

Секция 17

**Системы управления космических аппаратов
и комплексов****ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЙ МЕТОД МНОГОКРИТЕРИАЛЬНОГО
СТРУКТУРНО-ПАРАМЕТРИЧЕСКОГО СИНТЕЗА
СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ**

А.И. Дивеев¹, К.А. Пупков², Е.А. Софронова³
(Россия, г. Москва, ¹Учреждение РАН ВЦ им. А.А. Дородницына РАН,
²МГТУ им. Н.Э. Баумана, ³РУДН)
aidiveev@mail.ru, pupkov@iu1.bmstu.ru, sofronova_ea@mail.ru

Рассматривается задача многокритериального оптимального управления космическим аппаратом. Решение задачи ищется в виде синтезирующей функции управления от координат пространства состояний объекта. Решение представляет собой множество Парето, каждый элемент которого соответствует одной синтезированной системе управления. В результате проектировщику предоставляется возможность на основе дополнительных исследований выбрать из множества Парето оптимальную структуру системы управления.

Разработан вычислительный метод на основе специальной структуры данных, сетевого оператора. Сетевой оператор позволяет представлять математическое выражение, описывающее функционирование системы управления, в виде специального ориентированного графа. Вычислительный метод включает создание множества возможных синтезируемых систем управления в виде сетевых операторов, вычисление значений критериев качества для каждой системы управления и отбор подмножества систем управления, которые удовлетворяют условиям Парето в пространстве критериев.

Метод позволяет синтезировать системы управления, которые могут включать любые сложные нелинейные преобразования. Для поиска множества Парето в пространстве систем управления, построенном на

основе сетевых операторов, используется генетический алгоритм. Для обеспечения целенаправленного поиска в окрестности приемлемых для реализаций систем управления применяется принцип базисного решения. Принцип позволяет строить множество систем управления в виде пространства вариации одной базисной системы, задаваемой разработчиком на основе анализа задачи и личного опыта.

Рассматриваются примеры использования разработанного метода для решения различных задач многокритериального синтеза систем управления космическими аппаратами.

**ОСНОВНЫЕ ПОЛОЖЕНИЯ МЕТОДОЛОГИИ РАЗРАБОТКИ
ИНТЕЛЛЕКТУАЛИЗИРОВАННЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ
ПОЛОТОМ ЛА И ОЦЕНКИ ЕЁ ЭФФЕКТИВНОСТИ**

А.В. Пролетарский

(Россия, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана)

rav_mirk@mail.ru

С учетом общих положений методологии исследования технико-экономических характеристик (ТЭХ) средств выведения (СрВ) космических аппаратов (КА) и особенностей задачи определения рационального технического облика интеллектуализированных систем управления (ИСУ), методология создания ИСУ СрВ КА должна обеспечивать проведение комплексных исследований по четырем уровням проектирования, находящимся в иерархической зависимости:

– функциональный уровень, предусматривающий анализ долгосрочной программы запусков КА и номенклатуры СрВ для ее реализации, анализ решаемых целевых задач и формирование требований к ним, исследование особенностей схем полета и их возможных вариантов, конструктивно-компоновочных схем СрВ и входящих в их состав ЛА, анализ ТТХ перспективных СрВ и формирование требований, предъявляемых к задачам, решаемых ИСУ и к ее характеристикам;

– программно-алгоритмический уровень, предусматривающий анализ возможных методов решения частных задач управления полетом ЛА, разработку, при необходимости, новых методов решения этих задач и синтез их на основе:

- стратегий решения задач навигации и идентификации параметров моделей прогноза движения ЛА и условий их полета, оптимальных по частному критерию Φ_1 ;

- стратегий решения задач прогнозирования конечных условий выведения КА на целевую орбиту, приведения ЛА в заданные районы приземления (РП) и определения параметров управления, обеспечивающих формирование требуемых траекторий полета ЛА и оптимальных по частному критерию Φ_2 .

При необходимости на данном уровне должна быть предусмотрена возможность коррекции типовой либо разработка новой технологии проектирования, отработки и испытаний программно-алгоритмического обеспечения ИСУ;

– уровень технической реализации стратегий управления полетом ЛА, предусматривающий:

- анализ возможных принципов построения, структурных взаимосвязей и аппаратурного состава ИСУ. Синтез оптимальных по частному критерию Φ_3 альтернативных вариантов ИСУ для решения каждой целевой задачи СрВ;

- сравнительную оценку альтернативных вариантов ИСУ по комплексному критерию эффективности J , учитывающему затраты некоторых ресурсов на разработку и реализацию ИСУ при осуществлении заданной программы пусков СрВ. Результатом выполнения данного этапа является разбиение решаемых задач на классы и формирование либо оптимального ряда ИСУ, либо разработка универсальной ИСУ;

– уровень технико-экономической оценки возможностей рационального варианта ИСУ по обеспечению и дальнейшему повышению ТТХ СрВ с последующей разработкой предложений в ТЗ на ОКР по созданию ИСУ перспективных СрВ.

Таким образом, методология системного синтеза ИСУ полетом перспективных СрВ, предусматривает взаимоувязку решений частных методологических проблем и технико-экономическую оценку возможностей альтернативных вариантов ИСУ по обеспечению и дальнейшему повышению ТТХ СрВ на основе предложенных критериев.

С использованием разработанной методологии осуществлен выбор структуры, принципов построения и аппаратурного состава рационального по комплексному критерию базового варианта ИСУ на основе унифицированного командно-вычислительного ядра.

КОНЦЕПЦИЯ ОБОБЩЕННОГО УПРАВЛЕНИЯ В ИЕРАРХИЧЕСКИХ СИСТЕМАХ УПРАВЛЕНИЯ И ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЙ**Е.М. Воронов, А.А. Карпунин¹****(Россия, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана)****¹ksans@yandex.ru**

В работе предлагается методика оптимизации структурно и функционально сложных АСУ в типичной форме многоуровневой иерархической структуры с поуровневыми многоподсистемными (многоканальными, многосвязными) многокритериальными системами (ММС) регулирования (ММС-Р), управления (ММС-У) и принятия решений (ММС-ПР). В качестве примера представления части такой многоуровневой АСУ и практически полезной моделью для исследования в работе рассматривается двухуровневая математическая модель управления-регулирования двухканальной СУ беспилотного летательного аппарата.

Методика оптимизации формируется на основе комбинации методов проектирования иерархических распределенных систем (ИРС) для выбора оптимальной функциональной структуры ИРС-АСУ (облика АСУ); методов оптимизации ММС на основе стабильно-эффективных игровых компромиссов для оптимизации и уравнивания (балансировки) подсистем в составе ММС-уровня регулирования, управления, принятия решения по эффективности или потерям; методов оптимизации межуровневой координации с приоритетом – «правом первого хода» каждого верхнего уровня в ИРС-АСУ. Данная концепция позволяет сформулировать определение обобщенного оптимального управления в ИРС-АСУ.

Разработан алгоритм оптимизации обобщенного управления многоуровневой АСУ на основе разработанного метода иерархического уравнивания по Штакельбергу, в котором обобщается известное понятие стратегии по Штакельбергу в классе иерархических дифференциальных игр. Получены достаточные условия оптимальности обобщенного закона управления двухуровневой АСУ. Предложены алгоритмы иерархической оптимизации управления в двухуровневых АСУ: в форме решения задачи синтеза обобщенного управления в линейно-квадратической постановке и итерационного алгоритма получения программно-корректируемого иерархического управления в постановке общего вида.

КОНТРОЛЬ ИСПРАВНОСТИ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ

А.С. Сыров, С.В. Кравчук, М.А. Шатский, А.Ю. Ковалёв
(Россия, г. Москва, ФГУП «МОКБ «Марс»)

otdel246.mars@mail.ru

В работе предложены принципы построения иерархической системы управления движением (СУД) космического аппарата (КА). Назначением СУД КА является в том числе координация работы различных подсистем системы управления (СУ) КА (систем угловой стабилизации, системы информационного обеспечения и др.) с целью выполнения установленных режимов работы КА на различных участках полета (выполнение целевой задачи, парирование отказов в случае их возникновения и другие). СУД реализована в виде соответствующего программного обеспечения в составе бортового программного обеспечения (БПО). Состав СУД существенно зависит от целевого назначения КА, особенностей конструкции, бортовой аппаратуры. Следовательно, актуальной является задача повышения эффективности процесса разработки и тестирования СУД при имитации и парировании различных отказов.

Одной из важных задач является разработка принципов построения структуры алгоритмов СУД с целью обеспечения выполнения ряда требований, в том числе: надежности, гибкости, прозрачности, унификации и других. Для этого проводится анализ требований к СУ в целом и выделение участков полета КА, существенно различающиеся по каким-либо критериям (внешнего или внутреннего характера). В результате образуется набор режимов работы СУД, позволяющий создать многоуровневую систему контроля состояния и диагностики КА внутри СУД, включающую такие факторы как: уровни подчиненности, приоритет выполнения, требования по взаимодействию и т.д.

