

Процесс реконструкции пространственной информации показан на рис. 1 (внизу). При осуществлении обратного дискретного вейвлетного преобразования выполняется следующая операция

$$\mathbf{a}_k = \begin{bmatrix} \mathbf{L}_k \\ \mathbf{H}_k \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} \mathbf{a}_{k-1} \\ \mathbf{d}_{k-1} \end{bmatrix}. \quad (7)$$

Так как базисные функции (масштабирующая и вейвлет-функции) ортонормированны, обратную матрицу можно записать в следующем виде

$$\begin{bmatrix} \mathbf{L}_k \\ \mathbf{H}_k \end{bmatrix}^{-1} = [\mathbf{L}_k^T \mid \mathbf{H}_k^T], \quad (8)$$

тогда шаг обратного дискретного вейвлетного преобразования можно записать в виде

$$\mathbf{a}_k = \begin{bmatrix} \mathbf{L}_k \\ \mathbf{H}_k \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} \mathbf{a}_{k-1} \\ \mathbf{d}_{k-1} \end{bmatrix} = [\mathbf{L}_k^T \mid \mathbf{H}_k^T] \begin{bmatrix} \mathbf{a}_{k-1} \\ \mathbf{d}_{k-1} \end{bmatrix} = \mathbf{L}_k^T \mathbf{a}_{k-1} + \mathbf{H}_k^T \mathbf{d}_{k-1}. \quad (9)$$

Упаковка и упорядочивание информации в базе данных

Самым общим принципом, лежащим в основе организации баз пространственных данных, является то, что данные в файлах упорядочиваются на основе пространственной кластеризации [5].

Целью кластеризации является сокращение времени поиска и времени задержки при формировании результатов часто встречающихся запросов. По отношению к пространственным базам данных это означает, что объекты, являющиеся смежными в пространстве и нередко запрашиваемые совместно, должны на самом деле храниться вместе и во вторичной памяти. Для обеспечения эффективного поточного считывания информации (подкачки) вся территория, содержащаяся в базе данных, разбивается на фрагменты определённого размера, что позволяет считывать информацию из энергонезависимого накопителя и обновлять данные в оперативной памяти небольшими блоками.

На рис. 2 изображено вейвлет-преобразование, построенное для 4 фрагментов рельефа в районе горы Эльбрус.

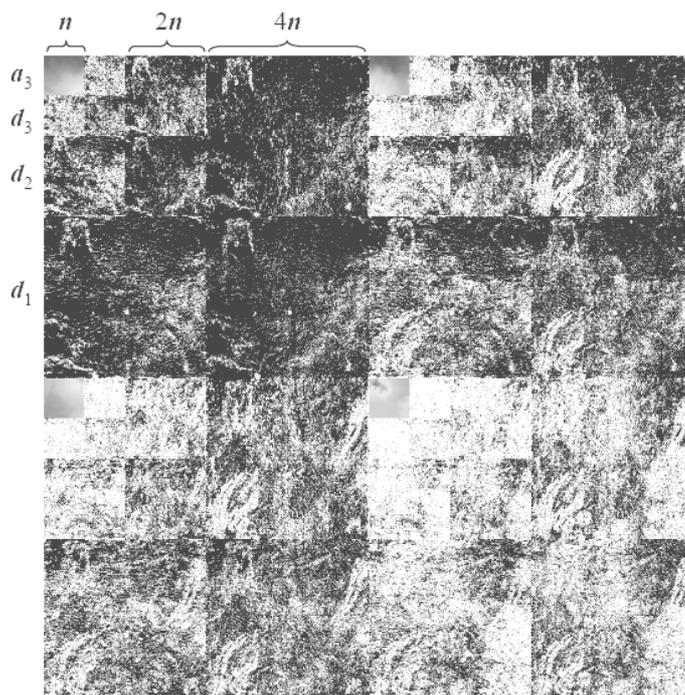


Рис. 2. Двумерное вейвлет-преобразование 4 фрагментов рельефа местности

Здесь n – размерность "грубого" приближения a_3 матрицы рельефа на уровне минимальной детализации, d_3 , d_2 и d_1 – уточняющие коэффициенты для уровней более высокой детализации.

Информация для нескольких соседних фрагментов должна запрашиваться совместно, поэтому данные перегруппируются таким образом, чтобы можно было получить информацию по рельефу на определённом уровне детализации за меньшее число обращений к накопителю. Таким образом, в накопителе размещаются сначала коэффициенты аппроксимации для всех фрагментов (в соответствии со схемой упорядочивания), затем коэффициенты детализации уровня 3, уровня 2 и уровня 1

Примеры ситуационной адаптации в задачах формирования изображений

Для целевых задач с жёсткими требованиями к исходным пространственным данным восстановление выполняется до максимального уровня разрешения. Для задач менее требовательных можно выполнять восстановление данных до уровня разрешения ниже максимального (или восстановление только части данных до максимального уровня). Например, для задач визуализации, требующих значительных ресурсов, но не критичных к точности исходной информации, можно использовать данные на уровнях более низкой детализации.

На рис. 3 показан режим формирования плоского изображения рельефа методом светотеневой пластики.



Рис. 3. Адаптация пространственного разрешения рельефа земной поверхности при формировании картографического изображения на бортовом индикаторе

На рис. 3 на всю область экрана индикатора отображаются данные по рельефу земной поверхности в районе полёта низкого разрешения, а на небольшой фрагмент этого района в непосредственной близости от летательного аппарата отображается рельеф, восстановленный до максимального разрешения. Детальность участков с низким разрешением на 2 уровня ниже, чем участков с высоким разрешением. Значит для хранения значений превышений на участок с низким разрешением понадобится приблизительно в 16 раз меньше памяти, чем на участок с высоким разрешением. Кроме того, такой режим позволит экипажу сосредоточить внимание на более чёткой зоне высокого разрешения, а по всей остальной территории иметь только тенденцию пространственного распределения превышений высот.

На рис. 4 представлены трёхмерные изображения рельефа, построенные по данным на нулевом (слева) и третьем (справа) уровнях детализации. Тенденции распределения поля рельефа переданы довольно точно в обоих случаях и визуально практически неразличимы.

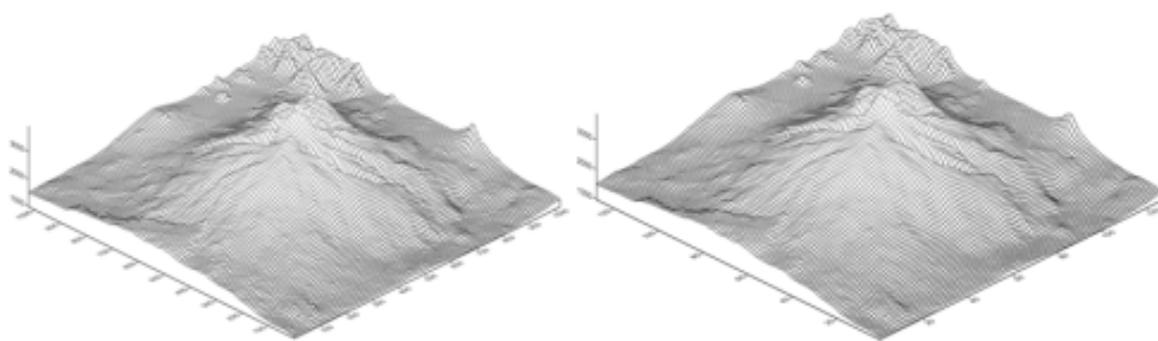


Рис. 4. 3D-изображения рельефа местности

Заключение

Применение описанного метода ситуационной адаптации и соответствующего подхода к организации баз пространственных данных может обеспечить снижение нагрузки на бортовые системы, прежде всего на систему управления базами данных и систему визуализации за счёт допустимого снижения уровня детальности запрашиваемых и отображаемых данных. Это, в

свою очередь, может способствовать обеспечению непрерывности и "живучести" процессов выборки, обработки и выдачи информации бортовым потребителям и в итоге к повышению эффективности решения целевых задач.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Малынкин К. В.** Ситуационная адаптация цифровой информации о местности для бортовых геоинформационных задач // Вопросы оборонной техники, серия 9. - Вып. 1(246) - 2(247).
2. **Пат. 2250182 Российская Федерация.** Устройство синтеза картографических изображений / В.П. Бабак, В.Н. Быков, Ю.Н. Виноградов, Ю.А. Ильченко, П.П. Парамонов, В.Д. Суслов, Д.В. Сухомлинов, Б.В. Уткин, Ю.Т. Юшинский; заявители и патентообладатели В.П. Бабак, В.Н. Быков, Ю.Н. Виноградов, Ю.А. Ильченко, П.П. Парамонов, В.Д. Суслов, Д.В. Сухомлинов, Б.В. Уткин, Ю.Т. Юшинский – № 2004121191/11; заявл. 13.07.2004; опубл. 20.04.2005, Бюл. № 11.
3. **DIGITAL MAP GENERATOR AND DISPLAY SYSTEM** Paul B. Beckwith, Jr., Indialantic; Kent P. Bascle, Melbourne; Luen C. Chan, Indian Harbour Beach; Wayne E. Basta, Palm Bay, all of Fla., Harris Corporation, Melbourne, Fla. United States Patent Number 5,140,532.
4. **Уэлстид С.** Фракталы и вейвлеты для сжатия изображений в действии: учеб. пособие. - М.: Триумф, 2003.
5. **Шекхар Ш., Чаула С.** Основы пространственных баз данных / пер с англ. - М.: КУДИЦ-ОБРАЗ, 2004.

APPROACH TO SITUATIONAL ADAPTATION OF SPATIAL DATA IN AIRBORNE GEOGRAPHIC INFORMATION SYSTEMS

Malyнкиn K.V., Mukhin I.B.

Execution of the on-board geographic information applications is based on the use of spatial data. Airborne computer systems have quite limited computational power. To provide for the execution of resource-intensive on-board geographic information applications in an acceptable time, different means of situational adaptation of digital spatial data are used. The method described is based on a model representing spatial data as a set of step-by-step approximations, which makes it possible to provide their situational adaptation by fetching data at the required level of detail.

Key words: onboard GIS systems, situational adaptation, spatial data.

Сведения об авторах

Малынкин Константин Вадимович, 1979 г.р., окончил МАИ (2002), заместитель начальника отдела НПО "Мобильные информационные системы", автор 12 научных работ, область научных интересов – базы пространственных данных, геоинформационные системы, бортовые картографические системы.

Мухин Иван Борисович, 1989 г.р., окончил МФПА (2010), старший инженер-программист НПО "Мобильные информационные системы", автор 3 научных работ, область научных интересов – геоинформационные системы, форматы и методы обработки пространственных данных.

УДК 629.7.05

ПРИНЯТИЕ РЕШЕНИЯ О КОРРЕКЦИИ КООРДИНАТ СИСТЕМОЙ НАВИГАЦИИ ПО ГЕОФИЗИЧЕСКОМУ ПОЛЮ В УСЛОВИЯХ ПОСТОЯННЫХ ОШИБОК ИЗМЕРЕНИЯ

А.И. НАУМОВ

Получены условия и предложен метод принятия решения о коррекции координат местоположения с заданной вероятностью в поисковом алгоритме системы навигации по геофизическому полю при наличии в измерениях постоянной ошибки, рассматриваемой как выборочная реализация случайной величины с известной статистикой.

Ключевые слова: система навигации по геофизическому полю, принятие решения о коррекции в поисковом алгоритме корреляционно-экстремальной навигации.

1. Введение

Корреляционно-экстремальные навигационные системы (КЭНС), относящиеся к классу систем навигации по геофизическим полям (ГФП), являются эффективным автономным средством коррекции численных навигационных параметров летательных аппаратов (ЛА). Одной из главных классификационных характеристик КЭНС является тип алгоритма обработки измерений ГФП, в соответствии с которым выделяют: поисковые, беспойсковые и комбинированные системы [1]. В условиях больших возможных начальных ошибок определения навигационных параметров основной навигационной системой подвижного объекта наиболее эффективно применение поисковых КЭНС. Принцип действия поисковых алгоритмов КЭНС заключается в выполнении последовательных измерений навигационной характеристики ГФП и поиске на множестве известных картографических реализаций этой характеристики той, которая соответствует экстремальному значению параметра, характеризующего их корреляционную зависимость с измеренной последовательностью значений.

Одной из основных задач при практической реализации систем данного класса на борту ЛА является определение числа измерений ГФП, которые необходимо обработать для достижения заданной точности. Сложность этой задачи обусловлена тем, что в процессе обработки информации в поисковом алгоритме оценка точности решения непосредственно не формируется. В работах [1; 2] в рамках статистического подхода разработана теория точности и получены условия на необходимое число измерений для случая, когда измеряемое ГФП в районе коррекции является эргодическим. При этом постоянная ошибка измерения ГФП предполагается малой и ее включают в состав обобщенной ошибки измерения ГФП, или же расширяют множество рассматриваемых гипотез поисковой КЭНС за счет гипотез о величинах постоянной ошибки измерения, что резко увеличивает потребные вычислительные затраты [2].

Следует отметить, что условие эргодичности в практических задачах навигации по ГФП выполняется не всегда. В [3] предложен метод принятия решения о коррекции в поисковом алгоритме КЭНС для неэргодических ГФП при условии отсутствия постоянной ошибки измерения, например, при измерении на борту ЛА вместо навигационной характеристики ГФП ее приращений на некоторой линейной базе. Однако измерение приращений сопровождается удвоением дисперсии случайных шумов измерения. В статье получены условия и предложен метод принятия решения о коррекции координат местоположения с заданной вероятностью в поисковом алгоритме КЭНС при наличии в измерениях характеристики неэргодического ГФП постоянной ошибки, рассматриваемой как выборочная реализация случайной величины с известной статистикой.

2. Условия и метод принятия решения о коррекции

Предположим, что основная навигационная система объекта в моменты времени $t_j, j = 1, 2, \dots$ определяет методом счисления пути координаты местоположения; без потери общности можно полагать, что счисленные координаты преобразованы в некоторую прямоугольную систему координат $(\hat{x}(t_j), \hat{y}(t_j)) = (\hat{x}_j, \hat{y}_j)$, согласованную с системой координат бортовой карты характеристик измеряемого ГФП. Предположим также, что (\hat{x}_j, \hat{y}_j) на рассматриваемом интервале времени характеризуются постоянными ошибками $(\delta x, \delta y)$, для которых известны параметры априорного распределения, что позволяет сформировать область поиска этих ошибок.

