

УДК 531.3:681.5.01:629.78
ББК 39.62./68
У-67

Управление подвижными объектами. Библиографический указатель. В 3-х выпусках. Вып.1. Космические объекты / Учреждение Российской академии наук Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН. – М.: 2011. – 268 с.: ил.

Предлагаемый читателям выпуск библиографического указателя по управлению **космическими** объектами представляет собой часть указателя публикаций, в которых рассматривается широкий спектр вопросов, связанных с управлением подвижными объектами.

Настоящий библиографический указатель содержит рефераты статей, монографий, материалов научно-технических конференций, патентов и других изданий, опубликованных в отечественной и иностранной печати и вошедших в реферативные журналы серий «Техническая кибернетика», «Автоматика и вычислительная техника» в период с 2004 по 2009 годы, а также некоторые интересные публикации 2010 года.

Большой объем публикаций по управлению подвижными объектами целесообразно было разделить на три группы: управление космическими объектами, управление аэродинамическими объектами и управление морскими объектами. Каждая группа оформлена в виде отдельной брошюры.

Публикации, вошедшие в указатель, посвящены теоретическим и прикладным вопросам разработки систем управления различных типов космических и летательных аппаратов, а также морских подвижных объектов. Большое внимание уделено вопросам информационного обеспечения систем управления рассматриваемых подвижных объектов и проблемам обеспечения их работоспособности.

Все рефераты систематизированы по тематическим разделам и имеют сквозную нумерацию в рамках соответствующей брошюры. Каждый реферат имеет библиографическое и аналитическое описание.

Ответственный редактор:
Ведущий научный сотрудник ИПУ РАН д.т.н. Глумов В.М.

Технический редактор: Злобинская Н.И.

Содержание

	Стр.
1. КОСМИЧЕСКИЕ ОБЪЕКТЫ	5
1.1. Общее описание и характеристики космических объектов	5
1.1.1. Автоматические космические аппараты (КА)	5
1.1.2. Большие космические конструкции (БКК)	12
1.1.3. Космические роботы (КР)	13
1.1.4. Прочие космические объекты	26
1.2. Математические модели движения и моделирование космических объектов	35
1.3. Методы, используемые при разработке и реализации систем	67
1.3.1. Методы стабилизации, управления и ориентации космических объектов	67
1.3.2. Методы идентификации математических моделей космических объектов	109
1.4. Системы, обеспечивающие движение и ориентацию космических объектов	112
1.4.1. Системы стабилизации космических объектов	112
1.4.2. Системы управления космическими объектами	117
1.4.3. Системы ориентации и навигации космических объектов	139
1.4.4. Адаптивные и прочие системы	157
1.5. Алгоритмы функционирования систем	167
1.5.1. Алгоритмы стабилизации космических объектов	167
1.5.2. Алгоритмы управления космическими объектами	170
1.5.3. Алгоритмы ориентации и навигации космических объектов	180

1.5.4. Адаптивные и прочие типы алгоритмов	185
1.6. Управление конфигурацией космических объектов	189
1.7. Обеспечение функциональной работоспособности космических объектов	191
1.8. Информационное обеспечение систем управления космических объектов	222

1. Космические объекты

1.1. *Общее описание и характеристики космических объектов*

1.1.1. Автоматические космические аппараты (КА)

1.1.1.1. Проект PROBA: эффективное управление позицией и сопровождение спутником. PROBA attitude control and guidance in-orbit performance / Van den Braembussche Pieter, de Lafontaine Jean, Vuilleumier Pierrick // Proceedings of the 5 ESA International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems, Frascati, 22-25 Oct., 2002. - Noordwijk: ESTEC, 2003. - С. 465-472. - Библ. 4.

Описаны результаты работ в рамках проекта PROBA разработки автономных спутников. Разработаны средства оперативного управления небольшим (весом до 100 кг) роботом PROBA. Приведено описание конструкции и задач нового спутника. Реализованы методы управления ресурсами на борту (электроэнергией, данными и т. д.), планирования и составления расписаний работы инструментов, графиков маневров спутника и т. п.; обнаружения, идентификации и исправления различных возникающих неполадок. Представлены результаты проведенных испытаний разработанной системы.

1.1.1.2. Проект космической системы "Созвездие". Project of "Constellation" space system: Докл. [2 Conference on "Photonics for Transportation", Sochy, 15-19 Oct., 2001] / Baklanov Al. I., Karasev V. I., Ivanov N. N., Klyushnikov M. V., Kondranin T. V., Prasolov V. O. // Proc. SPIE. - 2001. - С. 108-113.