ПО СУД, разработанное в соответствии с предлагаемыми принципами, внедрено в состав бортовых комплексов управления нескольких КА различного назначения. Опыт, полученный при эксплуатации, показал эффективность разработанной системы как при штатной эксплуатации, где основным считается требование по надежности, так и на этапе летных испытаний, в том числе в нештатных ситуациях, когда повышаются требования к гибкости логики работы системы.

**ВЫСОКОИНТЕГРИРОВАННЫЙ БОРТОВОЙ КОМПЛЕКС УПРАВЛЕНИЯ
МИКРОСПУТНИКАМИ НА БАЗЕ УНИВЕРСАЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ
ПЛАТФОРМ С ПОВЫШЕННЫМ СРОКОМ АКТИВНОГО СУЩЕСТВОВАНИЯ**

Г.В. Кремез, Е.П. Минаков, П.В. Николаев, С.А. Федоров

(Россия, г. Санкт-Петербург, ЦНИИ РТК)

minakov@rtc.ru

Одним из перспективных путей повышения технико-экономических показателей микроспутников (МС) является переход от их проектирования как полностью заказного изделия к построению на базе универсальной космической платформы (УКП), на которой размещается система электроснабжения, система обеспечения теплового режима и бортовой комплекс управления.

Проделанный анализ показывает, что наиболее актуальной в настоящее время является задача создания универсального БКУ, пригодного для использования на УКП для МС различного целевого назначения. Предлагаемый БКУ должен интегрировать в себе функции приема, дешифрации и реализации рабочих программ и разовых команд управления от наземного комплекса управления (НКУ), сбора и передачи телеметрической информации и информации оперативного контроля в НКУ, управления функционированием бортовой аппаратуры, определения параметров ориентации, положения и скорости движения центра масс МС и управления его движением.

В ходе ее выполнения должен быть разработан и изготовлен образец бортовой вычислительной системы (БВС), которая должна быть спроектирована как многопроцессорная, модульная, наращиваемая система, составные части которой взаимодействуют на основе реконфигурируемой коммутации информационных потоков, что обеспечивает возможность адаптации ее базовой структуры к требованиям потребителей и существенно увеличивает надежность.

Проводимые в настоящее время в ЦНИИ РТК научно-исследовательские работы позволяют создать указанный БКУ в течение ближайших трех лет. Их практическим приложением должно стать применение подходов, полученного научно-технического задела для проектирования БКУ в УКП для МС, разрабатываемых в НИИ космических систем им. А.А.Максимова (НИИ КС) – филиала Федерального государственного унитарного предприятия «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева», РКК «Энергия» и ряде других предприятий.

**РАЗРАБОТКА КОМПЛЕКСА ПЕРЕДАЧИ ДАННЫХ ДЛЯ СКАФАНДРА
КОСМОНАВТОВ «ОРЛАН»**

*Е.А. Микрин, В.А. Гаршин, И.В. Дунаева,
Ф.А. Воронин, О.В. Некрасова*

(Россия, М.О., г. Королёв, РКК «Энергия» им. С.П. Королёва)

Irina.Dunaeva@rsce.ru

При проведении внекорабельной деятельности на МКС одним из основных источников информации для оценки состояния здоровья космонавта и работы аппаратуры жизнеобеспечения скафандра является ТМ-информация, формируемая его системами. В настоящее время передача ТМ-информации скафандра «Орлан-МК» в ЦУП-М осуществляется через российские НИП, зона приема которых ограничена, приблизительно 10 минутами из каждого витка продолжительностью 90 минут. Это не только снижает оперативность и полноту контроля за действиями космонавта, выполняющего внекорабельную деятельность, но и приводит к смещению графика работы всего экипажа МКС, изменению периода сна и отдыха.

Целью данного проекта является обеспечение передачи данных от скафандра «Орлан-МК» при внекорабельной деятельности экипажа МКС вне зависимости от зон видимости российских НИП.

Разрабатываемый комплекс передачи данных состоит из бортовых и наземных систем обеспечивающих непрерывную передачу телеметрических данных скафандра специалистам ЦУП в Москве и статусных данных специалистам ЦУП в Хьюстоне на протяжении всего времени проведения внекорабельной деятельности и подготовки к ней.

Для создания комплекса предполагается использование как уже существующих систем, так и разработка телеметрического устройства «УС23», обеспечивающего обработку ТМ-информации от скафандра и реализующего новые электрические и информационные интерфейсы с бортовыми системами МКС. Устройство «УС23» будет установлено на Служебный Модуль МКС. Потребуется доработка программного обеспечения центрального компьютера бортовой вычислительной системы Российского сегмента МКС. Передача телеметрии на Землю будет выполняться через Американский сегмент по каналу связи S-band.

**ОБ ИНФОРМАЦИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЯХ В ЭРГАСИСТЕМАХ
ВОЕННОГО НАЗНАЧЕНИЯ****М.А. Зайцев****(Россия, г. Москва, ВА РВСН им. Петра Великого)****mihey-82@mail.ru**

Сложная система управления объектами технических, технологических, организационных и экономических комплексов, в которой управляющая система содержит человека-оператора или группу операторов как *главный* компонент, характеризующийся функциональной активностью и функциональным гомеостазисом на множестве функциональных возможностей в условиях динамически изменяющейся внешней среды является *эргатической системой*. Поэтому составные элементы Вооружённых сил РФ, военно-промышленного комплекса, включающие в свой состав достаточно большое многообразие социально-технических структур, относятся к эргасистемам.

Современное состояние информационных технологий целесообразно рассмотреть с позиций: а) общего понятия «информация для эргасистем военного назначения, б) вопросов информационного обмена между эргасистемами – информационного противоборства и противодействия (в условиях мирного времени), в) анализа технологий при информационном противодействии. Объединяющим информационным подходом по признакам «количественная» и «качественная» стороны информации может являться подход, основанный на энтропии покрытия. Эта информационная мера была специально введена для оптимизации информационных процессов, протекающих в эргасистемах.

Теоретико-множественная мера неопределённости сведения о соответствии параметров объекта их нормативным значениям (относительного покрытия по приведению к норме множества реальных технических параметров объекта множеством требуемых параметров – «*энтропия покрытия*»): учтены множество реальных технических параметров; множество нормативных (требуемых) технических параметров; коэффициент пропорциональности.

Можно сделать вывод, что энтропия покрытия позволяет математически обоснованно решать задачи оптимального информационного управления в условиях статистической неопределённости.

АНАЛИЗ ОБЛИКА МАКС**Л.С. Точилов****(Россия, М.О., г. Реутов, ОАО «ВПК «НПО машиностроения»)*****tls@msm.ru***

Работа выполнена в рамках реализации Федеральной целевой программы «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России на 2009-2013 годы» (Государственный контракт №П608 от 06.08.09).

Для оперативного планирования и эффективных действий в чрезвычайных ситуациях и при решении многих других народнохозяйственных задач необходима полная, достоверная и актуальная информация. Глобальный обзор обеспечивает радиолокационная и видеоинформация с космических аппаратов (КА) в цифровом виде. Локальный анализ обстановки обеспечивают летательные аппараты (ЛА), которые наряду с радиолокационной и видеоинформацией могут передавать и показывать, получаемые с различных, установленных на них, датчиков.

Наиболее эффективны для решения подобных задач беспилотные ЛА (БЛА), которые имеют вычислительные и телекоммуникационные средства, позволяющие им решать задачи автономно, с помощью оператора и в составе системы. Многоуровневая авиационно-космическая система (МАКС), включающая БЛА и КА разных уровней по высоте и возможностям, наземный комплекс управления и приёма информации (НКУ) способна дать наиболее полную, достоверную и актуальную информацию для решения многих народнохозяйственных задач.

Эффективность МАКС во многом будет определяться выбором её структуры. Очевидно, что структура МАКС должна быть централизованной. В тоже время существуют различные варианты построения централизованной структуры: полная централизация, централизация специализированных подсистем, централизация региональных подсистем, централизация смешанных подсистем.

При анализе структуры важен не только технический аспект, но и экономический, учитывающий интересы государства, регионов, корпораций и других потенциальных участников проекта МАКС.

При ограниченном финансировании наиболее реальным представляется путь объединения операторов НКУ БЛА и КА разных уровней с централизованной системой управления (ЦСУ) МАКС под контролем государства.

Необходимым условием этого являются единые для всех участников проекта МАКС правила и стандарты. При создании информационно-телекоммуникационной системы (ИТКС) ЦСУ МАКС важно использовать

передовой опыт, технологии и программные средства управления ИТКС, в том числе service desk, для управления конфигурацией системы, обработки нештатных ситуаций и обеспечения заданного уровня качества предоставляемой МАКС информации.

КОМПЛЕКСНЫЙ ПРОГНОЗ И РАСЧЕТ ТЕКУЩИХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ СИЛ И МОМЕНТОВ СИЛ ДЛЯ СБОРОК МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ.