Относительно решения основной навигационной системы в каждый из моментов времени t_j строится доверительный квадрат (ДК) алгоритма КЭНС: множество точек, задаваемое регулярным сеточным разбиением координатной плоскости с постоянным шагом по каждой из координат l_x и l_y относительно центра в точке (\hat{x}_j, \hat{y}_j) и формализующее образ области поиска. Точка ДК с индексами (m, n) соответствует гипотезе о том, что координатные ошибки счисления основной навигационной системы составляют $\delta x = l_x m$, $\delta y = l_y n$; далее будем полагать выполненным условия $l = l_x = l_y$; $-N_x \leq m \leq N_x$, $-N_y \leq n \leq N_y$; константы N_x и N_y формализуют границы области поиска.

Одной из наиболее распространенных форм практической реализации поискового алгоритма КЭНС является итерационный расчет квадратичного целевого функционала (ЦФ) следующего вида [2]

$$I(m, n, S) = \sum_{j=1}^S (h_{\Pi}^k(\hat{x}_j + m \cdot l, \hat{y}_j + n \cdot l) - \tilde{h}_{\Pi, j})^2, \quad (1)$$

где $\tilde{h}_{\Pi, j} = \tilde{h}_{\Pi}(t_j)$ – измерение характеристики ГФП в j -й момент времени; $h_{\Pi}^k(\hat{x}(t_j) + m \cdot l, \hat{y}(t_j) + n \cdot l)$ – восстановленное по бортовой карте значение измеряемой характеристики ГФП, соответствующее гипотезе (m, n) для того же момента времени; S – число учтенных измерений, определяющее текущую длину реализации накопления информации алгоритмом КЭНС.

Решением поискового алгоритма КЭНС является та гипотеза (m, n) , которая доставляет ЦФ (1) глобальный минимум [2]

$$(m^*, n^*) = \underset{(m, n)}{\operatorname{argmin}} (I(m, n, S)), \quad (2)$$

соответствующие корректирующие поправки к координатам местоположения ЛА, счисленным основной навигационной системой, определяются как

$$\delta x_{\text{корр}} = m^* l; \quad \delta y_{\text{корр}} = n^* l.$$

В случае эргодичности ГФП в районе применения КЭНС определение длины реализации, необходимой для принятия решения о коррекции, выполняется на основе анализа значений среднего квадратичного отклонения (СКО) вариаций σ_{Π} и радиуса корреляции ρ_{Π} измеряемой характеристики ГФП, а также СКО случайной ошибки измерения $\sigma_{\text{изм}}$ [2].

В случае невыполнения свойства эргодичности принятие решения о коррекции может быть выполнено с применением метода локализации экстремума ЦФ (1) с заданной доверительной вероятностью, использующей представление ЦФ в виде суммы детерминированной и случайной величин [3]. Отметим, что в [3] этот метод был разработан для случая измерения приращений навигационной характеристики ГФП $\Delta \tilde{h}_{\Pi, j} = \tilde{h}_{\Pi}(\hat{x}_j, \hat{y}_j) - \tilde{h}_{\Pi}(\hat{x}_j^L, \hat{y}_j^L)$, где $\tilde{h}_{\Pi}(\hat{x}_j, \hat{y}_j)$ – измерение

в текущей точке траектории движения объекта; $\tilde{h}_n(\hat{x}_j^L, \hat{y}_j^L)$ – измерение в точке траектории, предшествующей текущей и отстоящей от нее на заданное линейное расстояние L , именуемое базой приращения. В настоящей статье метод распространяется на случай обработки в алгоритме КЭНС непосредственного измерения характеристики ГФП с некоторой постоянной ошибкой измерения.

Проанализируем структуру ЦФ (1) в условиях, когда измерение характеристик ГФП сопровождается постоянной ошибкой δh_- и случайными ошибками $\delta h_{\sim j}, j = 1, 2, \dots, S$. В этом случае для гипотезы с индексом (m, n) ЦФ может быть преобразован к виду

$$\begin{aligned} I(m, n, S) = & \sum_{j=1}^S \Delta h_n^k(\hat{x}_j, \hat{y}_j, m, n, m^*, n^*)^2 - \\ & - 2 \sum_{j=1}^S (\Delta h_n^k(\hat{x}_j, \hat{y}_j, m, n, m^*, n^*) (\delta h_- + \delta h_{\sim j}) + \\ & + \sum_{j=1}^S (\delta h_{\sim j})^2 + \delta h_- (\sum_{j=1}^S \delta h_{\sim j}) + S(\delta h_-)^2 = A_1(m, n, m^*, n^*) + A_2(m, n, m^*, n^*) + A_3, \end{aligned} \quad (3)$$

где $\Delta h_n^k(\hat{x}_j, \hat{y}_j, m, n, m^*, n^*) = h_n^k(\hat{x}_j + m \cdot l, \hat{y}_j + n \cdot l) - h_n^k(\hat{x}_j + m^* \cdot l, \hat{y}_j + n^* \cdot l)$ – разность значений измеряемой характеристики ГФП, извлеченных из бортовой карты поля для гипотез с индексами (m, n) и (m^*, n^*) и численных координат центра области поиска (\hat{x}_j, \hat{y}_j) .

Первое слагаемое в (3) $A_1(m, n, m^*, n^*)$ – это детерминированная величина, характеризующая информационное отличие гипотезы с индексом (m, n) от гипотезы (m^*, n^*) в квадратичном ЦФ при условии, что гипотеза с индексом (m^*, n^*) соответствует истинной траектории движения объекта.

Второе слагаемое $A_2(m, n, m^*, n^*)$ – это случайная величина, определяемая как информационным отличием гипотезы (m, n) от (m^*, n^*) , так и ошибками измерения δh_- и $\delta h_{\sim j}$. Отметим, что при совпадении (m, n) и (m^*, n^*) и первое (детерминированное), и второе (случайное) слагаемые обращаются в ноль.

Третье слагаемое A_3 – это случайная величина, не зависящая от номера гипотезы и определяемая ошибками измерения δh_- и $\delta h_{\sim j}$. При фиксации S оно аддитивно входит во все значения ЦФ.

Тогда в точке истинного решения ЦФ (1) принимает значение

$$I(m^*, n^*, S) = \sum_{j=1}^S (\delta h_{\sim j})^2 + \delta h_- (\sum_{j=1}^S \delta h_{\sim j}) + S(\delta h_-)^2, \quad (4)$$

для других гипотез (m, n) значение ЦФ определяется выражением

$$\begin{aligned} I(m, n, S) = & I(m^*, n^*, S) + \\ & + \sum_{j=1}^S \Delta h_n^k(\hat{x}_j, \hat{y}_j, m, n, m^*, n^*)^2 - 2 \sum_{j=1}^S (\Delta h_n^k(\hat{x}_j, \hat{y}_j, m, n, m^*, n^*) (\delta h_- + \delta h_{\sim j})). \end{aligned} \quad (5)$$

Предположим, что нами выделена точка глобального минимума ЦФ (1) – гипотеза (m_{\min}, n_{\min}) . Из (5) следует, что эта гипотеза не соответствует истинному решению, если выполняется условие $I(m_{\min}, n_{\min}, S) < I(m^*, n^*, S)$ или если выполняется эквивалентное вероятностное условие

$$\begin{aligned} A_1(m_{\min}, n_{\min}, m^*, n^*) + A_2(m_{\min}, n_{\min}, m^*, n^*) = & \sum_{j=1}^S \Delta h_n^k(\hat{x}_j, \hat{y}_j, m_{\min}, n_{\min}, m^*, n^*)^2 - \\ - 2\delta h_- \sum_{j=1}^S \Delta h_n^k(\hat{x}_j, \hat{y}_j, m_{\min}, n_{\min}, m^*, n^*) - 2 \sum_{j=1}^S (\Delta h_n^k(\hat{x}_j, \hat{y}_j, m_{\min}, n_{\min}, m^*, n^*) \delta h_{\sim j}) < 0. \end{aligned} \quad (6)$$

Исследуем свойства случайных величин из (6) для произвольных допустимых значений индексов гипотез (m_1, n_1) и (m_2, n_2) . Постоянную ошибку измерения δh_- можно рассматривать как выборочное значение центрированной случайной величины с известным распределением. Тогда, обозначив значение дисперсии этой случайной величины как $D[\delta h_-]$, можно записать

$$\begin{aligned} M \left[2\delta h_- \sum_{j=1}^S \Delta h_{\Pi}^k(\hat{x}_j, \hat{y}_j, m_1, n_1, m_2, n_2) \right] &= 0; \\ D \left[2\delta h_- \sum_{j=1}^S \Delta h_{\Pi}^k(\hat{x}_j, \hat{y}_j, m_1, n_1, m_2, n_2) \right] &= 4D[\delta h_-] \left(\sum_{j=1}^S \Delta h_{\Pi}^k(\hat{x}_j, \hat{y}_j, m_1, n_1, m_2, n_2) \right)^2. \end{aligned} \quad (7)$$

Случайную ошибку измерения δh_{-j} можно рассматривать как центрированную нормальную случайную величину с дисперсией $D[\delta h_{-j}]$, тогда

$$\begin{aligned} M \left[2 \sum_{j=1}^S (\Delta h_{\Pi}^k(\hat{x}_j, \hat{y}_j, m_1, n_1, m_2, n_2) \delta h_{-j}) \right] &= 0; \\ D \left[2 \sum_{j=1}^S (\Delta h_{\Pi}^k(\hat{x}_j, \hat{y}_j, m_1, n_1, m_2, n_2) \delta h_{-j}) \right] &= 4D[\delta h_{-j}] \left(\sum_{j=1}^S (\Delta h_{\Pi}^k(\hat{x}_j, \hat{y}_j, m_1, n_1, m_2, n_2))^2 \right). \end{aligned} \quad (8)$$

Так как случайные величины δh_{-j} и δh_- являются независимыми и центрированными, дисперсия случайной величины $A_2(m_1, n_1, m_2, n_2)$ определяется следующим выражением

$$\begin{aligned} D[A_2(m_1, n_1, m_2, n_2)] &= 4 \left\{ \left(\sum_{j=1}^S (\Delta h_{\Pi}^k(\hat{x}_j, \hat{y}_j, m_1, n_1, m_2, n_2))^2 \right) D[\delta h_{-j}] + \right. \\ &\quad \left. + \left(\sum_{j=1}^S \Delta h_{\Pi}^k(\hat{x}_j, \hat{y}_j, m_1, n_1, m_2, n_2) \right)^2 D[\delta h_-] \right\}. \end{aligned} \quad (9)$$

В силу сделанного выше предположения о выделенном глобальном минимуме ЦФ (1), решение о коррекции (т.е. о соответствии текущей точки минимума ЦФ искомому истинному решению) можно принять, проведя анализ выполнимости вероятностного условия (6) в локальной окрестности гипотезы (m_{\min}, n_{\min}) . Для гипотез, соседних с гипотезой (m_{\min}, n_{\min}) , детерминированные величины $A_1(m_{\min} - 1 + k, n_{\min} - 1 + r, m_{\min} + k, n_{\min} + r)$; $k = 0, 1$; $r = 0, 1$ можно интерпретировать как границы доверительных интервалов для случайных величин $A_2(m_{\min} - 1 + k, n_{\min} - 1 + r, m_{\min} + k, n_{\min} + r)$. Если для фиксированных значений k и r случайная величина $A_2(m_{\min} - 1 + k, n_{\min} - 1 + r, m_{\min} + k, n_{\min} + r)$ принимает значение из внутренней области соответствующего доверительного интервала, то в этой паре гипотез условие (6) не выполняется и гипотеза (m_{\min}, n_{\min}) является истинным решением. Вероятность $P(m_{\min} - 1 + k, n_{\min} - 1 + r, m_{\min} + k, n_{\min} + r)$ этого события определяется указанными выше значениями границы интервала и текущей оценкой дисперсии $D[A_2(m_{\min} - 1 + k, n_{\min} - 1 + r, m_{\min} + k, n_{\min} + r)]$. Минимум из 4-х значений $P(m_{\min} - 1 + k, n_{\min} - 1 + r, m_{\min} + k, n_{\min} + r)$ определяет локальную доверительную вероятность P_d , с которой гипотеза с индексом (m_{\min}, n_{\min}) может быть принята в качестве решения поискового алгоритма КЭНС

$$\begin{aligned} \min_{k=0,1; r=0,1} (P(A_2(m_{\min} - 1 + k, n_{\min} - 1 + r, m_{\min} + k, n_{\min} + r) < \\ < A_1(m_{\min} - 1 + k, n_{\min} - 1 + r, m_{\min} + k, n_{\min} + r))) = P_d. \end{aligned} \quad (10)$$

Поскольку величины $A_1(m_{\min}-1+k, n_{\min}-1+r, m_{\min}+k, n_{\min}+r)$ и оценки дисперсии $D[A_2(m_{\min}-1+k, n_{\min}-1+r, m_{\min}+k, n_{\min}+r)]$ зависят от S , доверительная вероятность P_d также будет функцией числа обработанных алгоритмом измерений $P_d(S)$. При выполнении для некоторого значения S условия $P_d(S) \geq P_{\text{зад}}$, где $P_{\text{зад}}$ – заданная вероятность принятия решения, формируется признак решения поискового алгоритма КЭНС, само решение определяется формулами

$$\delta x_{\text{корр}} = m_{\min}l; \quad \delta y_{\text{корр}} = n_{\min}l. \quad (11)$$

С вероятностью $P_{\text{зад}}$ погрешность решения (11) не превысит по каждой из координат величины линейного дискрета $l_{\text{зад}}$, используемого при задании ДК.

Приведенная совокупность результатов и составляет содержание метода локализации экстремума ЦФ (1) с заданной доверительной вероятностью для случая измерения характеристик ГФП с неизвестной постоянной ошибкой. Формулировка метода для случая измерения приращений характеристик ГФП может быть получена из (3) – (10) как частный случай при выполнении следующих дополнительных условий:

$$\begin{aligned} \delta h_{\text{--}} = 0; \quad A_1(m_1, n_1, m_2, n_2) &= \sum_{j=1}^S (\Delta \Delta h_{\text{п}}^k(\hat{x}_j, \hat{y}_j, m_1, n_1, m_2, n_2))^2; \\ D[A_2(m_1, n_1, m_2, n_2)] &= 4 \left\{ \sum_{j=1}^S (\Delta \Delta h_{\text{п}}^k(\hat{x}_j, \hat{y}_j, m_1, n_1, m_2, n_2))^2 \right\} D[\Delta \delta h_{\text{--}}], \end{aligned} \quad (12)$$

где $D[\Delta \delta h_{\text{--}}] = 2D[\delta h_{\text{--}}]$ – дисперсия измерения приращения характеристики ГФП; $\Delta \Delta h_{\text{п}}^k(\hat{x}_j, \hat{y}_j, m_1, n_1, m_2, n_2) = \Delta h_{\text{п}}^k(\hat{x}_j + m_1l, \hat{y}_j + n_1l) - \Delta h_{\text{п}}^k(\hat{x}_j + m_2l, \hat{y}_j + n_2l)$ – разность значений приращений характеристики ГФП, рассчитанная по бортовой карте поля для гипотез с индексами (m_1, n_1) и (m_2, n_2) и численных координат центра области поиска (\hat{x}_j, \hat{y}_j) .