Описывается проект космической системы, предназначенной для обозрения неба в интересах астрономов-любителей, а также

топографического наблюдения Земли с высоким пространственным разрешением. Проект базируется на "студенческом" маломестном КА, предназначенном для запуска в качестве вторичной ПН.

1.1.1.3. Система AOCS спутника CryoSat - рентабельный проект для малых ИСЗ наблюдения Земли. The cryosat AOCS - a cost-efficient design for small Earth observation satellites / Usbeck Thomas, Duske Norbert, Schulz Stefan // Proceedings of the 5 ESA International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems, Frascati, 22-25 Oct., 2002. - Noordwijk: ESTEC, 2003.- С. 323-330.- (ESA SP. ISSN 0379-6566. N 516).

CryoSat является первым спутником ЕКА миссии исследования Земли (Earth Explorer Opportunity) в пределах программы наблюдения Земли ЕОЕР (Earth Observation Envelope Programme). Она позволит точно определить массовые потоки льда на море и суше в глобальном масштабе. Дан обзор системы AOCS спутника CryoSat, разработанной фирмой Astrium. В заключение представлены обзор режимов управления и характеристики AOCS CryoSat, датчики и приводы и др.

1.1.1.4. Объединенное управление моментом и генерацией электрической энергии с помощью массива СБ на двойной карданной подвеске для нано-ИСЗ. Integrated momentum management and power generation by double gimballed solar arrays for nano-satellites / Auf der Heide K., Janschek K. // Proceedings of the 5 ESA International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems, Frascati, 22-25 Oct., 2002. - Noordwijk: ESTEC, 2003.- С. 489-492.- (ESA SP. ISSN 0379-6566. N 516).- - Библи. 6.

Представлена конструктивная концепция системы для нано-ИСЗ массой ~10 кг, позволяющая объединить выполнение двух функций: сброс избыточного момента, накопленного на маховиках системы ориентации, и оптимизацию генерации эл. энергии массивом СБ, что достигается применением двойной карданной подвески панелей СБ. Сброс избыточного момента происходит без включения движителей и затраты расходных материалов за счет использования градиента силы тяжести. Эта операция м. б. выполнена и при одноосной подвеске панелей СБ, но тогда вы-

работка эл. энергии падает, чего не происходит при двухосной подвеске. В ее конструкции применяются адаптивные структуры, упрощая механизм и снижая его массу. Реализуемость концепции проверена методом компьютерного моделирования для различных конфигураций ИСЗ и параметров низкой околоземной орбиты, на которой он располагается.

1.1.1.5. Результаты полета системы управления положением в пространстве и полетом по орбите PROTEUS/JASON1. PROTEUS/JASON1 AOCS flight results / Sghedoni M., Beaupellet J. L., Raissiguier F., Brethé D., Ricart R., Renaud P. Y., Rouat O., Tello M. // Proceedings of the 5 ESA International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems, Frascati, 22-25 Oct., 2002. - Noordwijk: ESTEC, 2003. - С. 457-464.- (ESA SP. ISSN 0379-6566. N 516). - Библи. 1.

В сотрудничестве с Французским национальным агентством CNES ALCATEL SPACE разработала многоцелевую низкоорбитальную платформу PROTEUS (Plate-forme Reconfigurable pour L'Observation, les Telecommunications, et les Usages Scientifiques) массой 500 кг для наблюдения, телекоммуникации, научного применения. Спутник JASON1, океанографический спутник CNES/NASA - JPL (Лаборатория реактивного движения), является первым применением платформы PROTEUS и продолжением миссии TOPEX-POSEIDON. Он был успешно запущен 7 декабря 2001 г. с базы Ванденберг, шт. Калифорния.

1.1.1.6. Характеристики системы управления пространственным положением и полетом по орбите ИСЗ Spot 5. The Spot 5 AOCS in orbit performances / Salaün J. F., Chamontin E., Moreau G., Hameury O. // Proceedings of the 5 ESA International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems, Frascati, 22-25 Oct., 2002.- Noordwijk: ESTEC, 2003.- С. 377-380.- (ESA SP. ISSN 0379-6566. N 516).

ИСЗ Spot 5 является последним спутником данной серии агентства CNES для наблюдения и съемки Земли. Spot 5 размещен на солнечно-синхронной орбите. Он имеет на борту оптическую аппаратуру для наблюдения, имеющую разрешение на порядок величины выше, чем у ИСЗ Spot 3 и Spot 4. Спутник был запущен РН Ariane 4 4 мая 2002 г. Суммируются основные ха-

рактеристики системы управления положением в пространстве и полетом по орбите (АОСЗ) ИСЗ Spot 5.