ВЛИЯНИЕ АЭРОДИНАМИКИ НА РАСХОДЫ ТОПЛИВА И НА ПАРАМЕТРЫ КОНТУРА УПРАВЛЕНИЯ СМ

С.Н. Атрошенко

(Россия, М.О., РКК «Энергия» им. С.П. Королёва)

Irina.Dunaeva@rsce.ru

Международная космическая станция (МКС) является совокупностью большого количества объектов различной конфигурации. Геометрические свойства МКС изменяются и дискретно, на длительное время, после операций стыковки/расстыковки, и непрерывно, на протяжении витка, за счет вращения многочисленных поворотных элементов конструкции (панелей СБ и радиаторов). Набегающий поток атмосферы, взаимодействуя с поверхностью МКС, оказывает значительное влияние на движение центра масс МКС и на ее движение вокруг центра масс. Для прогнозирования расхода топлива на стабилизацию МКС и, в меньшей степени, на развороты МКС требуется прогнозировать и учитывать аэродинамические силы и моменты.

Характеристики набегающего потока атмосферы также претерпевают долгопериодические и сравнительно быстрые (полупериод обращения центра масс по орбите ИСЗ) изменения.

Наличие многочисленных факторов, расчет и прогнозирование которых являются сферами ответственности нескольких подразделений РКК «Энергия», а также НАСА, осложняют задачу расчета аэродинамики для комплексного моделирования

Представлены различные методы расчета аэродинамических сил и моментов сил, реализованные в комплексном моделировании движения МКС и работы системы управления движением и навигации (СУДН) служебного модуля (СМ). Представлены различные реализованные схемы комплексного моделирования с привлечением бортовых алгоритмов СУДН СМ.

Представлена схема комплексного моделирования движения МКС и работы СУДН с участием нескольких подразделений РКК «Энергия»

Эта схема внедрена в РКК и применяется для прогнозирования аэродинамики современных сборок МКС с многочисленными и разноориентированными одно- и двухстепенными поворотными элементами.

Приведены результаты комплексного расчета аэродинамики и моделирования движения МКС вокруг центра масс. Приведено сравнение с результатами расчетов Американской стороны, а также сравнение с данными ТМИ.

**ПРОПОРЦИОНАЛЬНО-ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНЫЙ РЕГУЛЯТОР
В РЕЗЕРВНОМ КОНТУРЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ
ДВИЖЕНИЕМ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ
«СОЮЗ» И «ПРОГРЕСС»**

***Г.Я. Леднев, Д.Ю. Башлыков, В.В. Зборовский, С.А. Петров
(Россия, М.О., г. Королёв, РКК «Энергия» им. С.П. Королёва)
Irina.Dunaeva@rsce.ru***

Регулятор резервного контура управления ориентацией и стабилизацией углового положения космического аппарата, реализующий динамическую фильтрацию и метод позиционного управления, обеспечивает устойчивость контура управления космическим аппаратом как твердым, так и деформируемым телом.

Особенности поддержания заданной ориентации по углу и угловой скорости после приведения в заданную область управления. Моделирование возмущений, возникающих после приведения в заданную область управления, и анализ динамического процесса парирования регулятором возмущений.

Дополнительный контур обратной связи и эталонная величина максимальной допустимой угловой скорости, позволяющие начать парирование внешнего возмущения до достижения заданной угловой границы области стабилизации, оставляя при этом без изменения применение принципа позиционного управления и повышая точность ориентации, посредством поддержания угловой скорости у заданной границы.

Устройство формирования оптимального коэффициента передачи, позволяющее определить в процессе управления значение углового ускорения как при включении двигателей, рассчитывая независимо оценку углового ускорения в положительном и отрицательном направлениях, так и угловое ускорение от действия возмущающего момента.

Обеспечение управления, близкого к оптимальному по быстродействию, благодаря использованию оценки углового ускорения для расчета моментов включения и отключения двигателей ориентации.

Анализ работы устройства формирования оптимального коэффициента передачи и определение необходимого времени для оценки угловой скорости и углового ускорения при различной скважности управляющего сигнала.

**ПРИМЕНЕНИЕ ГРАВИТАЦИОННОГО СТАБИЛИЗАТОРА И
РЕАКТИВНЫХ МИКРОДВИГАТЕЛЕЙ НА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТАХ
МАЛОЙ РАЗМЕРНОСТИ**

Р.А. Петухов, В.В. Евстифеев
(Россия, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана)
evstf@iu1.bmstu.ru

В настоящее время особый интерес в мире проявляется космическим аппаратам малой размерности, вплоть до нано- и пикоспутников. В создании малых и сверхмалых космических аппаратов активно продвигаются вперед европейские страны, США, Канада, Аргентина, Япония.

Область применения спутников малой размерности весьма обширна: отработка новых технологий; дистанционное зондирование Земли; метео- и геологический мониторинг; связь и коммуникации; использование нескольких взаимодействующих аппаратов («роя»), например, при создании сверхапертурных космических комплексов; проведение научных экспериментов; исследование новейших материалов и другое. За счет малой массы, стоимость таких спутников на порядок меньше традиционных.

Для решения многих целевых задач требуется осуществлять предварительное успокоение спутника после отделения от разгонного блока, а затем – устойчивую ориентацию и стабилизацию вдоль местной вертикали таким образом, чтобы соответствующая ось спутника постоянно была направлена на планету.

Предлагается активно-пассивная система стабилизации спутника на основе гравитационного стабилизатора и реактивных микродвигателей. Преимущества предлагаемой системы заключаются в следующем:

- малые массо- и энергозатраты при процессах успокоения, ориентации и стабилизации спутника;
- длительное время штатной работы благодаря использованию пассивного гравитационного стабилизатора;

– эффективность применения малоразмерных реактивных микро-двигателей (РД);

– малая стоимость и повышенная надежность.

В соответствии с классом спутника успокоение, ориентация и активная стабилизация производятся посредством твердотопливных и (или) жидкостных РД, разработанных, например, по технологии микро-электро-механических систем MEMS (micro-electro-mechanical systems).

Рассмотрены конструкция, характеристики и динамические свойства малоразмерных РД на примере зарубежных разработок. Произведено сравнение характеристик жидкостных и твердотопливных микро-двигателей.

Рассмотрены различные варианты конструктивных схем спутника с применением предлагаемой пассивно-активной системы предварительного успокоения, ориентации и стабилизации. Рассмотрены операции по успокоению, ориентации и стабилизации спутника при совместном применении гравитационного стабилизатора и РД; произведена количественная оценка малоразмерных РД, необходимых для осуществления этих операций.

**ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ИНФОРМАЦИИ ОТ АСТРОДАТЧИКОВ
ДЛЯ ОРИЕНТАЦИИ И СТАБИЛИЗАЦИИ
КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА**

А.С. Сыров, С.В. Кравчук, М.А. Шатский, П.А. Самус

(Россия, г. Москва, ФГУП «МОКБ «Марс»)

otdel246.mars@mail.ru

В работе предложена структура и алгоритмы системы стабилизации и ориентации (ССО) космического аппарата (КА), использующей в качестве информации об угловом положении информацию астродатчиков (АД). В традиционных ССО в качестве основной используется информация от гироскопических измерителей углового положения, которая в предлагаемой ССО полностью или частично заменяется на информацию от АД. Это дает возможность повысить надежность системы управления КА, позволяя продолжать работу КА как при частичном, так и полном отказе гироскопических измерителей. Актуальность работы подтверждается имеющимся в настоящее время опытом эксплуатации КА различного класса.

Кроме того, отдельные элементы предлагаемой системы используются в целях контроля и диагностики традиционной ССО, в том числе, решена задача автономного перехода ССО в режим стабилизации по

информации АД, что также позволяет повысить надежность выполнения целевой задачи КА.

Практическая реализация предлагаемой ССО осуществлена в МОКБ «Марс» при эксплуатации КА «Монитор-Э». К настоящему времени, алгоритмы данной ССО обеспечивают с довольно высокой вероятностью нахождение КА в штатной ориентации, в частности, непрерывное выполнение съемки по целевому заданию в течение одних-трех суток. При этом ориентация поддерживается с заданной точностью, что позволяет получать достаточно качественные снимки земной поверхности.

По опыту работ с КА «Монитор-Э», предлагаемая система внедрена в состав бортовых комплексов управления КА разработки МОКБ «Марс» и прошла летные испытания на КА «Экспресс МД1». Таким образом, показана возможность использования предлагаемой системы как при модернизации систем управления уже находящихся на орбите КА, так и при создании новых КА.

**ИССЛЕДОВАНИЯ ПОТЕНЦИАЛЬНОЙ ТОЧНОСТИ И УСЛОВИЙ
ПРАКТИЧЕСКОЙ РЕАЛИЗУЕМОСТИ АЛГОРИТМОВ ОПРЕДЕЛЕНИЯ
ПРОСТРАНСТВЕННОГО ПОЛОЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В
СТЕРЕОСКОПИЧЕСКИХ СИСТЕМАХ НАВИГАЦИИ,
НАВЕДЕНИЯ И ЦЕЛЕУКАЗАНИЯ**

И.Н. Белоглазов¹, В.И. Дубинин², В.Н. Степашкин¹, В.П. Седелников³
(Россия, Москва, ¹ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина,
²ООО "ОТКРЫТОЕ НЕБО+", ³ФГУП "Госцентр "Природа")
dubinin@openskyplus.com, step_v@mail.ru

Изображения земной поверхности, полученные с борта летательного аппарата (ЛА), содержат информацию о его пространственном положении в момент выполнения съемки. Разработаны оптимальные модели и алгоритмы для извлечения данной информации. Они основаны на минимизации геометрического рассогласования координат соответственных точек изображений стереопары, путем задания множества гипотез начального положения ЛА и определения по фотограмметрическим уравнениям пересчета координат «изображение №1 – земная поверхность – изображение №2» в стереопаре для известной формы рельефа поверхности поправок к параметрам для каждой гипотезы. Целевой функцией является взвешенная сумма квадратов разностей яркостей точек изображений стереопар в области прогнозируемого стереоэффекта, задаваемой гипотезами начального положения.