Апробация метода была выполнена методом статистического численного моделирования, в качестве измеряемого ГФП было выбрано поле высот рельефа местности, не удовлетворяющее условию эргодичности в исследуемом районе. В процессе статистического моделирования (10000 реализаций) определялись как среднее число измерений \bar{S} для принятия решения, определяемое с применением предлагаемого метода, при значениях $l_{\text{зад}} = 50$ м и $P_{\text{зад}} = 0.95$, так и точностные характеристики полученного решения в форме оценок математических ожиданий $\hat{m}_{\delta x}$, $\hat{m}_{\delta y}$ и средних квадратичных отклонений $\hat{\sigma}_{\delta x}$, $\hat{\sigma}_{\delta y}$ ошибок коррекции координат местоположения ЛА x и y соответственно. Результаты моделирования представлены в табл. 1.

Таблица 1

Результаты статистического моделирования

$D[\delta h_{\text{--}}], \text{ м}^2$	$D[\delta h_{\text{--}}], \text{ м}^2$	\bar{S} , ед.	$\hat{m}_{\delta x}$, м	$\hat{\sigma}_{\delta x}$, м	$\hat{m}_{\delta y}$, м	$\hat{\sigma}_{\delta y}$, м
9	9	24.1	-5.36	17.06	-6.85	20.75
9	25	27.55	-5.78	17.51	-6.67	21.6
25	9	31.7	-5.53	18.5	-5.73	21.4

Представленные результаты статистического моделирования подтверждают удовлетворение инженерных критериев точности $|\hat{m}_{\delta x, \delta y}| + 2\hat{\sigma}_{\delta x, \delta y} \leq l_{\text{зад}}$ при принятии решения о коррекции координат в соответствии с предложенным методом, а также дифференцированный учет влияния ошибок измерения ГФП различной природы.

3. Заключение

Предложенный метод принятия решения о коррекции в системе навигации по геофизическому полю обеспечивает отдельный учет влияния постоянной и случайных ошибок измерения характеристик ГФП на объем множества измерений, необходимых для принятия решения о коррекции координат ЛА в поисковом алгоритме КЭНС с заданной доверительной вероятностью. Заданная точность коррекции определяется величиной дискретизации доверительного квадрата поискового алгоритма системы.

ЛИТЕРАТУРА

1. Белоглазов И.Н. Системы навигации и наведения по геофизическим полям // Авиация ВВС России и научно-технический прогресс. Боевые комплексы и системы: вчера, сегодня, завтра / под общ. ред. Е.А. Федосова. - М.: ООО Дрофа, 2005.
2. Красовский А.А., Белоглазов И.Н., Чигин Г.П. Теория корреляционно-экстремальных навигационных систем. - М.: Наука, 1979.
3. Чернышев В.А., Сильвестров М.М., Ползик В.П., Бегичев Ю.И., Котицын Л.О., Наумов А.И. Концепция построения эргатического информационно-управляющего комплекса транспортного самолета // Полет. - 2011. - № 2. - С.13 - 25.

DECISION-MAKING ON CORRECTION OF COORDINATES IN SYSTEM OF GEOPHYSICAL FIELD REFERENCE NAVIGATION IN THE CONDITIONS OF CONSTANT ERRORS OF MEASUREMENT

Naumov A.I.

The conditions are obtained and the method is accepted, that allows to take the decision about correction of coordinates of place with given probability in search algorithm of system of geophysical reference navigation with presence of constant error in measurements of characteristics of geophysical field, considered as sample of random value with known distribution.

Key words: system of geophysical field reference navigation, decision-making in search algorithm of system of geophysical reference navigation.

Сведения об авторе

Наумов Александр Иванович, 1963 г.р., окончил ВВИА им. профессора Н.Е. Жуковского (1987), кандидат технических наук, профессор кафедры электронной автоматики (и авиационных тренажеров) ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», автор более 110 научных работ, область научных интересов – системы навигации по геофизическим полям, эргатические интегрированные бортовые комплексы ЛА, авиационные тренажеры.

УДК 681.586.57

АВТОМАТИЧЕСКАЯ ПОСАДКА САМОЛЕТА НА АВИАНОСЕЦ

В.Г. БОНДАРЕВ

Статья представлена доктором технических наук, профессором Халютиным С.П.

Разработан алгоритм измерения угловых и линейных координат летательного аппарата относительно полетной палубы авианосца, параметров качки авианосца, а также координат положения летательного аппарата относительно траектории, обеспечивающей точную и мягкую посадку.

Ключевые слова: система технического зрения, цифровая телекамера, идентичная точка, система автоматического управления, посадка.

Введение

Посадка самолета является сложным режимом полета, который сопровождается большим количеством катастроф и требует уникальной подготовки летного состава.

Посадка на авианосец, в особенности на авианесущий корабль малого водоизмещения, представляет собой еще более сложную задачу, что обусловлено как характером движения полетной палубы в условиях волнений моря, ее ограниченными габаритами, так и влиянием аэродинамических эффектов, обусловленных движением корабля.

Применяемые в настоящее время визуальные (ВСП) и радиотехнические системы посадки не обеспечивают безопасной посадки в условиях волнения моря, о чем наглядно свидетельствуют регулярно происходящие катастрофы. Причиной этого является приверженность стереотипу посадки, который совершенно не удовлетворяет ее условиям при посадке на авианосец.

Совершенствование ВСП [1], ориентированных на ручное управление, показывает, что создание надежной автоматической системы посадки дело будущего. Однако актуальность автоматической посадки на авианосец необычайно велика, поэтому весьма целесообразной является разработка новых подходов, основанных на применении нестандартных инструментальных средств.

Решение этой проблемы видится в использовании системы посадки, основанной на использовании совокупности трех лазерных полупроводниковых инфракрасных маяков, обеспечивающих излучение в частотном диапазоне, совпадающем с одним из окон прозрачности влажного воздуха атмосферы, в достаточно широком секторе, включающем посадочную траекторию. Измерительным органом этой системы является бортовая система технического зрения (СТЗ), включающая две разнесенные цифровые телекамеры и вычислитель. Траектория посадки формируется аналитически в зависимости от местоположения летательного аппарата и параметров качки авианосца.

1. Траектория мягкой посадки

Пусть во время посадки самолета, движущегося со скоростью V с углом наклона траектории α_L , вертикальная плоскость в которой происходит движение ЛА, составляет угол χ_L с плоскостью ОХУ (рис. 1). Начало системы координат ОХYZ, точка О совпадает с центром масс авианосца, ось ОУ которой совпадает с вертикалью, ось ОХ является проекцией продольной оси авианосца на горизонтальную плоскость, ось ОZ дополняет другие оси до правой системы координат. Авианосец движется со скоростью V_α и совершает угловые колебательные движения по дифференту $\psi_\alpha = \psi_\alpha(t)$ и крену $\theta_\alpha = \theta_\alpha(t)$. Известен радиус-вектор желаемой точ-

ки посадки \bar{R}_{Π} , заданный координатами $\Pi(X_{\Pi}^{(2)}, Y_{\Pi}^{(2)}, Z_{\Pi}^{(2)})$ в правой системе координат $O_2X_2Y_2Z_2$, связанной с полетной палубой, ось O_2X_2 которой параллельна продольной оси полетной палубы, а ось O_2Y_2 перпендикулярна полетной палубе. Получим выражения для проекций относительной скорости самолета и точки Π на ПП авианосца на оси горизонтальной системы координат $O_1X_1Y_1Z_1$, ось O_1X_1 которой параллельна проекции продольной оси полетной палубы на горизонтальную плоскость, а ось O_1Y_1 совпадает с вертикалью. Начало координат O_1 и O_2 совпадает с точкой O . Угол между осями O_1X_1 и OX обозначим χ .

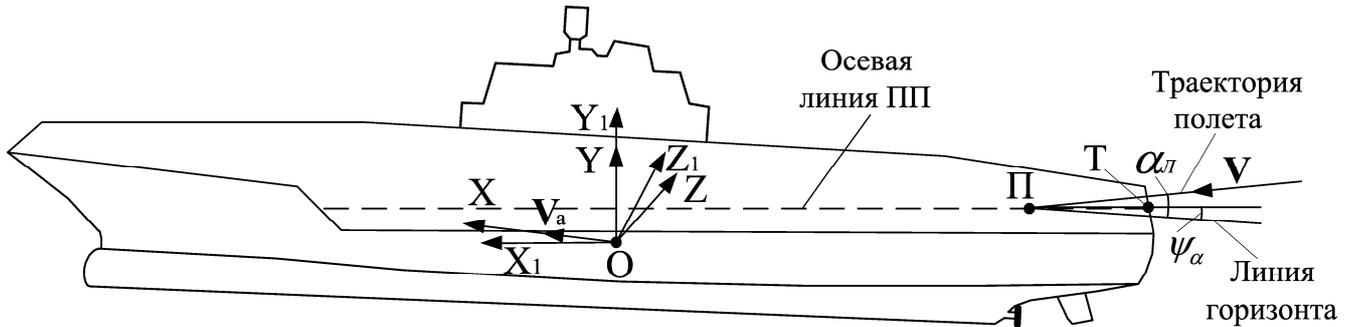


Рис. 1. Схема посадки ЛА на полетную палубу

Выразим вектор скорости \bar{V}_{Π} точки Π , в окрестности которой ожидается посадка самолета на полетную палубу

$$\bar{V}_{\Pi} = \bar{e}_x V_a + \begin{vmatrix} \bar{e}_x & \bar{e}_y & \bar{e}_z \\ \frac{d\theta_{\alpha}}{dt} & 0 & \frac{d\psi_{\alpha}}{dt} \\ X_{\Pi} & Y_{\Pi} & Z_{\Pi} \end{vmatrix} = \bar{e}_x (V_a - Y_{\Pi} \frac{d\psi_{\alpha}}{dt}) + \bar{e}_y (X_{\Pi} \frac{d\psi_{\alpha}}{dt} - Z_{\Pi} \frac{d\theta_{\alpha}}{dt}) + \bar{e}_z Y_{\Pi} \frac{d\theta_{\alpha}}{dt},$$

где $\bar{e}_x, \bar{e}_y, \bar{e}_z$ - единичные орты системы координат $OXYZ$, а координаты точки посадки $X_{\Pi}, Y_{\Pi}, Z_{\Pi}$ вычисляются следующим образом

$$\begin{pmatrix} X_{\Pi} \\ Y_{\Pi} \\ Z_{\Pi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \chi & 0 & \sin \chi \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \chi & 0 & \cos \chi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos \theta_{\alpha} & -\sin \theta_{\alpha} & 0 \\ \sin \theta_{\alpha} & \cos \theta_{\alpha} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \psi_{\alpha} & -\sin \psi_{\alpha} \\ 0 & \sin \psi_{\alpha} & \cos \psi_{\alpha} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} X_{\Pi}^{(2)} \\ Y_{\Pi}^{(2)} \\ Z_{\Pi}^{(2)} \end{pmatrix} =$$

$$= \begin{pmatrix} X_{\Pi}^{(2)} \cos \chi \cos \theta_{\alpha} + (\sin \chi \sin \psi_{\alpha} - \sin \theta_{\alpha} \cos \chi \cos \psi_{\alpha}) Y_{\Pi}^{(2)} + (\sin \theta_{\alpha} \sin \psi_{\alpha} \cos \chi + \sin \chi \cos \psi_{\alpha}) Z_{\Pi}^{(2)} \\ \sin \theta_{\alpha} X_{\Pi}^{(2)} + \cos \theta_{\alpha} \cos \psi_{\alpha} Y_{\Pi}^{(2)} - \sin \psi_{\alpha} \cos \theta_{\alpha} Z_{\Pi}^{(2)} \\ -\sin \chi \cos \theta_{\alpha} X_{\Pi}^{(2)} + (\sin \chi \sin \theta_{\alpha} \cos \psi_{\alpha} + \sin \psi_{\alpha} \cos \chi) Y_{\Pi}^{(2)} + (\cos \chi \cos \psi_{\alpha} - \sin \chi \sin \theta_{\alpha} \sin \psi_{\alpha}) Z_{\Pi}^{(2)} \end{pmatrix}.$$

В проекциях на оси системы координат $O_1X_1Y_1Z_1$ эту скорость выразим следующим образом

$$\begin{pmatrix} V_{X.\Pi}^{(1)} \\ V_{Y.\Pi}^{(1)} \\ V_{Z.\Pi}^{(1)} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \chi & 0 & -\sin \chi \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \chi & 0 & \cos \chi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} V_a - Y_{\Pi} \frac{d\psi_{\alpha}}{dt} \\ X_{\Pi} \frac{d\psi_{\alpha}}{dt} - Z_{\Pi} \frac{d\theta_{\alpha}}{dt} \\ Y_{\Pi} \frac{d\theta_{\alpha}}{dt} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} (V_a - Y_{\Pi} \frac{d\psi_{\alpha}}{dt}) \cos \chi - Y_{\Pi} \frac{d\theta_{\alpha}}{dt} \sin \chi \\ X_{\Pi} \frac{d\psi_{\alpha}}{dt} - Z_{\Pi} \frac{d\theta_{\alpha}}{dt} \\ (V_a - Y_{\Pi} \frac{d\psi_{\alpha}}{dt}) \sin \chi + Y_{\Pi} \frac{d\theta_{\alpha}}{dt} \cos \chi \end{pmatrix}$$

Проецируя вектор скорости ЛА \bar{V}_{Π} на оси системы координат $O_1X_1Y_1Z_1$, получим

$$\begin{pmatrix} V_{X.ЛЛ}^{(1)} \\ V_{Y.ЛЛ}^{(1)} \\ V_{Z.ЛЛ}^{(1)} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos(\chi_{Л} - \chi) & 0 & \sin(\chi_{Л} - \chi) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin(\chi_{Л} - \chi) & 0 & \cos(\chi_{Л} - \chi) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos \alpha_{Л} & -\sin \alpha_{Л} & 0 \\ \sin \alpha_{Л} & \cos \alpha_{Л} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} V \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} =$$

$$= \begin{pmatrix} \cos(\chi_{Л} - \chi) \cos \alpha_{Л} & -\sin \alpha_{Л} \cos(\chi_{Л} - \chi) & \sin(\chi_{Л} - \chi) \\ \sin \alpha_{Л} & \cos \alpha_{Л} & 0 \\ -\sin(\chi_{Л} - \chi) \cos \alpha_{Л} & \sin \alpha_{Л} \sin(\chi_{Л} - \chi) & \cos(\chi_{Л} - \chi) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} V \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} = V \begin{pmatrix} \cos(\chi_{Л} - \chi) \cos \alpha_{Л} \\ \sin \alpha_{Л} \\ -\sin(\chi_{Л} - \chi) \cos \alpha_{Л} \end{pmatrix},$$

где углы $\chi_{Л}$ и $\alpha_{Л}$ - углы отклонения траектории посадки от оси ПП.