1.1.1.7. Калибровка двигателей на холодном газе на борту спутника ИоSAT-12. In-orbit calibration of the cold-gas thrusters onboard Uosat-12 / Wu S.-F., Steyn W. H., Palmer P. L., Giulicchi L. // Proceedings of the 5 ESA International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems, Frascati, 22-25 Oct., 2002. - Noordwijk: ESTEC, 2003. - С. 473-480. - (ESA SP. ISSN 0379-6566. N 516). - Библ. 9.

Описывается принцип и результаты испытания на орбите по калибровке двигателя управления креном на борту ИоSAT-12 ИСЗ ИоSAT-12 является недорогим миниспутником массой 320 кг, созданный фирмой Surrey Satellite Technology (Великобритания) в качестве технол. демонстратора управления положения в пространстве с высоким к. п. д. и обслуживания на орбите для будущего созвездия спутников наблюдения Земли. Результаты испытания на орбите хорошо сходятся с предыдущими результатами калибровки на орбите.

1.1.1.8. Применение спутниковой технологии навигации в системах управления перспективных ТКА многоразового использования. Application of satellite navigating technologies in control systems of the perspective reusable transport space vehicles / Lobanov V. S., Zboroshenko V. N., Zolotaryev E. V., Tarasenko N. V. (FSUE Central Scientific Research Institute of Machine Building (TsNIIMash), Moscow region, Russia) // 12 Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, St. Petersburg, 23-25 May, 2005. - St. Petersburg: Elektropribor, 2005. - С. 9–16. - Библ. 7.

Рассматриваются перспективные управления и навигация во время выполнения базовых динамических операций (режимов полета) пилотируемых ТКА многоразового применения (типа "Байкал" и "Клипер"). Определены основные требования к системе наведения, навигации и управления ТКА в режимах встречи и стыковки. Описана технология управления в дальнем и ближнем сегментах автономного сближения с использованием информации спутниковых систем навигации. Рассмотрены задачи управления снижения ТКА и описана технология навигационной поддержки режимов снижения и посадки.

1.1.1.9. Основные тенденции в конструировании МКА / Ардашов А. А. // Изв. вузов. Приборостр. - 2004. - 47, № 3. - С. 9-15, 81. - Библ. 3.

Анализируются тенденции развития космических технологий для создания малых КА, включая вопросы конструктивной компоновки и управления комплексом бортового оборудования.

1.1.1.10. Новый подход к созданию и применению космических систем на основе миниатюризации космических аппаратов / Стреж С. В., Трошин Е. В. // Интеллект. системы в пр-ве. – 2005. - № 2. - С. 37-46. - Библ. 7.

В статье с позиций системного подхода рассмотрены аспекты создания и применения космических систем нового поколения, имеющих в своем составе многочисленные орбитальные группировки. Показано, что удовлетворение ГНОТ-факторов с помощью таких систем позволяет решать информационные задачи на принципиально новом уровне качества. Создание новых космических систем без ставки на новейшие технологии невозможно.

1.1.1.11. Орбитальный аппарат EO-1. Invited talk: the EO-1 autonomous sciencecraft and prospects for future autonomous space exploration / Chien Steve // Proceedings of i-SAIRAS 2005: The 8 International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space, Munich, 5-8 Sept., 2005. - Noordwijk: ESTEC, 2005. - С. 695-701. - (ESA SP. ISSN 1609-042X. № 603). - Библ. 20.

21 ноября 2000 г. NASA (США) запущен орбитальный аппарат EO-1 (Earth Observing-1). Параметры круговой геостационарной орбиты: высота 705 км, угол наклона 98,7°. Бортовой аппаратный комплекс обеспечивает сбор данных изображений земной поверхности (20 ГБ - данные для единичной сцены). Аппаратный комплекс EO-1 может быть применён при решении задач исследования короны Солнца либо при исследовании планет солнечной системы.

1.1.1.12. Программа Европейского космического агентства ExoMars. ExoMars composite spacecraft avionic architecture / Cassi C., Montagna M. // Proceedings of DASIA 2006: Data Systems In Aerospace Conference, Berlin, 22-25 May, 2006. -

Noordwijk: ESTEC, 2006. - С. 420-427. - (ESA SP. ISSN 1609-042X. № 630).