Отличительной особенностью подхода является отсутствие процедуры поиска пар соответственных точек стереопары.

В работе, путем обработки космических изображений и сопутствующих им данных, выполнены исследования формы, степени выраженности экстремума и ширины целевой функции для типовых ситуаций возможного применения стереоскопических систем навигации, наведения и целеуказания. Произведена оценка мешающего влияния облачности и растительности, ограничивающих точность учета рельефа при пересчетах координат соответственных точек.

Для выполнения исследований разработано специальное программное обеспечение, отдельные компоненты которого могли бы использоваться в прототипе бортовой программной реализации.

В докладе излагаются: физические принципы и геометрическая иллюстрация исследуемого стереоскопического метода определения пространственного положения ЛА; исходные данные и методика исследования; специальное программное обеспечение; результаты исследования, а также – выводы и рекомендации по их анализу.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект №08-08-00157).

ПАРАЛЛЕЛЬНОЕ ПОСТРОЕНИЕ ОБЛАСТИ ДОСТИЖИМОСТИ ВЫСОКОМАНЕВРЕННОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

К.О. Вишневецкий¹, Е.М. Воронов, А.П. Карпенко
(Россия, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана)

¹hypersoad@mail.ru

Область достижимости летательного аппарата (ОДЛА) возникает, например, при решении задачи обеспечения его траекторной безопасности. Важной особенностью задачи является то, что ее часто приходится решать в режиме реального времени. Аналитическое решение задачи удается лишь в простейших случаях, не представляющих практического интереса. Одним из вариантов решения задачи построения ОДЛА является использование приближенных численных методов, среди которых можно выделить: метод мультифиниша, основанный на многократном интегрировании модельной системы обыкновенных дифференциальных уравнений (СОДУ); метод на основе предварительной аппроксимации векторного поля модельной СОДУ; метод, использующий нейросетевую аппроксимацию ОДЛА; различные комбинации указанных методов.

В работе рассматривается использование метода мультифиниша для построения ОДЛА на параллельной вычислительной системе с распределенной памятью — вычислительном кластере, который использовался для решения задачи в реальном времени или приближенно к нему.

При некоторых допущениях границы ОДЛА формируют кусочно-постоянные управления. Параллельная реализация метода мультифиниша сводится к распределению точек переключения управлений по процессорам системы так, чтобы обеспечить равномерную балансировку загрузки процессоров. В работе реализовано два метода распределения точек переключения по процессорам: равномерная декомпозиция, обеспечивающая разделение точек переключения равными интервалами по процессорам, и неравномерная декомпозиция точек переключения, обеспечивающая равную загрузку процессоров.

Получено рекуррентное уравнение, обеспечивающее такую балансировку загрузки; с помощью известной коммуникационной библиотеки MPI, под ОС Linux, выполнена программная реализация метода мультифиниша; численные эксперименты выполнены на вычислительном кластере МГТУ им. Н.Э. Баумана; показана хорошая масштабируемость использованного метода балансировки загрузки.

АЛГОРИТМ КОНФЛИКТНО-ОПТИМАЛЬНОГО ЦЕЛЕРАСПРЕДЕЛЕНИЯ В СОСТАВЕ БОРТОВОЙ СИСТЕМЫ ПОДДЕРЖКИ КОМАНДИРА ЗВЕНА

*Е.М. Воронов, А.А. Карпунин¹, А.Л. Репкин
(Россия, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана)*

¹*ksans@yandex.ru*

Существенным фактором, определяющим действия ЛА в воздушном конфликте, является текущая конфигурация объектов. В условиях противодействия малых групп ЛА одной из наиболее важных задач, возлагаемых на командира группы, становится задача целераспределения. Ее особенностями являются большой объем данных, требующих обработки, и множество факторов, влияющих на результат целераспределения группы ЛА, что в результате требует значительного времени на принятие решения командиром звена и выдачи команд подчиненным ЛА. В условиях жестких временных ограничений на принятие решения данная задача становится трудно реализуемой летчиком. Поэтому актуальной задачей является разработка алгоритма целераспределения в составе бортовой экспертной системы поддержки пилота. Получаемое решение должно при этом обладать свойствами устойчивости для оди-

наковых наборов данных, учитывать все возможные факторы взаимной опасности ЛА, доступные данные измерений и работать в режиме времени, приближенном к реальному.

Данная работа посвящена новому оригинальному подходу решения задачи конфликтно-оптимального целераспределения в дуэльной ситуации малых групп ЛА. Задача оптимизации решений в дуэльной ситуации групп ЛА формируется в виде совместной двухэтапной процедуры поиска оптимального целераспределения в конфликтной ситуации взаимодействия групп ЛА. Использование принципа оптимальности на основе равновесия по Нэшу позволяет сформировать конфликтно-оптимальное ЦР при взаимодействии групп ЛА, обладающее гарантирующими свойствами для каждой из сторон.

Достоинством представленной методики является высокое быстродействие, что особенно важно для реализации экспертной поддержки в режиме реального времени.

Приводится пример, демонстрирующий работоспособность алгоритма.

АЛГОРИТМ КООРДИНИРОВАННОГО УПРАВЛЕНИЯ ДВОЙКОЙ ЛА В ЗАДАЧЕ ПЕРЕХВАТА ЦЕЛИ С ЗАДАННОЙ ГИПОТЕЗОЙ ДВИЖЕНИЯ

*Е.М. Воронов, А.А. Карпунин¹, И.Б. Рыбин
(Россия, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана)*

¹*ksans@yandex.ru*

Любая задача, в которой присутствует взаимодействие групп ЛА, является структурно-сложной и представляет собой задачу оптимизации управления многообъектной многокритериальной системой. Многокритериальность задачи при этом обуславливается наличием различных целей, поставленных перед взаимодействующими ЛА, причем каждый из ЛА может иметь одновременно более одного критерия эффективности функционирования.

Задача коалиционного перехвата с учетом конфликтно-оптимального поведения ЛА-цели в варианте 2×1 может быть построена, например, на основе принципа экстремального прицеливания Н.Н. Красовского с формированием ЛА-целью конфликтно-оптимального управления относительно центра коалиции. Однако данный подход позволяет оценить лишь оптимальные управления ЛА-перехватчиков и ЛА-цели при уклонении от них. Введение дополнительно координации, например, по времени перехвата, значительно усложняет задачу, поскольку требует перехода к новому классу стратегий-управлений ЛА.

Геометрическая интерпретация, положенная в основу предлагаемого алгоритма, хорошо согласуется с известными результатами оптимизационных процедур координированного управления, которые формируют траектории координированного движения объектов-подсистем на основе комбинирования участков движения с максимальной кривизной и прямолинейных участков.

Алгоритм также расширяем и на класс задач с конфликтно-оптимальным противодействием ЛА-цели координированному перехвату. При этом необходимо производить пересчет законов управления ЛА по тактам времени, причем длительность такта при активном маневрировании ЛА-цели должна быть минимальной. В случае если ЛА-цель не сходит с принятой в качестве гипотезы траектории в течение длительного времени, момент схода с траектории может определять начало нового такта времени. Выходной информацией алгоритма являются временные диаграммы управлений ЛА-перехватчиков.

АЛГОРИТМ МНОГОРУБЕЖНОГО ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ СИСТЕМЫ ПВО КОРАБЛЯ И ЛОКАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ ВОЗДУШНОГО БАЗИРОВАНИЯ

*Е.М. Воронов, С.Е. Начаркин, С.И. Сычев, А.Л. Репкин
(Россия, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана)
s.nacharkin@hotmail.com*

Рассматривается ситуация конфликтного взаимодействия локальной системы ПВО корабля (ЛС ПВО) и локальной системы воздушного базирования (ЛС ВБ), представляющей непосредственную угрозу поражения для рассматриваемого корабля.

Каждая из представленных систем обладает внутренней иерархией технических средств с разделением как по виду взаимодействия (средства информационного противодействия, средства нанесения физического урона и т. д.), так и по типу (различные принципы работы, дальности действия, вероятности успешного срабатывания и т.д.).

Основное внимание при разработке алгоритма уделялось особенностям взаимодействия систем, связанных с различными техническими возможностями и ограничениями, возникающими на дальнем, среднем и ближнем рубежах обороны.

Прогноз динамики конфликта используется для корректировки распределения ресурсов только на границах рубежей, причем для каждого конкретного рубежа используется своя динамическая модель, согласно технической возможности получения тех или иных данных.