Относительную скорость самолета и точки его посадки находим как разность

$$\begin{pmatrix} V_{X.ОТН}^{(1)} \\ V_{Y.ОТН}^{(1)} \\ V_{Z.ОТН}^{(1)} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} V_{X.ЛЛ}^{(1)} \\ V_{Y.ЛЛ}^{(1)} \\ V_{Z.ЛЛ}^{(1)} \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} V_{X.П}^{(1)} \\ V_{Y.П}^{(1)} \\ V_{Z.П}^{(1)} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} V \cos(\chi_c - \chi) \cos \alpha - (V_a - Y_{П} \frac{d\psi_{\alpha}}{dt}) \cos \chi + Y_{П} \frac{d\theta_{\alpha}}{dt} \sin \chi \\ V \sin \alpha - X_{П} \frac{d\psi_{\alpha}}{dt} + Z_{П} \frac{d\theta_{\alpha}}{dt} \\ -V \sin(\chi_c - \chi) \cos \alpha - (V_a - Y_{П} \frac{d\psi_{\alpha}}{dt}) \sin \chi - Y_{П} \frac{d\theta_{\alpha}}{dt} \cos \chi \end{pmatrix}. \quad (1)$$

Полученные компоненты вектора описывают характер относительного движения самолета и полетной палубы.

Для посадки без бокового, а также вертикального удара в момент касания ЛА о ПП необходимо обеспечить выдерживание углов $\chi_{Л}$ и $\alpha_{Л}$ таких, которые обеспечивают выполнение следующих условий

$$\left. \begin{aligned} V_{Y.ОТН}^{(1)} &= V_{y_0} \\ V_{Z.ОТН}^{(1)} &= 0 \end{aligned} \right\}. \quad (2)$$

Из этих формул следует, что заход на посадку на движущийся авианосец следует осуществлять не по фиксированной траектории, а по линии, положение которой определяется углами качки авианосца. Используя соотношение (1) и условия (2), получим соотношения

$$\alpha_{Л} = \arcsin \frac{V_{y_0} + X_{П} \frac{d\psi_{\alpha}}{dt} - Z_{П} \frac{d\theta_{\alpha}}{dt}}{V}, \quad (3)$$

$$\chi_{Л} = \chi + \arcsin \frac{(Y_{П} \frac{d\psi_{\alpha}}{dt} - V_a) \sin \chi - Y_{П} \frac{d\theta_{\alpha}}{dt} \cos \chi}{V}. \quad (4)$$

Воспользуемся полученными соотношениями для сравнения последствий посадки по двум разным траекториям посадки:

- направленной в соответствии с соотношениями (3) и (4);
- стабилизированной относительно плоскости горизонта

$$\alpha_{Л} = \frac{V_{y_0}}{V}, \quad (5), \quad \chi_{Л} = \chi - \frac{V_a \sin \chi}{V}. \quad (6)$$

Вычисления выполнялись с применением пакета прикладных программ Mathcad, при этом использованы следующие исходные данные:

$$V = 70 \text{ м/с}, \quad V_a = 10 \text{ м/с}, \quad \chi = -12^\circ, \quad X_{П}^{(2)} = 120 \text{ м}, \quad Y_{П}^{(2)} = 20 \text{ м}, \quad Z_{П}^{(2)} = 0 \text{ м},$$

качка авианосца осуществляется по синусоидальному закону $v_{\alpha}(t) = v_{\alpha m} \sin \omega_{\theta} t$, $\psi_{\alpha}(t) = \psi_{\alpha m} \sin(\omega_{\psi} t + \varphi_{\psi})$, где $v_{\alpha m} = 3^{\circ}$, $\psi_{\alpha m} = 6^{\circ}$ ($\varphi_{\psi} = 90^{\circ}, 180^{\circ}$) - амплитуды и частоты $\omega_{\psi} = \frac{2\pi}{T_{\psi}}$, $\omega_{\theta} = \frac{2\pi}{T_{\theta}}$, $T_{\theta} = 9c$, $T_{\psi} = 15c$.

При посадке по траектории, описываемой полученными соотношениями (3) и (4) (рис. 2, прямая 1), боковая составляющая относительной скорости равна нулю, а вертикальная составляющая равна заданному значению $V_{y_0} = 3m/c$. Посадка осуществляется по прямолинейной траектории относительно полетной палубы, не зависящей от качки авианосца.

Посадка с постоянным углом наклона траектории (рис. 2, кривые 2а, 2б), в соответствии с соотношениями (5) и (6) дает негативный результат – вариации составляющих относительной скорости имеют существенные значения $\delta V_{Y.OTH} \approx 3.6m/c$, $\delta V_{Z.OTH} \approx 1.8m/c$, а относительная траектория посадки имеет существенную зависимость от параметров качки ($t_{П1} \approx 24c$, $t_{П3} \approx 28c$), что приводит к значительным изменениям времени посадки, а следовательно, и места посадки, а также значительный разброс составляющих относительной скорости в момент посадки (рис. 3, 4, кривые 2а,б, полученные при $\varphi_{\psi} = 90, 180^{\circ}$).

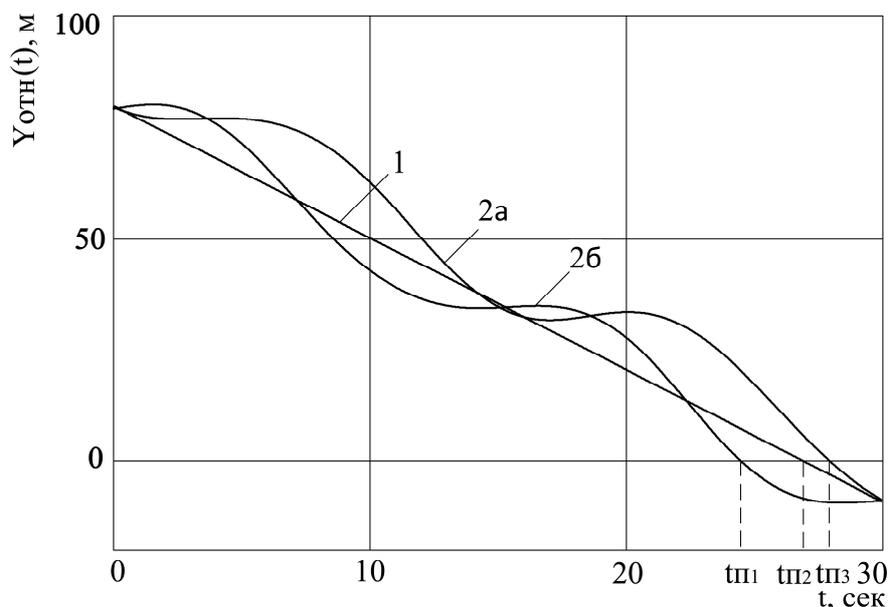


Рис. 2. Расстояние от ЛА до ПП

Таким образом, при использовании для посадки предложенной траектории, результат посадки становится вполне предсказуемым, поскольку все параметры, определяющие ее исход, не зависят от качки авианосца. Более того, амплитуда продольной качки может быть больше чем угол наклона траектории, что открывает возможность расширить погодный минимум при обеспечении посадки на авианосец. Расстояние от ЛА до ПП при пролете точки пересечения кормового среза с осевой линией угловой палубы имеет значение, обеспечивающее безопасную посадку не зависимо от качки авианосца.

Рассмотренная задача может иметь практический интерес, если мгновенные значения углов крена и дифферента авианосца измеряются с борта ЛА.

2. Измерение положения самолета относительно авианосца

Пусть на самолете, выполняющем посадку на авианосец, установлена СТЗ с двумя разнесенными цифровыми телекамерами (рис. 1), в поле зрения которых находится авианосец, осна-

ценный тремя лазерными маяками. Рассмотрим геометрические соотношения, описывающие процесс измерения положения самолета относительно авианосца. Полагаем, что обработка изображений цифровых камер выполняется с целью нахождения изображений трех маяков и их координат на фоточувствительных матрицах.

Прямоугольная система координат $O_2X_2Y_2Z_2$ связана с авианосцем. Система координат $O_3X_3Y_3Z_3$ связана с ЛА, где ось O_3X_3 направлена параллельно продольной оси ЛА и оптическим осям фотообъективов ΦO_1 и ΦO_3 , ось O_3Z_3 параллельна поперечной оси ЛА и совпадает с линией, соединяющей центры фоточувствительных матриц ΦM_1 и ΦM_2 , O_3Y_3 перпендикулярна осям O_3X_3 и O_3Z_3 , добавляя их до правой системы координат. Координаты маяков $M_i(X_i^{(2)}, Y_i^{(2)}, Z_i^{(2)})$ в системе координат $O_2X_2Y_2Z_2$ считаем известными. Расстояние между центрами фоточувствительных матриц обозначим B , а фокусные расстояния фотообъективов – $F_1 = F_2 = F$. Функционирование бортовой СТЗ сводится к измерению координат точек M_i в системе координат $O_3X_3Y_3Z_3$. Эти координаты вычисляются следующим образом

$$X_i^{(3)} = F\left(\frac{B}{Z_{2i} - Z_{1i}} + 1\right), \quad Y_i^{(3)} = B \frac{Y_{1i}}{Z_{1i} - Z_{2i}}, \quad Z_i^{(3)} = \frac{B}{2} \frac{Z_{1i} + Z_{2i}}{Z_{1i} - Z_{2i}}, \quad (7)$$

где $Y_{1i}, Z_{1i}, Y_{2i}, Z_{2i}$ – координаты изображений точек M_i на фоточувствительных матрицах, первый индекс обозначает номер фоточувствительной матрицы, второй индекс $i = \overline{1, 3}$ – номер точки.

Вывод соотношений (7) осуществлялся методами аналитической геометрии на основе положений геометрической оптики.

Тогда координаты ЛА $X_L^{(2)}, Y_L^{(2)}, Z_L^{(2)}$ в системе $O_2X_2Y_2Z_2$ определяются посредством следующего соотношения

$$\left(X_L^{(2)} \ Y_L^{(2)} \ Z_L^{(2)}\right)^T = \left(X_i^{(2)} \ Y_i^{(2)} \ Z_i^{(2)}\right)^T - (A)^T \left(X_i^{(3)} \ Y_i^{(3)} \ Z_i^{(3)}\right)^T, \quad (8)$$

где матрица направляющих косинусов A имеет вид

$$(A) = \begin{pmatrix} \cos \beta \cos \vartheta & \sin \vartheta & -\sin \beta \cos \vartheta \\ \sin \beta \sin \alpha - \sin \vartheta \cos \beta \cos \alpha & \cos \alpha \cos \vartheta & \cos \beta \sin \alpha + \sin \beta \sin \vartheta \cos \alpha \\ \sin \beta \cos \alpha + \cos \beta \sin \vartheta \sin \alpha & -\cos \vartheta \sin \alpha & \cos \beta \cos \alpha - \sin \beta \sin \vartheta \sin \alpha \end{pmatrix}.$$

Здесь α, β, ϑ – неизвестные углы взаимной ориентации ЛА относительно авианосца.

Вектор $\left(X_i^{(3)} \ Y_i^{(3)} \ Z_i^{(3)}\right)^T$, имеющий начало в точке O_3 в системе координат $O_3X_3Y_3Z_3$, непосредственно измеряется с помощью СТЗ, поэтому соотношение (8) можно использовать для вычисления координат самолета относительно авианосца.

Матричное уравнение (8) в скалярном виде представляет собой систему девяти уравнений относительно шести неизвестных $X_L^{(2)}, Y_L^{(2)}, Z_L^{(2)}, \alpha, \beta, \vartheta$, при этом маяки M_i необходимо разместить в вершинах треугольника не нулевой площади.

Решение этой задачи достигается применением следующего матричного выражения для матрицы (A)

$$(A) = \begin{pmatrix} X_2^{(1)} - X_1^{(1)} & X_3^{(1)} - X_2^{(1)} & (Y_2^{(1)} - Y_1^{(1)})(Z_3^{(1)} - Z_2^{(1)}) - \\ & & -(Y_3^{(1)} - Y_2^{(1)})(Z_2^{(1)} - Z_1^{(1)}) \\ Y_2^{(1)} - Y_1^{(1)} & Y_3^{(1)} - Y_2^{(1)} & (X_3^{(1)} - X_2^{(1)})(Z_2^{(1)} - Z_1^{(1)}) - \\ & & -(X_2^{(1)} - X_1^{(1)})(Z_3^{(1)} - Z_2^{(1)}) \\ Z_2^{(1)} - Z_1^{(1)} & Z_3^{(1)} - Z_2^{(1)} & (X_2^{(1)} - X_1^{(1)})(Y_3^{(1)} - Y_2^{(1)}) - \\ & & -(X_3^{(1)} - X_2^{(1)})(Y_2^{(1)} - Y_1^{(1)}) \end{pmatrix} \times$$

$$\times \begin{pmatrix} X_2^{(2)} - X_1^{(2)} & X_3^{(2)} - X_2^{(2)} & (Y_2^{(2)} - Y_1^{(2)})(Z_3^{(2)} - Z_2^{(2)}) - \\ & & - (Y_3^{(2)} - Y_2^{(2)})(Z_2^{(2)} - Z_1^{(2)}) \\ Y_2^{(2)} - Y_1^{(2)} & Y_3^{(2)} - Y_2^{(2)} & (X_3^{(2)} - X_2^{(2)})(Z_2^{(2)} - Z_1^{(2)}) - \\ & & - (X_2^{(2)} - X_1^{(2)})(Z_3^{(2)} - Z_2^{(2)}) - \\ Z_2^{(2)} - Z_1^{(2)} & Z_3^{(2)} - Z_2^{(2)} & (X_2^{(2)} - X_1^{(2)})(Y_3^{(2)} - Y_2^{(2)}) - \\ & & - (X_3^{(2)} - X_2^{(2)})(Y_2^{(2)} - Y_1^{(2)}) \end{pmatrix}^{-1}. \quad (9)$$

При выводе выражения для матрицы A используются три соотношения, описывающих преобразование координат двух векторов - сторон треугольника $M_1M_2M_3$ и их векторного произведения. Из трех векторов-столбцов в системах координат $O_1X_1Y_1Z_1$ и $O_2X_2Y_2Z_2$ составляются блочные матрицы размерностью 3×3 , входящие в соотношение (9), связанные посредством матрицы A . Полученное таким образом матричное соотношение позволяет выразить искомую матрицу A .