В рамках проводимой Европейским космическим агентством программы ExoMars предполагается запуск в 2011 г. исследовательского аппарата, в качестве носителя будет использован Союз 26 (Россия). Прибытие исследовательского аппарата к Марсу ожидается в 2013 г. Скорость движения спускаемого аппарата на момент отделения от носителя 0,2-0,4 м/с, процесс отделения с последующей посадкой на поверхность планеты предполагается инициировать по прошествии 1,5 ч с момента вывода на орбиту с требуемыми параметрами. Разработка системы управления для спускаемого аппарата выполнена компанией Alcatel Alenia Space (Италия).

1.1.1.13. Перспективы создания и использования Европейским Союзом спутниковой системы Галилео / Лобойко Б. И., Баринов В. Н., Трегубов В. С. // Навигация и гидрогр. – 2006. - № 22. - С. 35-44.

Приводятся сведения о состоянии и развитии европейской спутниковой системы ГАЛИЛЕО, рассматриваются вопросы возможности использования ее в военных целях. Европейское космическое агентство (ЕКА) заключило контракты на изготовление двух эксперим. спутников системы ГАЛИЛЕО. Они будут занимать полосы частот системы и обеспечивать испытания основного оборудования, в том числе атомных часов для передачи точного времени. Спутник GSTB—V/2A построен в Великобритании компанией Surrey Space Technology Ltd и запущен в 2005 г., спутник GSTB - V/2B построен в 2006 г. Galileo industries - консорциумом, возглавляемым Alcatel Space, Alenia Spazio and Astrium. Для вывода на орбиту первых двух спутников системы ГАЛИЛЕО ЕКА выбрало ракету-носитель "Союз". Полномасштабная эксплуатация системы ГАЛИЛЕО должна начаться с 2008 г.

1.1.1.14. Проблемы и перспективы разработки компьютерной адекватной интеллектуальной среды для управления пилотируемыми космическими аппаратами / Микрин Е. А., Косяченко С. А., Моисеев С. В., Гусев С. И., Сусанов И. А., Федосеев И. Л. - М.: ИПУ РАН, 2007. - 56 с. - Библ. 17.

Представлена разработанная концепция длительных полетов пилотируемых космических аппаратов. Рассмотрены особенности дальних космических экспедиций, анализ которых позволил сформулировать основные требования к бортовым комплексам управления пилотируемых космических аппаратов. Представлены основные задачи и конкретные реализации бортовых комплексов управления пилотируемых космических аппаратов.

1.1.1.15. Интегральная реализация подсистем цифровой обработки информации и автоматического определения положения для экономичных малых ИСЗ. DSP implementation of integrated APRS payload and OBDH subsystems for low-cost small satellite / Addaim A., Kherras A., Zantou E. B. (Centre of Space Research and Studies, Mohammadia School of Engineers, Rabat, Morocco) // Proceedings of the 4S Symposium: Small Satellites, Systems and Services, Chia Laguna, Sardinia, 25-29 Sept., 2006. - Noordwijk: ESTEC, 2006. - С. 302-311. – (ESA SP. ISSN 1609-042X. № 625). - Библ. 29.

Для нано-ИСЗ, таких как Cubesat с массой 1 кг и размерами 10x10x10 см, предлагается концепция объединения макс. кол-ва цифровых подсистем в одном модуле, настройка которого не затрагивала бы другие подсистемы. Детально излагается конструкция модуля для таких ИСЗ, объединяющего системы OBDH (бортовой обработки информации) и APRS (автоматического определения положения) и действующих на базе общего цифрового процессора с фиксированной запятой. Рассматривается также проблема конструирования модемов с различными видами модуляции для работы на линии связи ИСЗ с ограничениями энергетики и размеров антенны, когда мощность передатчика ограничена величиной 1 Вт. Особое внимание уделено оптимизации применяемого программного обеспечения, как по линии выбора алгоритмов, так и по линии оптимального программирования на языке ассемблера. Экспериментально показано успешное функционирование предложенного интегрального модуля в реальном масштабе времени.

1.1.1.16. Оценка эффективности спускаемого модуля GNC станции ExoMars. ExoMars descent module GNC performance / Portigliotti S., Capuano M., Montagna M., Martella P., Venditto P. // Proceedings of the DA SI A 2007: Data Systems

In Aerospace Conference. Naples. 29 May-1 June, 2007. - Noordwijk: ESTEC, 2007. - С. 373-382. - (ESA SP. ISSN 1609-042X. № 638). - Библ. 5.

Описан спускаемый модуль космического летательного аппарата ЕхoMars итальянского космического агентства, предназначенный для геохим. исследований, поиска следов жизни, определения распределения воды и определения возможных источников опасности для будущих пилотируемых экспедиций на Марс. Реализованы средства спуска по крутой гиперболической траектории и средства защиты стерильности. Проведена предварительная оценка эффективности нового модуля.