**ОБ ОДНОМ КЛАССЕ УСТОЙЧИВЫХ ПЕРИОДИЧЕСКИХ ОРБИТ
В ЗАДАЧАХ ТРЕХ И ЧЕТЫРЕХ ТЕЛ****Ф.В. Звягин****(Россия, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана)****pk-bmstu@ya.ru**

Рассмотрено движение материальной точки на примере систем Солнце — Земля — КА и Солнце — Земля — Луна — КА. Выделен класс орбит, охватывающих две коллинеарные точки меньшего тела указанных систем. Построено сечение Пуанкаре, выявляющее геометрическую структуру орбит и исследована их устойчивость путем численного расчета старшего показателя Ляпунова.

**ОБ ИСПОЛЬЗОВАНИИ СВОЙСТВ ГОМОКЛИНИЧЕСКИХ
ТРАЕКТОРИЙ ЗАДАЧ ТРЕХ И ЧЕТЫРЕХ ТЕЛ****Ф.В. Звягин****(Россия, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана)****pk-bmstu@ya.ru**

Рассмотрено движение материальной точки в окрестности коллинеарных точек либрации классической задачи трех тел на примере системы Солнце — Земля — КА и задачи четырех тел на примере системы Земля — Луна — КА с учетом возмущений от Солнца. Построены семейства гомоклинических траекторий задачи трех тел. Определены траектории выведения КА в окрестность коллинеарных точек либрации на заданные орбиты с минимальными энергетическими затратами. Исследована устойчивость орбит с использованием старшего показателя Ляпунова.

**МОДЕЛЬ КОСМИЧЕСКОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА
С ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОЙ СЛЕДЯЩЕЙ СИСТЕМОЙ****С.В. Артамонов, И.И. Шанин****(Россия, Нижегородская обл., г. Саров, РФЯЦ-ВНИИЭФ)****s.v.artamonov@vniief.ru**

В докладе рассматривается созданная авторами имитационная математическая модель космического летательного аппарата (КЛА) с оптико-электронной следящей системой (ОЭСС).

За **объект управления** принято абсолютно жесткое тело с заданными геометрическими размерами и известными в каждый момент времени координатами центра масс, массой и моментами инерции.

Исполнительными средствами в модели КЛА являются: двигатели ориентации и стабилизации; двигатели коррекции траектории.

Средства связи в модели КЛА не моделируются.

Система управления (командно-вычислительный пункт (КВИТ)) представлена в виде совокупности следующих алгоритмов: алгоритмов обработки измерений фазовых координат КЛА; алгоритмов переориентации и стабилизации; алгоритмов вторичной обработки кадров изображения на фото приемном устройстве (ФПУ); алгоритмов дистанционного определения кажущихся температуры (по результатам измерений в двух и более диапазонах длин волн) и площади поверхности излучения объектов наблюдения (ОбН) (по результатам измерений в одном диапазоне длин волн). Состав и форматы данных, последовательность и адресаты при передаче информации определяются алгоритмами системы управления.

Измерительные средства представлены в модели КЛА моделью бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) КЛА, моделью ОЭСС и моделью БИНС карданова подвеса (КрП) ОЭСС. С помощью модели БИНС КЛА моделируются измерения фазовых координат объекта управления – КЛА. Модель БИНС КрП ОЭСС моделирует измерение угловых координат карданова подвеса. Модель ОЭСС предназначена для моделирования измерений углового положения ОбН и светового потока от ОбН в заданных спектральных диапазонах. Модель ОЭСС включает в себя модель КВП, которая состоит из алгоритмов первичной обработки кадров изображений на ФПУ.

В модель **окружающей среды** КЛА включены следующие объекты: различные ОбН, Земля; Солнце; Луна; звездное небо.

Представляемая имитационная модель может применяться в сложных программах и программных комплексах при создании и тестировании алгоритмов селекции тела по его тепловому излучению, вызванному нагревом излучением других тел (Солнца, Земли) в системах защиты от космического мусора и метеоритной опасности.

**ПРЕДЛОЖЕНИЕ ПО ОРГАНИЗАЦИИ ИЗМЕРЕНИЙ
НА БОРТУ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА**
Ф.Ф. Краснобабцев, М.А. Зайцев
(Россия, г. Москва, ВА РВСН им. Петра Великого)
FedorKr@yandex.ru

Анализ системы информационного обеспечения полетов перспективных КА показал, что на сегодняшний день, существующие измерительные комплексы с жесткой структурой, являются малоэффективными. Развитие информационных технологий позволяет за счет применения программно-вычислительных средств, а также средств регистрации данных, использовать гибкие технологии получения, передачи и обработки информации.

Вместо существующей технологии передачи текущей информации в виде групповых телеметрических сигналов с последующей дешифровкой и обработкой их на Земле, предлагается регистрировать данные на борту КА комплексно, в виде цифровых массивов, учитывая бортовое время. При этом важным является создание временной файловой системы их хранения. Файловая система регистрации данных формируется в соответствии с информационно-адресной системой учитывающей особенности структуры КА и программы его функционирования. Данные по отдельному наблюдаемому параметру регистрируются в строго определенном файле системы в виде документа. В содержании документа помимо дискретных отсчетов наблюдаемого в единицу времени параметра, отражаются данные об источнике информации, дата, точное время регистрации, частота дискретизации и др. полезная информация. Количество документов и периодичность их формирования зависит от частоты измерительного эксперимента. Дальнейшая обработка и анализ измерительной информации может производиться как на борту КА, так и на Земле, путем применения альтернативных алгоритмов, с использованием специальных программно-вычислительных сред.

Преимуществом такого подхода являются: решение задачи анализа технического состояния КА в режиме автономного функционирования; регистрация файловой системы данных и передача её на расстояние по сети интернет или с использованием спутниковой системы передачи данных; обработка данных альтернативными или адаптивными технологиями измерений; повышение надежности и качества полученных результатов; снижение затрат на их получение.

**НАВИГАЦИОННЫЙ КОМПЛЕКС С ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ КОМПОНЕНТОЙ
ПЕРСПЕКТИВНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА**

К.А. Неусыпин, Кэ Фан, Фам Суан Фанг, С.В. Власов
(Россия, Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана – КНР, Чэнду, Юго-западный
институт технической физики – Вьетнам, Ханой,
Университет Ле Куи Донга – Россия, Москва, НИИ ПМ)
seregaps@inbox.ru

Измерение параметров перспективных космических летательных аппаратов (КЛА) проводится с помощью различных навигационных систем и систем ориентации. Измеренная информация подвергается алгоритмической обработке для уменьшения помех и восстановления непосредственно неизмеряемой информации. Обычно алгоритмическое обеспечение измерительных систем включает различные алгоритмы оценивания и прогноза. В этих алгоритмах используются математические модели исследуемых процессов. Переменные состояния моделей имеют различные степени наблюдаемости. Чем выше степень наблюдаемости, тем эффективнее (точнее и за более короткое время) могут быть определены переменные состояния. В алгоритме оценивания в вектор состояния целесообразно включать хорошо наблюдаемые компоненты, а слабонаблюдаемые компоненты вообще не оценивать. Слабонаблюдаемые переменные состояния оцениваются с низкой точностью, поэтому для коррекции выходной информации измерительных систем и для управления КЛА они не используются.

**АЛГОРИТМ ОЦЕНИВАНИЯ ДЛЯ КОРРЕКЦИИ НАВИГАЦИОННЫХ
СИСТЕМ БЛА**

П.А. Худорожков
(Россия, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана – НПО им. С.А. Лавочкина)
pavelhud@gmail.com

Современные навигационные системы беспилотных летательных аппаратов (БЛА) имеют погрешности, которые с течением времени могут достигать неприемлемых величин. Поэтому навигационные системы целесообразно корректировать, в частности осуществлять коррекцию в выходном сигнале с помощью алгоритмов оценивания.

В данной работе рассмотрен алгоритм оптимального фильтра Калмана, а также причины его расходимости, в связи с чем проведён

сравнительный анализ по точности и эффективности подходов по предотвращению расходимости.

Рассмотрены адаптивные алгоритмы, способные вырабатывать оценки вектора состояния при отсутствии точной информации о ковариационных матрицах входного и измерительного шумов. Такие алгоритмы предусматривают не только оценку вектора состояния объекта, но и оценку параметров объекта или статистики входных и измерительных шумов. Исследован подход искусственного взвешивания априорной ковариационной матрицы ошибок оценивания, в рамках которого существует два направления: добавление в уравнения ковариационной матрицы «фиктивного» шума и алгоритмы непосредственного взвешивания матрицы ковариаций.

Однако все эти алгоритмы предполагают использование математической модели исследуемого процесса. Компоненты вектора состояния модели имеют различные степени наблюдаемости и могут быть оценены с различной точностью. В работе предложено формировать вектор состояния модели из компонент, имеющих максимальные степени наблюдаемости. Для этого применяется численный критерий степени наблюдаемости, позволяющий определить качество наблюдения относительно непосредственной измеряемой компоненты.