Когда матрица A вычислена, углы положения самолета выражаются

$$\alpha = -\arctg(a_{32}/a_{22}), \quad (10)$$

$$\beta = -\arctg(a_{13}/a_{11}), \quad (11)$$

$$\vartheta = \arcsin a_{12}, \quad (12)$$

где a_{nm} - коэффициенты матрицы (A), а $n, m = \overline{1, 3}$ номера ее строк и столбцов.

Таким образом, последовательное применение соотношений (7), (9) (10), (11), (12) и (8) позволяет вычислить искомые координаты положения самолета $X_{\mathcal{L}}^{(2)}$, $Y_{\mathcal{L}}^{(2)}$, $Z_{\mathcal{L}}^{(2)}$, α , β , ϑ , относительно авианосца.

3. Измерение качки авианосца

Для решения задачи об измерении параметров качки авианосца с борта ЛА необходимо использовать информацию о угловом положении ЛА относительно земли, поэтому считаем, что на его борту установлена инерциальная навигационная система (ИНС).

Пусть начало подвижной прямоугольной системы координат $O_4X_4Y_4Z_4$ находится в центре масс ЛА. Ось O_4Y_4 совпадает с местной вертикалью, а ось O_4X_4 - с меридианом. Таким образом, относительно осей системы $O_4X_4Y_4Z_4$ ЛА совершает угловые движения по углу курса $\psi_{\mathcal{L}}$, а относительно плоскости горизонта движения по углам крена - $\gamma_{\mathcal{L}}$ и тангажа - $\nu_{\mathcal{L}}$. Полагая, что угловые эволюции авианосца относительно системы координат $O_4X_4Y_4Z_4$ осуществляются по углу курса $ИК_a$, крена θ_a и дифферента ψ_a , то матрицы поворота, описывающие угловое положение ЛА и авианосца, будут иметь следующий вид

$$(A_{\mathcal{L}}) = \begin{pmatrix} \cos\psi_{\mathcal{L}} \cos\nu_{\mathcal{L}} & \sin\nu_{\mathcal{L}} & -\sin\psi_{\mathcal{L}} \cos\nu_{\mathcal{L}} \\ \sin\psi_{\mathcal{L}} \sin\gamma_{\mathcal{L}} - \sin\nu_{\mathcal{L}} \cos\psi_{\mathcal{L}} \cos\gamma_{\mathcal{L}} & \cos\gamma_{\mathcal{L}} \cos\nu_{\mathcal{L}} & \cos\psi_{\mathcal{L}} \sin\gamma_{\mathcal{L}} + \sin\psi_{\mathcal{L}} \sin\nu_{\mathcal{L}} \cos\gamma_{\mathcal{L}} \\ \sin\psi_{\mathcal{L}} \cos\gamma_{\mathcal{L}} + \cos\psi_{\mathcal{L}} \sin\nu_{\mathcal{L}} \sin\gamma_{\mathcal{L}} & -\cos\nu_{\mathcal{L}} \sin\gamma_{\mathcal{L}} & \cos\psi_{\mathcal{L}} \cos\gamma_{\mathcal{L}} - \sin\psi_{\mathcal{L}} \sin\nu_{\mathcal{L}} \sin\gamma_{\mathcal{L}} \end{pmatrix},$$

$$(A_a) = \begin{pmatrix} \cos ИК_a \cos\psi_a & \sin\psi_a & -\sin ИК_a \cos\nu_a \\ \sin ИК_a \sin\theta_a - \sin\psi_a \cos ИК_a \cos\theta_a & \cos\psi_a \cos\theta_a & \cos ИК_a \sin\theta_a + \sin ИК_a \sin\psi_a \cos\theta_a \\ \sin ИК_a \cos\theta_a + \cos ИК_a \sin\psi_a \sin\theta_a & -\cos\psi_a \sin\theta_a & \cos ИК_a \cos\theta_a - \sin ИК_a \sin\psi_a \sin\theta_a \end{pmatrix}.$$

Поскольку угловое положение авианосца относительно ЛА описывается матрицей (A) , то можно записать

$$(A_a) = (A)(A_{Л}). \quad (13)$$

Это соотношение позволяет найти угловое положение авианосца, поскольку углы $\psi_{Л}, \gamma_{Л}, \nu_{Л}$ измерены посредством ИНС ЛА, а матрица (A) вычисляется на основании измерений, выполненных СТЗ.

Углы дифферента и крена авианосца могут быть вычислены на основании (13) следующим образом

$$\begin{aligned} \psi_a &= \arcsin(a_{11} \sin \nu_{Л} + a_{12} \cos \gamma_{Л} \cos \nu_{Л} - a_{13} \cos \nu_{Л} \sin \gamma_{Л}) \\ \theta_\alpha &= -\arctg \frac{a_{31} \sin \nu_{Л} + a_{32} \cos \gamma_{Л} \cos \nu_{Л} - a_{33} \cos \nu_{Л} \sin \gamma_{Л}}{a_{21} \sin \nu_{Л} + a_{22} \cos \gamma_{Л} \cos \nu_{Л} - a_{23} \cos \nu_{Л} \sin \gamma_{Л}}. \end{aligned} \quad (14)$$

4. Определение отклонений от траектории посадки

Рассмотрим возможность измерения отклонения положения ЛА от прямой линии, проходящей через желаемую точку посадки и удовлетворяющей условиям (3) и (4). Запишем вектор $\overline{ЛП}$ (рис. 3), положение точки $П(X_{П}, Y_{П}, Z_{П})$ определяется углами $\alpha_{Л}$ и $\chi_{Л}$.

$$\overline{ЛП} = \bar{e}_{x2}(X_{П}^{(2)} - X_{Л}^{(2)}) + \bar{e}_{y2}(Y_{П}^{(2)} - Y_{Л}^{(2)}) + \bar{e}_{z2}(Z_{П}^{(2)} - Z_{Л}^{(2)}),$$

где $\bar{e}_{x2}, \bar{e}_{y2}, \bar{e}_{z2}$ - единичные орты системы координат $O_2X_2Y_2Z_2$.

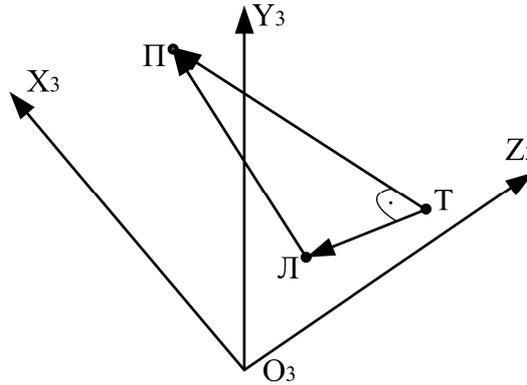


Рис. 3. Измерение положения ЛА относительно посадочной траектории

Проекция этого вектора на прямую ТП определяется как скалярное произведение

$$|\overline{ТП}| = \overline{ЛП} \cdot \bar{e}_{ТП} = \cos \alpha_{Л} \cos \chi_{Л} (X_{П}^{(2)} - X_{Л}^{(2)}) + \sin \alpha_{Л} (Y_{П}^{(2)} - Y_{Л}^{(2)}) + \cos \alpha_{Л} \sin \chi_{Л} (Z_{П}^{(2)} - Z_{Л}^{(2)}), \quad (15)$$

где единичный вектор $\bar{e}_{ТП}(\cos \alpha_{Л} \cos \chi_{Л}, \sin \alpha_{Л}, \cos \alpha_{Л} \sin \chi_{Л})$ параллелен вектору $\overline{ТП}$.

Тогда вектор $\overline{ТП}$ выразим следующим образом

$$\begin{aligned} \overline{ТП} &= |\overline{ТП}| \cdot \bar{e}_{ТП} = [\cos \alpha_{Л} \cos \chi_{Л} (X_{П}^{(2)} - X_{Л}^{(2)}) + \sin \alpha_{Л} (Y_{П}^{(2)} - Y_{Л}^{(2)}) + \cos \alpha_{Л} \sin \chi_{Л} (Z_{П}^{(2)} - Z_{Л}^{(2)})] \cdot \\ &\cdot (\bar{e}_{x2} \cos \alpha_{Л} \cos \chi_{Л} + \bar{e}_{y2} \sin \alpha_{Л} + \bar{e}_{z2} \cos \alpha_{Л} \sin \chi_{Л}) \end{aligned}$$

Отклонение ЛА от линии ТП найдем в виде вектора $\overline{ТЛ}$, который выразим как разность векторов $\overline{ТП}$ и $\overline{ЛП}$

$$\begin{aligned} \overline{ТЛ} &= \overline{ТП} - \overline{ЛП} = [\cos \alpha_{Л} \cos \chi_{Л} (X_{П}^{(2)} - X_{Л}^{(2)}) + \sin \alpha_{Л} (Y_{П}^{(2)} - Y_{Л}^{(2)}) + \cos \alpha_{Л} \sin \chi_{Л} (Z_{П}^{(2)} - Z_{Л}^{(2)})] \cdot \\ &\cdot [\bar{e}_{x2} \cos \alpha_{Л} \cos \chi_{Л} + \bar{e}_{y2} \sin \alpha_{Л} + \bar{e}_{z2} \cos \alpha_{Л} \sin \chi_{Л}] - [\bar{e}_{x2} (X_{П}^{(2)} - X_{Л}^{(2)}) + \bar{e}_{y2} (Y_{П}^{(2)} - Y_{Л}^{(2)}) + \end{aligned}$$

$$+ \bar{e}_{z2}(Z_{II}^{(2)} - Z_{II}^{(2)})] = [|\overline{TII}| \cos \alpha_{II} \cos \chi_{II} - (X_{II}^{(2)} - X_{II}^{(2)})] \bar{e}_{x2} + [|\overline{TII}| \sin \alpha_{II} - (Y_{II}^{(2)} - Y_{II}^{(2)})] \bar{e}_{y2} + [|\overline{TII}| \cos \alpha_{II} \sin \chi_{II} - (Z_{II}^{(2)} - Z_{II}^{(2)})] \bar{e}_{z2}$$

Выразим вектор \overline{TII} в проекциях на оси системы координат $O_3X_3Y_3Z_3$ связанной с ЛА, для этого воспользуемся матрицей (A)

$$\begin{pmatrix} X_{TII}^{(3)} & Y_{TII}^{(3)} & Z_{TII}^{(3)} \end{pmatrix}^T = (A) \begin{pmatrix} X_{TII}^{(2)} & Y_{TII}^{(2)} & Z_{TII}^{(2)} \end{pmatrix}^T = (A) \cdot \begin{pmatrix} |\overline{TII}| \cos \alpha_{II} \cos \chi_{II} - (X_{II}^{(2)} - X_{II}^{(2)}) & |\overline{TII}| \sin \alpha_{II} - (Y_{II}^{(2)} - Y_{II}^{(2)}) & |\overline{TII}| \cos \alpha_{II} \sin \chi_{II} - (Z_{II}^{(2)} - Z_{II}^{(2)}) \end{pmatrix}^T$$

Если компоненты $Y_{TII}^{(3)}$ и $Z_{TII}^{(3)}$ вектора \overline{LPI} использовать для формирования сигналов управления в продольном и боковом каналах САУ, то САУ обеспечит посадку по траектории, близкой к прямой ПР

$$\begin{aligned} Y_{TII}^{(3)} &= a_{21} [|\overline{TII}| \cos \alpha_{II} \cos \chi_{II} - (X_{II}^{(2)} - X_{II}^{(2)})] + a_{22} [|\overline{TII}| \sin \alpha_{II} - (Y_{II}^{(2)} - Y_{II}^{(2)})] + \\ &+ a_{23} (|\overline{TII}| \cos \alpha_{II} \sin \chi_{II} - (Z_{II}^{(2)} - Z_{II}^{(2)})) \\ Z_{TII}^{(3)} &= a_{31} [|\overline{TII}| \cos \alpha_{II} \cos \chi_{II} - (X_{II}^{(2)} - X_{II}^{(2)})] + a_{32} [|\overline{TII}| \sin \alpha_{II} - (Y_{II}^{(2)} - Y_{II}^{(2)})] + \\ &+ a_{33} (|\overline{TII}| \cos \alpha_{II} \sin \chi_{II} - (Z_{II}^{(2)} - Z_{II}^{(2)})) \end{aligned} \quad (16)$$

Поскольку такая посадка выполняется в точке П, с боковой скоростью $V_{z.OTH}^{(2)} = 0$, вертикальной скоростью $V_{y.OTH}^{(2)} = V_{y_0}$, то можно утверждать, что полученные соотношения (7), (9), (10), (11), (12), (8), (14), (3), (4), (15) и (16) формируют алгоритм мягкой и точной, автоматической посадки на ПП авианосца.

Выводы

Измерительная система, обеспечивающая автоматическую посадку на авианосец, состоит из трех лазерных маяков, установленных на полетной палубе, а также СТЗ и ИНС летательного аппарата.

Предложенная траектория посадки обеспечивает заданные значения составляющих относительной скорости касания, положение точки касания и точки пролета торца ПП независимо от качки авианосца.

ЛИТЕРАТУРА

1. Американские пилоты будут садиться на авианосцы по-новому [Электронный ресурс]. URL: <http://lenta.ru/news/2011/10/24/software>.

AUTOMATIC LANDING OF AN AIRCRAFT ON AIRCRAFT CARRIER

Bondarev V.G.

An algorithm for the measurement of angular and linear coordinates of the aircraft relative to the flight deck of an aircraft carrier, aircraft carrier roll parameters, as well as the coordinates of the aircraft relative to the trajectory, providing accurate and soft landing.

Key words: vision system, digital camera, an identical point, automatic control system, landing.

Сведения об авторе

Бондарев Валерий Георгиевич, 1952 г.р., окончил Рижское ВВАИУ им. Я. Алксниса (1978), кандидат технических наук, доцент кафедры информационных технологий и электроники Ставропольского технологического института сервиса, автор более 80 научных работ, область научных интересов – техническое зрение управляемых объектов.

туре звено постоянного тока. Звено постоянного тока обеспечивает накопление энергии от первичного источника питания переменного тока (рис. 2).