**СОВМЕСТНАЯ ОБРАБОТКА КОЛИЧЕСТВЕННОЙ И
КАЧЕСТВЕННОЙ ИЗМЕРИТЕЛЬНОЙ ИНФОРМАЦИИ ПРИ
РЕШЕНИИ ЗАДАЧИ КОНТРОЛЯ В НЕШТАТНЫХ СИТУАЦИЯХ**

С.А. Галаев

(Россия, г. Москва, ВА РВСН им. Петра Великого)

Alexrud84@mail.ru

Существующие в настоящее время системы контроля технического состояния объектов РКТ неэффективны при решении возложенных на них задач в нештатных ситуациях. Нештатные ситуации являются существенным препятствием на пути автоматизации процесса контроля. Как правило, при возникновении подобного рода ситуаций в процесс принятия решения должен вмешиваться специалист в данной области – эксперт – для получения дополнительной информации об искомом решении. Известные методы контроля в настоящее время не позволяют обеспечить устойчивое решение задачи оценки ТС в НШС и частично (или полностью) исключить эксперта из процесса контроля. Следует учесть, что в общем случае дополнительная информация от эксперта

является качественной, выраженной на естественном языке. Следовательно, возникает необходимость в разработке методов совместной обработки количественной (синтаксической) и качественной (семантической) информации.

С целью математической обработки качественной информации предлагается использовать теорию нечетких множеств, позволяющую объяснять машине смысловое содержание слов человека. Количественную измерительную информацию необходимо также представить в виде лингвистических переменных, являющихся основой теории нечетких множеств. Для решения этой задачи важно правильно выбрать виды и параметры функций принадлежности, которыми будут описываться контролируемые количественные и качественные признаки контроля. Это происходит на этапе фаззификации. В дальнейшем необходимо сформировать насыщенный носитель информации, учитывающий информацию различного рода в виде совокупности функций принадлежности и осуществить нечеткий условный вывод, получив при этом нечеткое множество технических состояний объекта контроля. На следующем этапе – дефаззификации – одним из существующих методов получить четкую оценку достоверности нахождения объекта контроля в том или ином техническом состоянии. Таким образом, представляется, что использование совместной обработки количественной и качественной информации позволит решать задачу контроля в нестандартных ситуациях.

**ПРОЦЕДУРА КАЛИБРОВКИ БЛОКА ЧУВСТВИТЕЛЬНЫХ
ЭЛЕМЕНТОВ БИНС**

*(Россия, г. Москва, ¹МГТУ им. Н.Э. Баумана,
²ФГУП НПЦ АП им. Н.А. Пилюгина)*

lobusov@iu1.bmstu.ru, npcap@dialup.ptt.ru, fomichev@iu1.bmstu.ru

Требование высокой точности определения местоположения подвижного объекта непосредственно связано с высокой точностью измерителей БИНС. Поэтому погрешности измерителей требуют детального анализа и определения. Знание конкретных параметров и структуры погрешностей позволяет использовать алгоритмические способы для их компенсации и, следовательно, существенно повысить точность измерителей без ужесточения их исходных характеристик.

Целесообразно выделить процедуры для определения полного вектора собственных погрешностей (калибровка БИНС), и процедуры

начальной выставки (начальная выставка БИНС) перед запуском изделия. Последние используют данные предварительной калибровки и уточняют ориентацию (угол азимута) блока чувствительных элементов (БЧЭ) в горизонте, а также наиболее важные некомпенсированные систематические составляющие погрешностей. Процедурам калибровки и выставки выделяются различные промежутки времени. Калибровка – более длительная процедура, чем выставка.

Имеющийся опыт решения задачи калибровки БИНС показывает, что она связана с её угловыми манипуляциями и последующей обработкой получаемых при таких манипуляциях результатов. На этой идеологии основаны и реализованы разнообразные подходы к проведению калибровки, которые позволяют оценить параметры погрешностей векторного измерителя угловой скорости (ВИУС) и векторного измерителя линейных ускорений (ВИЛУ). Аппаратная совокупность ВИУС и ВИЛУ образует БЧЭ БИНС.

Отличительные особенности предлагаемого в данной работе подхода к калибровке заключаются, во-первых, в одновременном определении вектора параметров собственных погрешностей измерителей БИНС, организуя конкретные угловые движения БЧЭ на стенде, а, во-вторых, в управлении процессом калибровки (и это главное), обеспечивающим получение высокой степени точности.

Система управления экспериментом включает в себя блок управления стендом (двух- или трехступенным), на подвижной платформе которого закреплен БЧЭ, и алгоритмы оценки точности и обработки эксперимента. При калибровке БИНС на стенде внешние условия её проведения (угол азимута, ускорение силы тяжести, широта местоположения стенда) известны с высокой степенью точности, так же как и угловые положения стенда.

В предлагаемом подходе к калибровке для определения погрешностей БИНС используются как поканальные вращения стенда, так и пространственные фиксированные вращения. Преимуществом пространственных вращений является то, что надлежащим выбором оси вращения возможно усилить влияние некоторых или всех погрешностей. Например, при вращении относительно диагоналей куба усиливаются все виды погрешностей.

Основные трудности изложенного подхода к идентификации неизвестных параметров связаны с выбором задаваемой траектории вращательного движения, способом ее реализации и алгоритмом обработки, оценивающим значения собственных погрешностей.

Результаты, полученные в ходе выполнения работы:

1. Предложен принципиально новый подход к определению собственных погрешностей ВИУС и ВИЛУ в стационарных условиях, отличающийся от известных способов возможностью осуществления текущего контроля точности получаемых результатов и одновременным определением всех параметров собственных погрешностей ВИУС и ВИЛУ в рамках принятой модели погрешностей.

2. Получены соответствующие математические соотношения, разработан и реализован алгоритм определения погрешностей для конкретных ситуаций.

3. Поскольку изложенный подход предполагает использование *точных* методов интегрирования уравнений кинематики углового движения, предварительно проведено исследование применяемого метода интегрирования на выбранных траекториях.

4. Предложенный подход рассчитан на применение трёх или двухстепенных стендов, хотя анализ показал возможность отказа от их применения, поворачивая БИНС с помощью простых средств и оператора.

К ВОПРОСУ КОНТРОЛЯ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ КЛАСТЕРА НА БАЗЕ МАЛОГАБАРИТНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Р.И. Лесниченко

(Россия, г. Москва, ВА РВСН им. Петра Великого)

lesro@rambler.ru

Современный уровень развития космического спутникостроения характерен наличием целого ряда перспективных направлений, которые уже сегодня позволяют решить ряд задач, связанных как с продолжительностью активного существования КА, так и создания группировки спутников для решения задач ДЗЗ. Одним из таких направлений является создание малогабаритных космических аппаратов (МГКА).

Отличительными особенностями кластера являются реализация системного эффекта эмерджентности, приводящего к повышению эффективности группировки, и восприятие потребителем кластера как единого многофункционального «виртуального» аппарата. Такой подход позволяет использовать существующие технологии управления и контроля технического состояния КА для управления целыми кластерами, что особенно актуально ввиду ограниченной пропускной способности наземного комплекса управления (НКУ).

Разработка низкоорбитальной спутниковой системы ДЗЗ – кластера на базе малогабаритных космических аппаратов (МГКА) предполагает создание группировки из большого числа КА и, следовательно, разработку системы и технологии управления и контроля работоспособности каждого КА и всей спутниковой группировки.

Таким образом, возникает задача организации контроля технического состояния многоспутниковой орбитальной группировкой МГКА без существенной модернизации существующего НКУ, а значит – при наличии ограничения на пропускную способность НКУ.

Предлагается решать данную задачу за счет реализации принципа «контроля многих МГКА через КА – «лидер», расположенный к обслуживаемым КА в близкой орбитальной позиции и с использованием новых признаков контроля».

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МНОЖЕСТВЕННОГО ДОСТУПА С КОДОВЫМ РАЗДЕЛЕНИЕМ КАНАЛОВ ПРИ ИНФОРМАЦИОННО-ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКОМ ОБЕСПЕЧЕНИИ ИСПЫТАНИЯ ГРУППИРОВКИ

А.С. Рудько

(Россия, г. Москва, ВА РВСН им. Петра Великого)

Alexrud84@mail.ru

В настоящее время для существующих отечественных телеметрических станций применяется временное разделение каналов. Однако при использовании данного способа разделения каналов для обеспечения испытаний группировки малогабаритных космических аппаратов возникает ряд трудностей, которые, в конечном счете, могут привести к потере телеметрической информации:

1. Временное разделение каналов требует жесткой синхронизации, не только между телеметрическим бортом и НПРС, но между всеми объектами группировки МГКА.

2. Предполагается, что число МГКА в группировке не будет постоянным, а будет меняться с течением времени, использование существующей структуры кадра при временном разделении каналов приведет к потере оперативности получения информации.

Анализируя способы построения и протоколы передачи данных современных систем спутниковой связи, можно прийти к выводу, что использования множественного доступа с кодовым разделением каналов (CDMA) – одно из возможных решений проблемы. В методе CDMA большая группа пользователей (например, от 30 до 60), одновременно ис-

пользует общую относительно широкую полосу частот (не менее 1 МГц). Каналы при таком способе разделения среды создаются присвоением каждому ведомому МГКА отдельного кода, который распространяется по всей ширине полосы. В данном случае не существует временного разделения, и все ведомые МГКА постоянно используют всю ширину канала. Сигналы ведомых МГКА накладываются друг на друга, но поскольку их коды отличаются, они могут быть легко дифференцированы. Синхронизация при таком способе будет осуществляться ведущим МГКА.

ИНЕРЦИОННАЯ СТАБИЛИЗАЦИЯ ДВУНОГОГО ШАГАЮЩЕГО РОБОТА ОТНОСИТЕЛЬНО ПРОГРАММНОЙ ТРАЕКТОРИИ

К.А. Пупков, Б.Б. Кулаков, Д.Б. Кулаков

(Россия, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана)

Pupkov@iu1.bmstu.ru, BorisKulakov@gmail.com, dikul@mail333.com

ость, возможность использовать робот для развёртывания и освоения техники и жилых комплексов до прилёта «живого» экипажа.

При управлении движением ДШР, как правило, используется реализуемая опорная программная траектория, полученная вне его борта. В таком случае задачей системы управления ДШР является отработка указанной траектории. Необходимость стабилизации ДШР определяется различными возмущениями и неопределённостями, а также следствием упрощений при математическом описании ДШР.

Для стабилизации того же положения центра масс часто недостаточно моментов со стороны стоп. Предлагается дополнительно использовать инерционные свойства ДШР (распределяя момент импульса ДШР между составляющей поступательного и вращательного движения) для достижения задач стабилизации. Упрощение модели ДШР обратным маятником специального вида позволяет воспользоваться робастной теорией управления для синтеза соответствующего регулятора.

В докладе также рассмотрена архитектура и принципы разработанного программного комплекса ДШР, позволяющие достаточно просто реализовать указанную стабилизацию робота.

Программный комплекс создан на базе операционной системы жёсткого реального времени QNX и построен по принципу, схожему с принципом работы микроядерной операционной системы. Он позволяет просто и эффективно распределить логически обособленные задачи между несколькими разработчиками и при этом распределять их вы-

полнение на локальной сети ЭВМ.

По указанным принципам был создан программный комплекс системы управления ДШР с инерционной стабилизацией, состоящий из 22 программных модулей различного назначения, выполняющихся на трёх ЭВМ.

**ОПТИМИЗАЦИЯ ВЗАИМОСВЯЗИ ЧЕЛОВЕКА И ТЕХНИКИ
ПРИ УПРАВЛЕНИИ КОСМИЧЕСКИМИ ОБЪЕКТАМИ**

К.А. Пупков, А.Д. Устюжанин.

(Россия, г. Москва, МГТУ им. Н.Э.Баумана)

pupkov@iu1.bmstu.ru

Системы «человек-машина» относятся к классу интеллектуальных систем [1], под которыми понимается объединенная информационным процессом совокупность технических средств и программного обеспечения, работающая во взаимосвязи с человеком (коллективом людей) или автономно, способная на основе сведений и знаний при наличии мотивации синтезировать цель, принимать решение к действию и находить рациональные способы достижения цели. Ту часть определения «... находить рациональные способы достижения цели» можно отнести к интеллектуальным системам» [2], т.е. для таких систем цель определена.

Сложность объектов управления непрерывно возрастает. Это связано с тем, что цели, которые ставятся перед этими объектами, становятся более многогранными и должны достигаться при различных, порой экстремальных, воздействиях окружающей среды. В связи с этим в системах, где в управлении объектом участвует человек, возникают проблемы обеспечения необходимых динамических свойств этого человека, позволяющих достигнуть цели системы.

Существенная часть результатов исследований в области динамики систем «человек-машина» приведена в работах авторов [3-6]. Здесь будет показано, каким образом можно определить желаемые динамические характеристики человека-оператора, исходя из решения задачи синтеза [7] оптимальной системы управления, обеспечивающей минимум среднего квадрата ошибки при воспроизведении полезного случайного сигнала и требуемых коэффициентах ошибки воспроизведения регулярного полезного сигнала и при заданном времени переходного процесса. Показано также, каким образом можно определить желаемые характеристики человека-оператора при управлении космическим аппаратом. Полученная желаемая передаточная функция человека-оператора для

этого случая свидетельствует о высоких требованиях, предъявляемых к его динамическим свойствам. При анализе устойчивости системы также необходимо учитывать чистое запаздывание человека-оператора во времени.

Литература

1. Пупков К.А., Коньков В.Г. Интеллектуальные системы. – М.: МГТУ им. Н.Э.Баумана, 2003. – 248 с.
2. Васильев С.Н., Жерлов А.К., Федосов Е.А., Федунев Б.Е. Интеллектуальное управление динамическими системами. – М.: Физико-математическая литература, 2000. – 352 с.
3. Poupkoff K. The Optimization of connection between Human being and techniques in Man-Machine Systems // Preprint of the IFAC-IFORS Symposium (Warna, Bulgaria, 8-10 oct.) 1974. – p. 419-426.
4. Пупков К.А., Устюжанин А.Д. Идентификация и оценка обученности в динамических человеко-машинных системах // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана, сер. «Приборостроение». – 2003. – 4. – с. 95-103.
5. Пупков К.А., Устюжанин А.Д. Предельные значения параметров динамических характеристик человека-оператора при управлении объектами различного типа // Вестник РУДН. Серия «Инженерные исследования (Информационные технологии и управление)». – №4, 2007. – с. 96-107.
6. Пупков К.А., Устюжанин А.Д., Шашурин В.Д. Оценка влияния вибрации на эффективность работы человека-оператора в человеко-машинных системах // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана, серия «Приборостроение». – №2, 2006. – с. 30-36.
7. Солодовников В.В., Матвеев П.С. Расчет оптимальных систем автоматического управления при наличии помех. – М.: Машиностроение, 1973. – 240 с.

АЛГОРИТМ УПРАВЛЕНИЯ ТЕМПЕРАТУРНЫМИ РЕЖИМАМИ ДЛЯ ВЫРАЩИВАНИЯ МОНОКРИСТАЛЛОВ В УСЛОВИЯХ КОСМОСА

А.С. Сыров, А.М. Пучков, Е.М. Карева
(Россия, г. Москва, ФГУП «МОКБ «Марс»)

office@tokb-mars.ru

Поставленная задача состоит в разработке цифрового алгоритма управления температурными условиями печи, обеспечивающего режимы: нагрев-стабилизация-охлаждение. Каждый режим характеризуется

диапазоном температур, скоростью нагрева и охлаждения и высокими требованиями по точности температуры и скорости.

В предложенном алгоритме оригинальными структурными формированиями являются следующие положения:

1. Введение релейно-гистерезисной характеристики с положительной зоной нечувствительности r_0 не более температурной точности по сигналу управления. Отрицательная зона нечувствительности r_1 формируется логически.

2. Формирование уровня охлаждения.

3. Алгоритмическое определение верхнего ограничения скорости.

Достоинствами предложенного алгоритма являются расширение функциональных возможностей системы управления и повышение точности по температурной и скоростной характеристикам, по статической погрешности. Результаты моделирования показали высокую сходимость переходного процесса к идеальному расчетному.

КОМПЛЕКСНЫЙ СТЕНД ДЛЯ ИСПЫТАНИЯ БОРТОВОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ МАЛЫМ КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ

В.И. Шимягин, И.В. Полосин

(Россия, г. Москва, ФГУП «МОКБ «Марс»)

office@mokb-mars.ru

Современный рынок космической техники требует значительное уменьшение массово-габаритных характеристик космических аппаратов. Миниатюризация достигается путем перехода на цифровую технику и коммуникации. Такой переход приводит к уменьшению аналоговых связей между подсистемами борта и соответственно уменьшению энергопотребления его приборной части. Таким образом, в современном малом космическом аппарате (МКА) существует развитая вычислительная сеть. Это приводит к необходимости серьезной комплексной отладки взаимодействия программного и аппаратного обеспечения в едином контуре, что требует построения специальных стендов.

Управление приборами внутри МКА осуществляется с помощью релейных команд управления, синхросигналов 1 Гц и 20 кГц, цифровых команд (через магистральный последовательный интерфейс по ГОСТ Р52070-2003).

Комплексный стенд состоит из бортовой системы управления (БСУ), кабельной сети и из смежных систем, которые вследствие своей уникальности и большой стоимости заменены цифровыми и электриче-

скими имитаторами в соответствии с протоколами информационного и электрического взаимодействия между БСУ и смежными системами.

На комплексном стенде проводят следующие испытания: проверка работоспособности аппаратуры БСУ, проверка функционирования БСУ на типовых участках, а также при парировании нештатных ситуаций, проверка работоспособности каналов управления смежными системами. Все испытания на комплексном стенде проводят под управлением Наземной контрольно-проверочной аппаратуры (НКПА), на которой оператор задает режимы испытаний и следит за ходом выполнения. БСУ передает в НКПА информацию о включении/выключении приборов БСУ и управляемых БСУ смежных систем. Контроль работоспособности аппаратуры БСУ при проведении испытаний обеспечивается отображением на экране НКПА контрольной информацией, достаточной для заключения об исправности/неисправности аппаратуры БСУ, а также с помощью телеметрической информации, которая записывается на имитаторе телеметрической системы.