Системы с ШИМ-выпрямителем – структура преобразователя, появившаяся в последние годы, содержит двунаправленный мостовой ШИМ-выпрямитель (ШИМ-В), уравниватель напряжений (УН) и ШИМ-инвертор (ШИМ-И) (рис. 3). ШИМ-выпрямитель реализован на IGBT-транзисторах VT1, VT2, фазных дросселях L1 и накопительных конденсаторах C1, C2 (на рисунке условно изображена одна фаза выпрямителя). Активные фильтры гармоник (АФГ) предназначены для обеспечения синусоидальной формы тока, потребляемого от первичного источника при нелинейной нагрузке. Таковой нагрузкой может быть преобразователь с неуправляемым или управляемым выпрямителем. АФГ анализирует гармонический состав тока на входе преобразователя и генерирует в точке его подключения высшие гармоники тока в противофазе с высшими гармониками входного тока преобразователя. В результате высшие гармоники компенсируются, и ток в общей цепи сохраняет синусоидальную форму (рис. 4).

Появление гибридных структур преобразователей переменного тока обусловлено причиной решения проблемы ЭМС по отношению к первичным источникам энергии при использовании преобразователей с неуправляемыми выпрямителями. Вторая причина - увеличение входного коэффициента мощности системы с двойным преобразованием энергии. Третья причина - обеспечение ЭМС преобразователя по отношению нагрузки при использовании низкочастотного коммутатора (НЧК) - трехфазного инвертора, работающего с 120-градусной коммутацией.

На рис. 5 приведена схема гибридного преобразователя с зависимым АФГ.

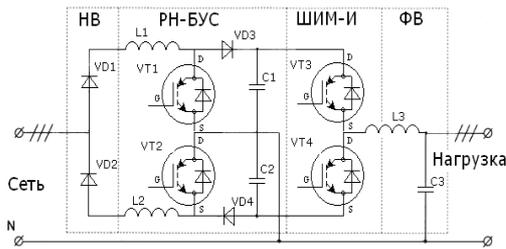


Рис. 2. Система ДПЭ с бустером

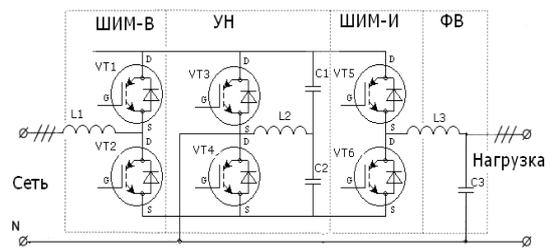


Рис. 3. Система ДПЭ с ШИМ – выпрямителем

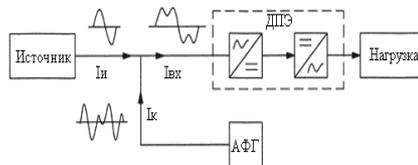


Рис. 4. Структурная схема ДПЭ с АФГ

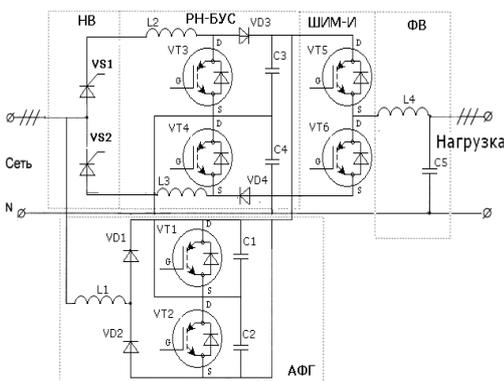


Рис. 5. Гибридная структура

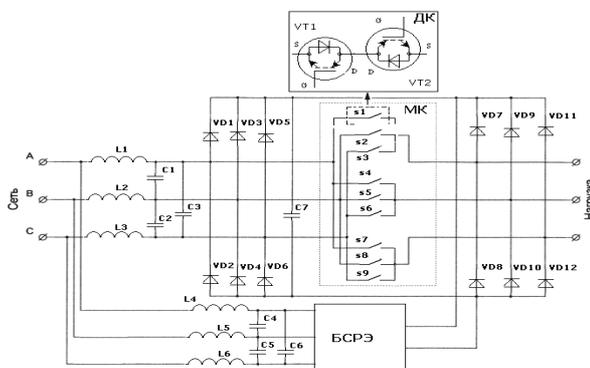


Рис. 6. Матричная структура преобразователя:

преобразователя с входным АФГ двунаправленный ключ; МК - матричный коммутатор;
БСРЭ – блок сброса или рекуперации энергии

Матричная структура обеспечивает преобразование параметров источника переменного тока в напряжение, необходимое для питания нагрузки, без накопления энергии в промежуточном звене постоянного тока. Такие преобразователи относятся к системам прямой передачи энергии (ППЭ). Отсутствие больших конденсаторов звена постоянного тока, занимающих от 30% до 50% объема инвертора, позволяют создавать малогабаритные преобразователи.

Современный матричный преобразователь выполняется на 9-ти двунаправленных ключах, которые способны подключать любую из трех фаз входного напряжения к любой из трех фаз нагрузки (рис. 6). Каждый двунаправленный ключ ДК представляет собой два встречно включенные IGBT - транзистора, зашунтированные диодами.

Матричные преобразователи особо перспективны для построения высоконадежных электроприводов с синхронным двигателем на постоянных магнитах, которые характеризуются лучшими энергетическими и массогабаритными показателями по сравнению с другими двигателями переменного тока.

На рис. 1 гибридной структуры преобразователя изображены : двигатель с ДПР; III- инвертор ведомый противоЭДС вентильного электродвигателя; II - двусторонний ШИМ-преобразователь; БСРЭ - блок сброса или рекуперации энергии; I- управляемый выпрямитель-инвертор ведомый сетью (генератором ВС); генератор ВС; 6 - D - программируемое микроконтроллерное управление; DA1, DA2, DA3 - драйверы преобразовательных устройств (К - компаратор; ОУ- операционный усилитель; буст - бустрепная емкость); 1-14 - транзисторные ключи VT с RVD - цепочками, определяющими траектории переключения, и с бустрепными емкостями; L - реактор; Сф - буфер емкостной; (TV1, шим - контрол.) - высокочастотный преобразователь с трансформаторной развязкой для питания драйвера верхнего уровня; опт - гальваническая развязка посредством оптопар; СПФ - сигналы пересечения фаз; стаб DA4 - стабилизированное питание для драйверов; Ф - фильтры; DA(к) - сравнивающее устройство; шунт 1, 2, 3 - измерители токовой перегрузки.

Основные узлы преобразователя:

- управляемый выпрямитель + управляемый инвертор, ведомый сетью;
- управляемый высокочастотный ШИМ – преобразователь постоянного напряжения;
- управляемый датчиком положения ротора (ДПР) инвертор для питания вентильного двигателя.

Назначение основных узлов преобразователя:

- управляемый выпрямитель - управляемый инвертор, ведомый сетью, предназначен для передачи энергии от питающей сети к двигателю при положительных моментах сопротивления вращению и для передачи энергии от двигателя в питающую сеть при отрицательных, помогающих вращению моментах;

- управляемый высокочастотный ШИМ-преобразователь используется для изменения и стабилизации частоты вращения двигателя в различных режимах работы, с помощью регулирования напряжения питания инвертора, управляемого ДПР;

- управляемый датчиком положения ротора (ДПР) инвертор предназначен для питания вентильного двигателя, при этом логические сигналы для управления двигателем выдаются схемой датчика положения ротора (ДПР).

Описание работы основных узлов:

1. Описание работы схемы управляемого выпрямителя-инвертора

Цифра 1 на схеме (рис. 7) - один из четырнадцати транзисторных ключей преобразователя с RVD - цепями, определяющими траекторию переключения, с бустрепной емкостью, 2 - схема управляемого 3-фазного выпрямителя-инвертора.

Управляемый 3-фазный выпрямитель, ведомый сетью, выполнен на диодах и IGBT-транзисторах (VT1...VT6) и управляется 3-фазным интегральным драйвером DA1, выполняю-

щим согласование управляющих логических сигналов, поступающих от датчика пересечения фаз, с сигналами управления мощных БТИЗ (IGBT)-транзисторов.

3 - схема управления транзисторами выпрямителя.

Защита по току. Информация о токе в выпрямителе-инверторе снимается с резистивного шунта R41. Отрицательное напряжение с шунта R41 поступает на инвертирующий вход интегрированным в DA1 операционном усилителе. С выхода операционного усилителя инвертированный сигнал с шунта R41 поступает также на DA1.

4 - схема синхронизации управления транзисторами выпрямителя.

Формирователь СПФ предназначен для получения сигналов, необходимых для работы управляемого трехфазного выпрямителя-инвертора, ведомого сетью. Формирователь СПФ выполнен на элементах DD1-DD6. На вход формирователя СПФ поступает напряжение 3x115В, 400 Гц (сигналы FA, FB, FC). Выходными являются шесть сигналов: A>B, A>C, B>C, B>A, C>A, C>B.

Управляемый высокочастотный ШИМ-преобразователь представляет собой комбинацию понижающего (транзистор VT7, диод транзистора VT8) и повышающего (транзистор VT8, диод транзистора VT7) преобразователей постоянного напряжения. Такая схема позволяет передавать энергию от входного буфера в нагрузку и обратно.

5 - схема управляемого высокочастотного ШИМ-преобразователя.

Управление силовыми транзисторами осуществляется DA2 высоковольтным интегральным драйвером IR2110. Питание драйвера верхнего уровня осуществляется от отдельного высокочастотного преобразователя, выполненного на ШИМ-контроллере с трансформаторной развязкой (TV1).

Компаратор DA(к) сравнивает напряжение, выделенное на резистивном шунте, с опорным положительным напряжением на неинвертирующем входе. Транзистор VT 7 выключается и ток в цепи реактора L1 спадает до прихода следующего импульса включения.

Среднее значение тока ШИМ-преобразователя зависит от величины индуктивности L1. Узел защиты транзистора VT7 ШИМ-преобразователя от выхода из насыщения собран на транзисторах VT15, VT16. Узел защиты ШИМ-преобразователя от перенапряжения собран на устройстве сравнения. Разрешение включения транзисторов VT 8, VT 7 появится после снижения напряжения на входе ШИМ-преобразователя ниже номинального.

Логические сигналы управления ШИМ-преобразователя поступают с контроллера D.

Контроллер D предназначен для регулирования напряжения на инверторе, управляемом ДПР. Сигналом обратной связи является утроенная частота работы инвертора, поступающая со схемы датчика положения ротора через оптопару U22 (порт A4 - вход), для ограничения тока ШИМ-преобразователя, для выключения ШИМ-преобразователя по сигналу FAULT.

На инверторе DD1 собран узел согласования логических сигналов процессора D с сигналами управления драйвера DA2. RCD-цепи служат для обеспечения гарантированной паузы между включением и выключением силовых транзисторов VT 8, VT 7 ШИМ-преобразователя.

Схема инвертора преобразователя управления электродвигателем с датчиком тока на сопротивлении R130.

6 - схема инвертора преобразователя управления электродвигателем.

Управляемый датчиком положения ротора (ДПР) инвертор выполнен на IGBT-транзисторах (VT1...VT6) и управляется 3-фазным интегральным драйвером DA3, выполняющим согласование управляющих логических сигналов, поступающих от датчика положения ротором, с сигналами управления мощных IGBT-транзисторов.

Формирование траектории переключения силовых ключей определяется RVD цепями в затворах транзисторов. Кроме того, эти цепи подавляют паразитные колебания в контуре управления затвором, а также ограничивают на допустимом уровне импульсные токи выходных каскадов драйвера DA3.

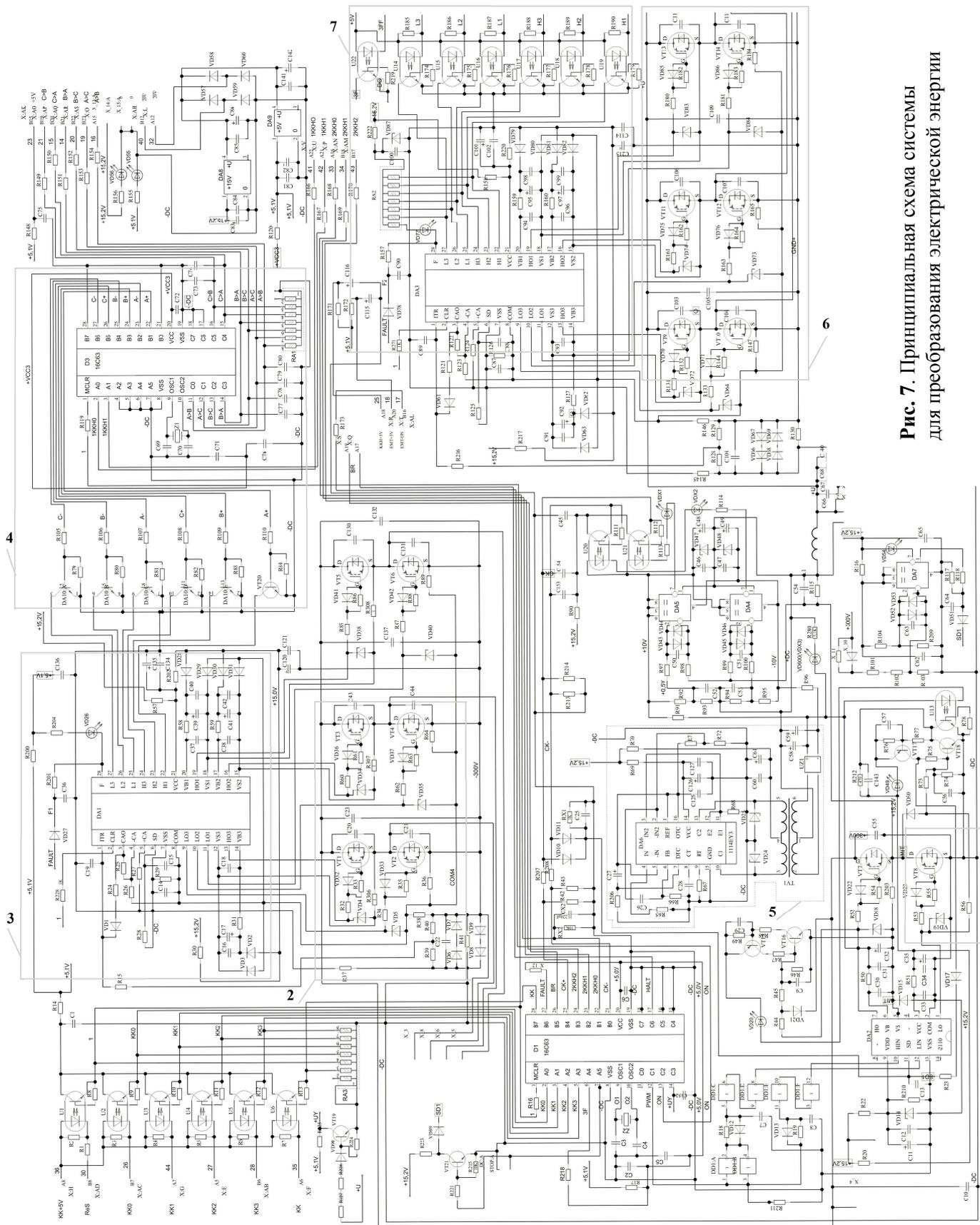


Рис. 7. Принципиальная схема системы для преобразования электрической энергии

Описание работы схемы инвертора управления электродвигателем.

Схема преобразования сигналов датчика положения ротора электродвигателя в логические сигналы управления драйвером инвертора-преобразователя с оптронной гальванической развязкой.

7 - схема преобразования сигналов датчика положения ротора электродвигателя.

При включении силовых транзисторов нижнего уровня происходит заряд бустрепных емкостей C через бустрепные диоды VD . Защита выходов от всплесков отрицательного напряжения при коммутации тока нагрузки от верхнего силового транзистора к диоду нижнего транзистора из-за ограниченного времени включения диода осуществляется диодами VD .

Защита по току. Информация о токе в выпрямителе-инверторе снимается с резистивного шунта $R130$. Диоды защищают входы встроенного операционного усилителя и компаратора от перенапряжений в моменты коммутации силовых ключей.

Эта схема относится к управляемым следящим приводам, агрегатам и устройствам, работающим в зоне аэродинамического потока (рули, механизация крыла и др.). Цикл работы таких приводов «выпуск – уборка» в одну сторону движения совершается с противодействующим моментом, создаваемым аэродинамическими силами, а в другую – с помогающим. Решить задачу рекуперации этой энергии надлежит при помощи описанной выше схемы гибридной структуры, управляемой программируемыми микроконтроллерами.

ЛИТЕРАТУРА

1. Wheeler P.W. и др. Электромеханический привод с преобразователем матричного типа и электрической машиной с постоянными магнитами в приводе руля направления самолета // Силовая Электроника. - 2006. - № 4.
2. Чиженко И.М., Руденко В.С., Сенько В.И. Основы преобразовательной техники. - М.: Высшая школа, 1974.
3. Климов В.П. Современные направления развития силовых преобразователей переменного тока // Практическая силовая электроника. - 2007. - № 25.
4. Климов В.П., Москалев А.А. Трехфазные источники бесперебойного питания: схемотехника и технические характеристики // Электронные компоненты. - 2005. - № 8.

TOPOLOGY OF STRUCTURE OF THE POWER CONVERTER OF ELECTRIC ENERGY OF AN AVIATION WATCHING DRIVE WITH RECOVERY ENERGY AND THE DESCRIPTION OF FUNCTIONS OF ITS COMPONENTS

In article the description of work of the hybrid circuit offered to is stated to use in an aviation watching drive, classification of modern structures of power three-phase converters of an alternating current of wide application given. The basic lacks of systems limiting their application are analysed. The attention is given to matrix structures of converters and hybrid technology of construction of power converters of an alternating current.

Key words: recovery, hybrid converters, drive air.

Сведения об авторе

Лашин Василий Юрьевич, 1961 г.р., окончил МГТУ ГА (2006), старший преподаватель кафедры электротехники и авиационного электрооборудования МГТУ ГА, автор 6 научных работ, область научных интересов – техническая эксплуатация бортового авиационного электрифицированного оборудования.

УДК 621.313.32

ОСОБЕННОСТИ РАБОЧИХ ПРОЦЕССОВ В ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИХ СИСТЕМАХ ГЕНЕРИРОВАНИЯ ПЕРЕМЕННОГО ТОКА ПОСТОЯННОЙ ЧАСТОТЫ

С.В. МИШИН, И.В. МИШИНА

Статья представлена доктором технических наук, профессором Кузнецовым С.В.

В статье обоснована возможность перехода от традиционных к электромеханическим системам генерирования переменного тока постоянной частоты на воздушных судах. Представлены основные аналитические выражения для расчета передаточных отношений дифференциального редуктора и энергетических соотношений асинхронно-синхронного привод-генераторного агрегата.

Ключевые слова: система генерирования, электромеханическая система, переменный ток постоянной частоты.

Наибольший интерес среди электромеханических систем генерирования электроэнергии переменного тока постоянной частоты представляют привод-генераторные агрегаты (ПГА), выполненные на базе дифференциальных каскадных соединений синхронных и асинхронных машин [1; 2] (рис. 1).

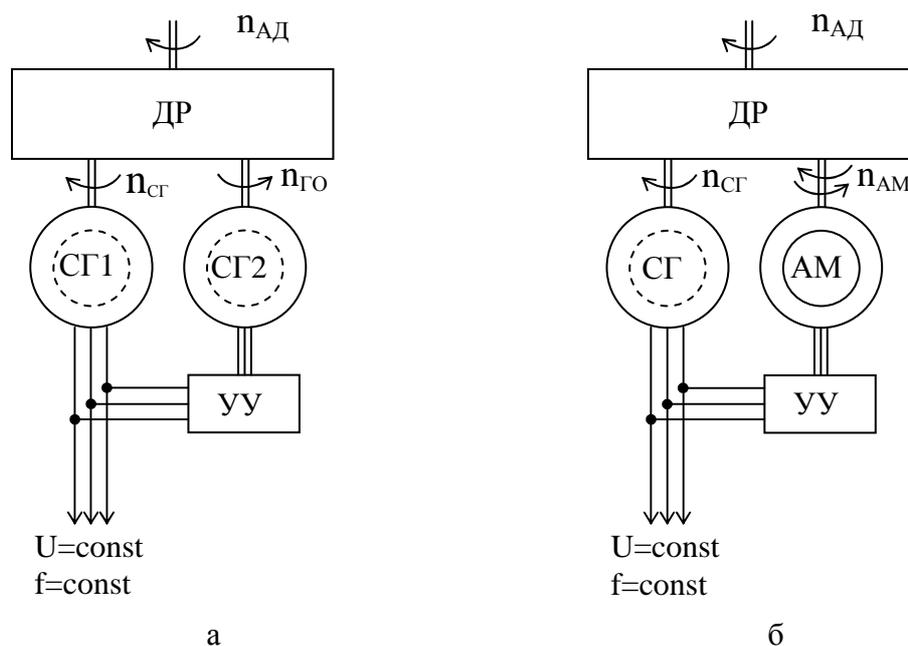


Рис. 1. Структурные схемы построения ДСПГА и ДАСПГА

В таких устройствах механическая мощность от маршевого авиадвигателя n_{AD} подводится ко входному валу дифференциального редуктора ДР. На выходных валах редуктора устанавливается синхронный генератор СГ, частоту вращения которого необходимо стабилизировать, и машина опоры, вращающаяся с переменной скоростью, пропорциональной скорости вращения авиадвигателя. Тип машины опоры во многом определяет свойства и характеристики привод-генератора и может быть принят в качестве классификационного, что позволяет разделить все разнообразие электромеханических ПГА на два класса: дифференциальные синхронные (рис. 1а) и дифференциальные асинхронно-синхронные (рис. 1б). В дифференциальных асинхронно-синхронных ПГА (ДАСПГА) в качестве машины опоры использована асинхронная машина

АМ, а в дифференциальных синхронных (ДСПГА) - синхронный генератор СГ2. В ДСПГА устройство управления УУ осуществляет преобразование электроэнергии переменного тока переменной частоты генератора опоры в электроэнергию переменного тока постоянной частоты, отдаваемую в нагрузку. В ДАСПГА УУ управляет режимом работы АМ.

ДСПГА имеют несколько более высокие энергетические показатели, однако по массогабаритным показателям и надежности они уступают дифференциальным асинхронно-синхронным ПГА. Это обусловлено тем, что в состав наиболее распространенных схем синхронных агрегатов входит статический преобразователь частоты, преобразующий электроэнергию переменного тока машины опоры в переменный ток, частота которого задается синхронным генератором постоянной частоты вращения.

ДАСПГА отличаются техническим совершенством, невысокой стоимостью производства и эксплуатации, высокой надежностью и могут успешно применяться в системах генерирования переменного тока постоянной частоты летательных аппаратов, где в качестве приводных используются авиадвигатели с диапазоном частоты вращения $n_{\text{АД max}}/n_{\text{АД min}} \leq 3$.

В табл. 1 приведены удельные показатели известных пневмо- и гидромеханических ПГА, а также перспективных электромеханических и систем типа «переменная скорость-постоянная частота».

Таблица 1

Тип ПГА	Тип генератора	Масса ПГА	Мощность генератора	Удельная масса ПГА
		кг	кВА	кг/кВА
ППО-20	СГК-11/1,5	74	13,7	5,4
ППО-30КП	ГТ-60ПЧ6	85	60	1,42
ППО-30КПФ	ГТ-40ПЧ8	77	40	1,9
ППО-40	ГТ-40ПЧ8	82	40	2,05
ППО-62М	ГТ-40ПЧ8	102	40	2,54
ГП-21	ГТ-30НЖЧ12	37	30	1,23
ГП-22	ГТ-120НЖЧ12	75	120	0,63
ГП-25	ГТ-60НЖЧ12К	52	60	0,87
ПСПЧ		45	30	1,5
ДАСПГА		55	60	0,91

Сравнивая представленные в табл. 1 показатели различного типа ПГА, можно отметить, что ДАСПГА практически не уступают, а, учитывая отсутствие гидравлической системы стабилизации частоты и связанные с ней трудности изготовления и эксплуатации, превосходят гидромеханические.

Кроме указанных, к числу достоинств дифференциальных электромеханических ПГА следует отнести возможность выполнения агрегатов на большие мощности – до 500...1000 кВ·А, способность обеспечивать автономный запуск авиадвигателей, высокую универсальность применения в электроэнергетических системах различных объектов.

Успехи, достигнутые в области электромашиностроения, позволяют уже сегодня создавать дифференциальные электромеханические ПГА с массогабаритными и энергетическими показателями, не уступающими показателям самых совершенных гидростатических агрегатов, которые значительно дешевле в массовом производстве и эксплуатации, имеют высокую надежность и большой ресурс работы, соизмеряемые с соответствующими показателя бесконтактных электрических машин.

Как известно, стабилизация частоты тока синхронного генератора электромеханического ПГА обеспечивается за счет изменения в широком диапазоне частоты вращения АМ из условия обеспечения баланса электромагнитных моментов на валах АМ и СГ. При этом предполагается,

что стабилизация напряжения генератора ДАСПГА может осуществляться серийным регулятором напряжения. С целью уменьшения потерь скольжения АМ весь ее рабочий диапазон вращения разбивается на ступени, соответствующие различным режимам работы АМ с различными числами пар полюсов [1].

В самом общем случае работа ДАСПГА может быть разбита на три ступени – соответственно режиму работы АМ (рис. 2):

1 ступень – АМ работает в режиме электродвигателя, отдавая механическую мощность P_{AMM} дифференциальному редуктору ПГА и потребляя активную мощность P_{AM} от генератора ПГА;

2 ступень – АМ работает в режиме электродинамического тормоза, потребляя механическую мощность P_{AMM} от дифференциального редуктора ПГА и потребляя активную мощность P_{AM} от генератора ПГА;

3 ступень – АМ работает в режиме асинхронного генератора, потребляя механическую мощность P_{AMM} дифференциального редуктора ПГА и отдавая активную мощность P_{AM} в сеть.

Выбор наиболее эффективного варианта конструктивной компоновки ДАСПГА выполняется по результатам серии предварительных расчетов для различных наборов режимов работы и числа пар полюсов АМ. Объективной базой данных при этом служат значения расчетных мощностей и частот вращения электрических машин агрегата, которые однозначно определяют массы активных материалов машин и позволяют с достаточной точностью судить об общей массе и габаритах агрегата в целом.

При осуществлении привода электрических машин ДАСПГА через ДР соотношение скоростей АМ, СГ и приводного авиадвигателя описывается системой уравнений движения валов ДР

$$\begin{cases} n_{Д\min}(1+i_1) = n_{СГ} - n_{AM\max1}i_2, \\ n_{Д\max}(1+i_1) = n_{СГ} + n_{AM\max2}i_2, \end{cases} \quad (1)$$

где i_1, i_2 – передаточные числа ДР; $n_{СГ}$ – скорость вращения СГ; $n_{Д\min}, n_{Д\max}$ – соответственно минимальная (малый газ) и максимальная (максимальный режим) скорости вращения авиадвигателя; $n_{AM\max1}, n_{AM\max2}$ – соответственно максимальная скорость вращения АМ в двигательном режиме (знак «-» в первом уравнении системы (1)) и максимальная скорость вращения АМ в генераторном режиме (знак «+» во втором уравнении системы (1)).

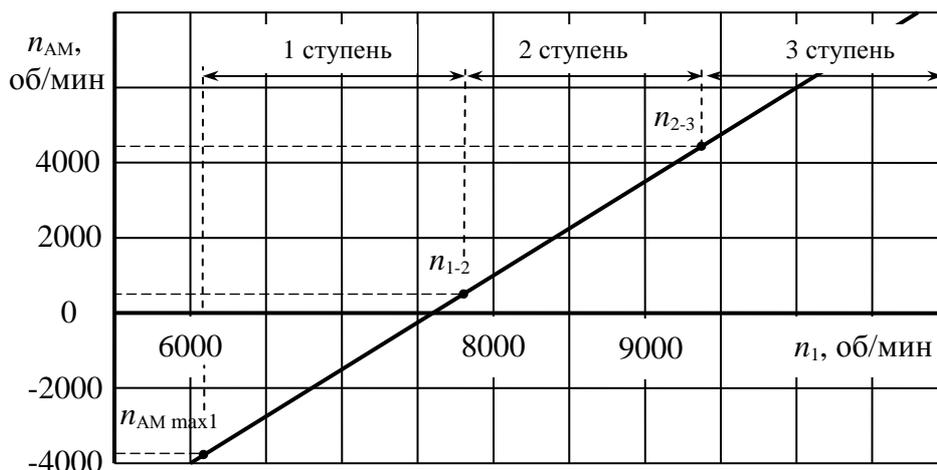


Рис. 2. Диаграмма изменения скоростей вращения АМ

После подстановки в систему уравнений (1) значений $n_{СГ}, n_{Д\min}, n_{Д\max}, n_{AM\max1}, n_{AM\max2}$ определяются значения передаточных чисел ДР.