РАЗРАБОТКА СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ИСПЫТАТЕЛЬНЫМ СТЕНДОМ НА ОСНОВЕ САМОНАСТРАИВАЮЩЕГО РЕГУЛЯТОРА

Н.М. Задорожная, А.А. Лунев

(Россия, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана –

М.О., г. Реутов, ОАО «ВПК «НПО машиностроения»)

Zanatalie@yandex.ru, Andrew-Lunev@yandex.ru

Дальнейшее совершенствование ракетно-космической техники связано с возрастанием роли наземных испытаний элементов конструкции летательных аппаратов (ЛА). Повышаются требования к качеству и точности испытаний. Перспективным направлением решения данной задачи в отношении теплопрочностных испытаний ЛА является разработка систем автоматического управления соответствующих наземных испытательных стендов на основе адаптивных регуляторов.

Неточность математической модели рассматриваемых объектов, труднопрогнозируемое изменение характеристик объекта в процессе испытаний снижают эффективность использования традиционных методов автоматического управления в таких задачах.

Эффект приспособления к условиям функционирования в адаптивных системах позволяет существенно снизить влияние неопределенности на качество управления, компенсируя недостаток априорной информации на этапе проектирования систем.

В работе рассмотрено построение одноканального самонастраивающегося регулятора и формирование структуры многоканальных самонастраивающихся регуляторов.

Исследуется структура адаптивного регулятора, включающая упредитель входного сигнала, оценитель параметров регулятора и непосредственно сам регулятор с перестраиваемыми параметрами.

Получено уравнение упредителя, который служит для устранения задержки в контуре управления.

Особенностью рассматриваемого самонастраивающегося регулятора является оценка непосредственно параметров регулятора, а не параметров управляемого объекта. Для идентификации параметров используется модификация метода наименьших квадратов. Приведена процедура оценивания для процесса с постоянными параметрами. В работе показано, что большое практическое значение имеет наличие такого инструмента, который позволил бы распространить результаты, полученные для неизвестных постоянных параметров, на случай медленно меняющихся параметров динамики управляемого объекта, то есть переход от задачи оценивания к задаче слежения за параметрами.

АЛГОРИТМИЧЕСКИЙ КОНТРОЛЬ КАЧЕСТВА ПАРАМЕТРОВ ДИНАМИЧЕСКОГО ОБЪЕКТА

Т.Р. Шумова, В.И. Пищулин
(Россия, М.О., г. Дедовск, РГСУ)
neysipin@mail.ru

Определение качества при оценивании переменных состояния динамических объектов осуществляется посредством исследования таких параметров как, например, критический уровень точности оценивания и время достижения заданной точности оценивания.

При эксплуатации динамических объектов одной из актуальных задач является управление качеством переменных состояния, характеризующих объект: установление, обеспечение и поддержание необходимого уровня показателей качества при разработке, производстве и эксплуатации изделия, осуществляемое путем систематического контроля качества и целенаправленного воздействия на условия и факторы, влияющие на качество. Контроль изделия обычно состоит из двух этапов: получение информации о его фактическом состоянии, количественных и качественных признаках; сопоставление полученной информации с заранее установленными техническими требованиями –

получение вторичной информации. При несоответствии фактических данных техническим требованиям реализуется управляющее воздействие на объект контроля с целью устранения выявленного отклонения от технических требований.

В практических приложениях часто встречаются случаи, когда оценка исследуемого процесса базируется на результатах периодического анализа малых измерительных выборок, который проводится по количественному или альтернативному признакам. Контроль по количественному признаку заключается в определении с требуемой точностью фактических значений контролируемого параметра динамического объекта. Фактические значения контролируемого параметра необходимы для последующего вычисления статистических характеристик, по которым принимается решение о техническом состоянии динамического объекта.

При использовании в алгоритмическом обеспечении динамического объекта алгоритмов оценивания можно установить соответствие по косвенным характеристикам, например, ковариационной матрице ошибок оценивания. Однако для того чтобы эта информация была достоверна необходимо, чтобы процесс оценивания был нерасходящимся. Предотвратить расходимость процесса оценивания удастся путем использования адаптивных алгоритмов оценивания, но для повышения точности определения исследуемых параметров целесообразно использовать в алгоритме оценивания математическую модель, адекватную конкретному исследуемому объекту.

Поэтому предложено математическую модель алгоритма оценивания синтезировать с помощью генетического алгоритма. Методом генетического программирования вычисляется нелинейная модель исследуемого процесса, которая затем используется в модифицированном нелинейном фильтре Калмана. Для упрощения реализации генетического алгоритма и сокращения размерности математических моделей предложено использовать оригинальный кроссинговер, принцип действия которого аналогичен мейозу живых организмов. Способ уменьшения числа хромосом в дочерних клетках при реализации в генетическом алгоритме позволяет синтезировать компактные модели исследуемого процесса. Использование полученных моделей в алгоритме оценивания позволяет контролировать качество параметров динамического объекта на каждом этапе его функционирования.

**ЯЗЫК ПРОГРАММИРОВАНИЯ «ДРАКОН» И ЕГО ПРИМЕНЕНИЯ
ЗА ПРЕДЕЛАМИ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ ПРОЕКТОВ.
РАЗРАБОТКА МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ И РЕДАКТОРА**

Е.И. Шамардина, П.А. Манюнин

*(Россия, г. Орёл, Технологический институт ОрёлГТУ –
ООО «Метасистемы»)*

destiny@rambler.ru, seraf@student.su

Язык ДРАКОН разработан в отечественной космической промышленности для разработки управляющего ПО; применяется в программировании, системном анализе и обучении как нотация для записи алгоритмических знаний. Нами разработана математическая модель ДРАКОН-схем (на основе специально выделенного класса циклических орграфов), что позволило а) приступить к систематической разработке полного редактора языка; б) рассмотреть структуры управления, предложенные в ДРАКОНе, как более свободный вариант структурного программирования, ориентированный на двумерное представление.

1. Язык ДРАКОН — средство описания алгоритмических знаний.

Язык ДРАКОН («Дружелюбный Русский Алгоритмический язык, Который Обеспечивает Наглядность/Надёжность») [1] является графическим языком, который может использоваться для описания алгоритмов, исполняемых программ, спецификаций процессов и взаимодействий (в том числе протоколов). Язык разработан совместными усилиями Российского космического агентства (НПЦ автоматики и приборостроения, г. Москва) и Института прикладной математики РАН им. М.В. Келдыша как обобщение опыта работ по созданию космического корабля «Буран». На его базе построена автоматизированная технология проектирования программных систем (CASE-технология) «ГРАФИТ-ФЛОКС», которая используется в ряде крупных космических проектов («Морской старт», «Фрегат», «Протон-М»). В этой технологии ДРАКОН является одновременно и языком программирования, и «аналогом UML». В настоящее время ДРАКОН получает распространение как в программировании, так и в образовании, в области анализа бизнес-процессов, как выразительное средство в научно-популярной литературе.

2. Преимущества языка ДРАКОН. ДРАКОН является очень легким языком. Схемы и алгоритмы, разработанные с помощью этого языка, просты и понятны любому человеку, далекому от программирования. Например, разработку многих компьютерных программ для космических ракет на практике ведут не программисты, а обычные специалисты — по принципу «программирование без программистов». ДРАКОН как

язык программирования удовлетворяет требованиям математической строгости: из исходного чертежа можно однозначно получать объектный код. Схемы строятся по определенным правилам, аналогичным структурному программированию, но являющимися более свободными и выразительными (особенно для написания управляющих программ). Эти правила однозначно определяют взаимное расположение элементов на листе чертежа.

3. Задача создания редактора. Использование языка ДРАКОН в практическом программировании должно быть поддержано хорошим инструментальным пакетом. Инструментарий ДРАКОН-программирования существует в ФГУП НПЦ Автоматики и приборостроения им. Н.А. Пилюгина — именно с его помощью ведётся разработка управляющих систем ракет. Однако этот инструментарий является недоступным для широкого использования; ориентированным на специфическую категорию задач, на подготовленных пользователей и нестандартное целевое оборудование. Нами была поставлена задача создания редактора ДРАКОН-схем, который может поэтапно расширяться для охвата всех стадий разработки.

4. Поиск формальной модели для ДРАКОН-схем. С самого начала изучения языка ДРАКОН было ясно, что нужна конкретная модель для его представления. Модель должна формализовать правила, по которым строятся ДРАКОН-схемы. Наш научный руководитель предложил применить особый вид циклических орграфов, исследованный им, — так называемые устремлённые графы. Изучив их свойства, мы сделали вывод, что ДРАКОН-схемы являются частным случаем устремлённых графов.

6. ДРАКОН как двумерное структурное программирование. На первый взгляд структура управляющих конструкций ДРАКОНа не соответствует канонам классического структурного программирования. Можно говорить о том, что топология ДРАКОНа является двумерным структурным программированием. Она обладает всеми преимуществами, которые когда-то закладывались в классическое структурное программирование для текстовых программ (строящихся вдоль одного измерения как цепь вложенных блоков), но за счёт использования чертежа на плоскости даёт большую свободу выражения управляющей логики.

Литература

1. <http://wiki.oberoncore.ru/index.php/Дракон>
2. Паронджанов В.Д. Как улучшить работу ума. — М.: Дело, 2001.
3. Котов В.Е., Сабельфельд В.К. Теория схем программ. — М.: Наука, 1991.