На первой ступени работы ДАСПГА при малых скоростях вращения приводного авиадвигателя АМ работает в двигательном режиме, обеспечивая докрутку ротора СГ до синхронной скорости. Наименьшая скорость вращения входного вала ДР $n_{Д\min}$ при этом определяется

$$n_{Д\min} = \frac{n_{СГ} \left(1 - \frac{p_{СГ}}{p_{АМ1}} i_2 \right) + n_{ск\min}}{1 + i_1}, \quad (2)$$

где $p_{СГ}$, $p_{АМ1}$ – числа пар полюсов СГ и АМ на первой ступени работы ПГА; $n_{ск\min} \approx 0,05 \frac{60f}{p_{АМ1}}$ –

наименьшая скорость скольжения ротора АМ относительно поля статора, при которой АМ развивает требуемый электромагнитный момент на валу ДР.

На первой ступени работы АМ, работая в двигательном режиме, получает активную $P_{АМ1}$ и реактивную $Q_{АМ1}$ мощности от СГ, поэтому активная и реактивная мощности СГ (рис. 3)

$$\begin{cases} P_{СГ1} = P_C + P_{АМ1} \\ Q_{СГ1} = Q_C + Q_{АМ1} \end{cases}, \quad (3)$$

где P_C , Q_C – активная и реактивная мощности сети.

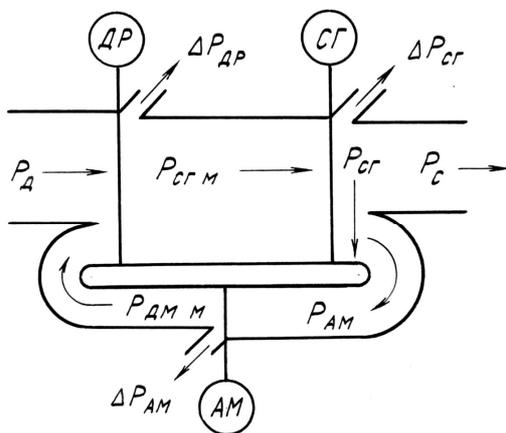


Рис. 3. Энергетическая диаграмма ДАСПГА в двигательном режиме работы

Полная мощность генератора на первой ступени работы определяется выражением

$$S_{СГ1} = \sqrt{P_{СГ1}^2 + (P_C \operatorname{tg} \varphi_C + P_{АМ1} \operatorname{tg} \varphi_{АМ1})^2}. \quad (4)$$

Расчетные значения мощностей машин, потерь скольжения и КПД агрегата

$$P_{АМ1} = P_C \frac{\left(n_{СГ} \frac{p_{СГ}}{p_{АМ1}} - n_{ск\min} \right) i_2}{n_{СГ} \eta_{АМ} \eta_{СГ} - \left(n_{СГ} \frac{p_{СГ}}{p_{АМ1}} - n_{ск\min} \right) i_2}; \quad (5)$$

$$P_{СГ1} = P_C \left(1 + \frac{\left(n_{СГ} \frac{p_{СГ}}{p_{АМ1}} - n_{ск\min} \right) i_2}{n_{СГ} \eta_{АМ} \eta_{СГ} - \left(n_{СГ} \frac{p_{СГ}}{p_{АМ1}} - n_{ск\min} \right) i_2} \right); \quad (6)$$

$$P_{ск1\max} = P_{АМ1} \eta_{АМ} \left(1 + \frac{P_{АМ1} n_{ск\min}}{60f} \right); \quad (7)$$

$$\eta_1 = \frac{P_c \eta_{др} \eta_{сг}}{P_c + P_{AM1} (1 - \eta_{AM} \eta_{сг})}, \quad (8)$$

где $\eta_{др}$ – КПД дифференциального редуктора.

Механическая мощность АМ, работающей в двигательном режиме

$$P_{AMM1} = P_{сг} \frac{n_{AM1} i_2}{n_{сг} \eta_{сг}}. \quad (9)$$

Полная мощность, потребляемая АМ в режиме двигателя

$$S_{AM1} = \frac{P_{AM1}}{\cos \varphi_{AM}}. \quad (10)$$

Автоматическая стабилизация скорости вращения и частоты СГ на 1-й ступени при изменениях нагрузки и скорости вращения входного вала осуществляется автоматически регулятором частоты, изменяющим напряжение на зажимах АМ и скольжение ее ротора относительно магнитного потока статора.

По мере увеличения скорости вращения входного вала от n_{1min} скорость вращения вала АМ уменьшается от $n_{AMmax1} = -\frac{60f}{P_{AM1}} + n_{скmin}$ до нуля, а затем изменяет направление вращения на обратное. При этом скольжение ротора АМ $n_{ск}$ пропорционально увеличивается.

При скорости вращения входного вала

$$n_{1-2} = \frac{n_{сг} + i_2 n_{скmin}}{1 + i_1} \quad (11)$$

ДАСПГА переходит на вторую ступень работы. Статорная обмотка АМ отключается и запитывается постоянным током, что соответствует работе АМ в режиме электродинамического тормоза. Поэтому активная, реактивная и полная мощность генератора равны (пренебрегая потерями на возбуждение асинхронной машины $P_{BAM} \approx 0,02P_c$): $P_{сг2} = P_c$; $Q_{сг2} = Q_c$; $S_{сг2} = S_c$ (рис. 4).

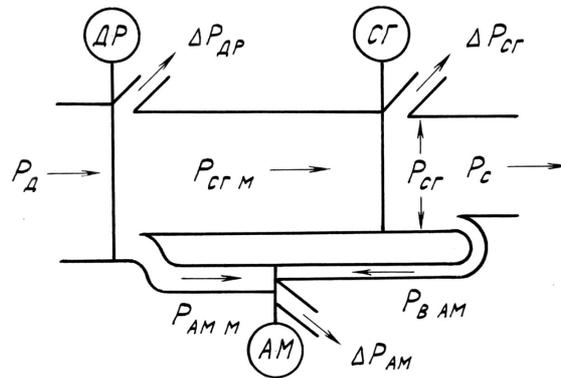


Рис. 4. Энергетическая диаграмма ДАСПГА в режиме электродинамического тормоза

Механическая мощность на валу асинхронной машины

$$P_{AMM2} = \frac{P_{сг2} n_{AM} i_2}{n_{сг} \eta_{сг}}, \quad (12)$$

а мощность потерь скольжения, определяющая нагрев ротора АМ, составляет около 90% механической мощности P_{AMM2} . Максимальная и минимальная мощность скольжения на 2-й ступени агрегата

$$P_{\text{ск2max}} = P_{\text{СГ2}} \frac{0,9 \left(n_{\text{с}} \frac{P_{\text{СГ}}}{P_{\text{АМ1}}} + n_{\text{скmin}} \right) i_2}{n_{\text{СГ}} \eta_{\text{СГ}}}; \quad (13)$$

$$P_{\text{ск2min}} = P_{\text{СГ2}} \frac{0,9 n_{\text{скmin}} i_2}{n_{\text{СГ}} \eta_{\text{СГ}}}. \quad (14)$$

Максимальное и минимальное значения КПД генераторного агрегата при номинальной нагрузке:

$$\eta_{2\text{max}} = \frac{P_{\text{с}} \eta_{\text{ДР}}}{P_{\text{с}} + P_{\text{с}} \frac{1 - \eta_{\text{СГ}}}{\eta_{\text{СГ}}} + P_{\text{ск2min}} + P_{\text{В}}}; \quad (15)$$

$$\eta_{2\text{min}} = \frac{P_{\text{с}} \eta_{\text{р}}}{P_{\text{с}} + P_{\text{с}} \frac{1 - \eta_{\text{СГ}}}{\eta_{\text{СГ}}} + P_{\text{ск2max}} + P_{\text{В}}}, \quad (16)$$

где $P_{\text{В}} \approx 0,01 P_{\text{с}}$ - мощность возбуждения асинхронной машины; $\eta_{\text{ДР}} \approx 0,97$ - КПД редуктора.

Стабилизация скорости вращения и частоты СГ на 2-й ступени при изменении нагрузки и скорости вращения входного вала обеспечивается автоматически регулятором частоты, изменяющим возбуждение АМ.

Асинхронная машина работает в режиме электродинамического тормоза до тех пор, пока скорость вращения входного вала достигнет значения

$$n_{2-3} = \frac{n_{\text{СГ}} + \left(\frac{60f}{P_{\text{АМ1}}} + n_{\text{скmin}} \right) i_2}{1 + i_1}. \quad (17)$$

После этого статорная обмотка АМ вновь подключается к трехфазной сети переменного тока, но с обратным чередованием фаз по отношению к двигательному режиму работы. С этого момента начинается работа агрегата на третьей ступени, когда АМ работает в генераторном режиме, отдавая в сеть активную и потребляя реактивную мощность (рис. 5).

Электрические мощности агрегата на 3-й ступени определяются выражениями

$$P_{\text{АМ3}} = P_{\text{с}} \frac{n_{\text{П3}} i_2}{n_{\text{СГ}} + n_{\text{П3}} i_2}, \quad (18)$$

где $n_{\text{П3}} = \frac{60f}{P_{\text{АМ3}}}$ - синхронная скорость вращения поля АМ на 3-й ступени;

$$P_{\text{СГ3}} = P_{\text{с}} \frac{n_{\text{СГ}}}{n_{\text{СГ}} + n_{\text{П3}} i_2}. \quad (19)$$

Максимальное значение мощности потерь скольжения на 3-й ступени

$$P_{\text{ск3max}} = P_{\text{АМ3}} \frac{n_{\text{АМ3max}} - n_{\text{П3}}}{n_{\text{П3}}}. \quad (20)$$

Минимальное значение мощности потерь скольжения на 3-й ступени.

$$P_{\text{ск3min}} = P_{\text{АМ3}} \frac{n_{\text{скmin}}}{n_{\text{П3}}}. \quad (21)$$

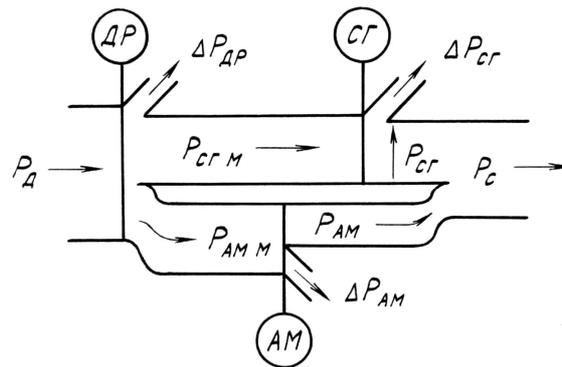


Рис. 5. Энергетическая диаграмма ДАСПГА в генераторном режиме

Полная мощность АМ на 3-й ступени

$$S_{AM3} = \frac{P_{AM3}}{\cos \varphi_{AM3}}. \quad (22)$$

Полная мощность СГ и его коэффициента мощности на 3-й ступени

$$S_{CG3} = \sqrt{(P_C - P_{AM3})^2 + (S \sin \varphi_C + S_{AM3} \sin \varphi_{AM3})^2}; \quad (23)$$

$$\cos \varphi_{CG3} = \frac{P_C - P_{AM3}}{S_{CG3}}. \quad (24)$$

Максимальное значение КПД генераторного агрегата на 3-й ступени при номинальной нагрузке

$$\eta_{3\max} = \frac{P_C \eta_{ДР}}{P_C + P_{CG3} \frac{1 - \eta_{CG}}{\eta_{CG}} + P_{ск3\min} + \sum \Delta P_{AM-ДТ}}, \quad (25)$$

где $P_{ск3\min} = \frac{n_{ск\min}}{n_{ПЗ}}$ - минимальное значение потерь скольжения на ступени; $\sum \Delta P_{AM-ДТ}$ - суммарные потери АМ и дроссель-трансформаторного регулятора без учета скольжения.

Минимальное значение КПД агрегата на 3-й ступени при номинальной нагрузке

$$\eta_{3\min} = \frac{P_C \eta_{ДР}}{P_C + P_{CG3} \frac{1 - \eta_{CG}}{\eta_{CG}} + P_{ск3\max} + \sum \Delta P_{AM-ДТ}}, \quad (26)$$

где $P_{ск3\max} = P_{AM3} \frac{n_{ПЗ} + n_{ск\min}}{n_{ПЗ}}$.

Приведенные выше выражения позволяют анализировать законы изменения мощностей ДАСПГА с дроссель-трансформаторным регулятором напряжения при изменении электрической нагрузки и режимов работы авиадвигателя, а также оценить величины тепловых потерь и коэффициента полезного действия агрегата по ступеням его работы.

ЛИТЕРАТУРА

1. Красношопка М.М. Генераторы переменного тока стабильной и регулируемой частоты. - Киев: Техника, 1974.
2. Мишин С.В., Голованов И.Г. Проблемы генерирования электрической энергии переменного тока постоянной частоты на современных воздушных судах // Научный Вестник МГТУ ГА, серия Авионика и электротехника. - 2007. - С.132-135.

PECULIARITIES OF OPERATIONAL PROCESSES OF ELECTROMECHANICAL GENERATING SYSTEMS OF DIRECT FREQUENCY ALTERNATING CURRENT

Mishin S.V., Mishina I.V.

The article provides basic information about possibility transition traditional systems to electromechanical generating systems of direct frequency alternating current on the aircraft. The basic analytical forms are developed for calculating transmission ratio of differential speed reduction device, and energy relation of asynchronous-synchronous, gear-generated aggregate.

Key words: generation system, electromechanical systems, AC constant frequency.

Сведения об авторах

Мишин Сергей Владимирович, 1960 г.р., окончил Киевское высшее военное авиационное инженерное училище (1980), кандидат технических наук, доцент, заведующий кафедрой авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов Иркутского филиала МГТУ ГА, автор более 30 научных работ, область научных интересов – генерирование и преобразование электрической энергии переменного и постоянного тока.

Мишина Ирина Викторовна, окончила Иркутский филиал МГТУ ГА (1983), инженер кафедры авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов Иркутского филиала МГТУ ГА, автор 3 научных работ, область научных интересов – генерирование и преобразование электрической энергии переменного и постоянного тока.

ББК 05
Н 34
Св. план 2012 г.

Научный Вестник МГТУ ГА
№ 185

ISBN 978-5-86311-845-1

Свидетельство о регистрации в Федеральной службе по надзору в сфере связи, информационных технологий и массовых коммуникаций (Роскомнадзор) ПИ № ФС77-47989 от 27 декабря 2011 г.

Редакторы Т.М. Приорова, И.В. Вилкова
Компьютерная верстка Т.Н. Котиковой

Подписано в печать 02.11.12 г.

Печать офсетная
18,25 усл. печ. л.

Формат 60x90/8
Заказ № 1466/

16,02 уч.-изд. л.
Тираж 100 экз.

Московский государственный технический университет ГА
125993 Москва, Кронштадтский бульвар, д. 20
Редакционно-издательский отдел
125493 Москва, ул. Пулковская, д. ба

Подписной индекс в каталоге Роспечати 84254
© Московский государственный
технический университет ГА, 2012