1.1.2. Большие космические конструкции (БКК)

1.1.2.1. ИСЗ Herschel - космическая обсерватория. The Herschel Space Observatory / Pilbratt G. L. // Report on the Activities of Space Science Department, 1999-2000. - Noordwijk: ESTEC, 2001. - С. 37-38. - (ESA SP. ISSN 0379-6566. 1247).

Дан краткий обзор одного из проектов программы ESA Horizon 2000 - ИСЗ Herschel. Предполагаемая дата запуска - февраль 2007 г. Основные научные задачи проекта - фотометрический обзор внегалактических объектов в диапазоне 100-600 мкм; спектроскопия наиболее интересных объектов (ИК-диапазон); исследование межзвездной среды в галактиках; исследование ранней стадии эволюции звезд в Галактике и др. Перечислены основные приборы ПН ИСЗ - спектрометр-фотодетектор PACS, камера SPIRE, спектрометр HIFI - и описаны области их применения.

1.1.2.2. Международная конференция «Ядерная энергетика в космосе – 2005», Москва-Подольск, 1—3 марта, 2005: Сборник докладов. Т. 2. - М.: Изд-во НИКИЭТ, 2005. - vi, 193-381 с. – Библ. в конце ст.

Во 2-м томе сборника трудов конф. содержатся доклады, представленные в ходе работы её секций 1. "Космич. аппараты с ЯЭУ различного назначения" (12), 2. "Материалы, элементы и узлы активных зон" (11) и 3. "Стендовая база, результаты реакторных и вне реакторных испытаний" (12).

1.1.2.3. Проблемы управления большими космическими конструкциями. Проблеми керування великими космічними конструкціями / Згуровський М. З., Бідюк П. І. // Наук. вісті Нац. техн. ун-ту України «Київ. політехн.ін-т». – 2006. - № 6. - С. 37-49.- Библ. 28.

Проанализированы проблемы, касающиеся мат. моделирования и управления распределенной в пространстве большой космической конструкцией (БКК). Рассмотрены широко используемые типы моделей БКК на основе дифференциальных уравнений и методы синтеза САУ в условиях влияния случайных возмущений совместно с проблемами, возникающими в практике реализации этих систем. Рассмотрены возможные дальнейшие пути развития теории проектирования САУ колебаниями и маневром БКК.

1.1.3. Космические роботы (КР)

1.1.3.1. Использование роботов при выполнении работ вне космического аппарата. Providing robotic assistance during extra-vehicular activity: Докл. [SPIE Conference on "Mobile Robots XVI", Newton, 29-30 Oct., 2001] / Burr ridge Robert R., Graham Jeffrey (S&K Electronics) // Proc. SPIE. - 2001. – 4573. - С. 22-33. - Библ. 27.

Рассматриваются задачи осуществления пилотируемых полетов к другим планетам, при которых потребуется использование робототехники и прочей автоматики для обеспечения безопасности и работоспособности экипажа, когда движения и способности восприятия человеком в скафандре сильно ограничены. При этом важно создать класс роботов для сопровождения человека при выполнении работы за бортом космического аппарата, например, перенос инструментов, проведение видеосъемок, сбор проб и т. п. В 1999 г. НАСА проведен ряд рабочих испытаний системы ASRO, в которой использовался телеуправляемый мобильный робот Marsokhod, управляемый на расстоянии. Описываются особенности осуществления проекта применения роботов в космосе под названием ЕРА. Этот проект в настоящее время имеет прочную и гибкую основу для создания крупных раз-

нообразных распределенных групп интеллектуальных агентов, построенных согласно стандарту CORBA.

1.1.3.2. Проектирование и методы расчета элементов конструкций космической техники и мехатронных технологий / Моск. техн. ун-т связи и информат. - М., 2004. - 54 с. - Библ. в конце ст. - Деп. в ЦНТИ "Информсвязь" 04.07.2004, № 2250-св2004.

В сборнике представлены 6 статей: Планирование задач и алгоритмы управления свободно летающими космическими манипуляционными роботами. Концепции технологических машин для обработки письменной корреспонденции, основанные на использовании современных средств мехатроники. Структура взаимосвязи блоков и алгоритмы управления роботизированной системой для загрузки посылок в контейнеры. Автоматизированная система для загрузки посылок в контейнеры с использованием робототехнических устройств. Мехатронные устройства и системы в почтовой связи. Непрерывное программное управление роботов.

1.1.3.3. Труды "i-SAIRAS 2005": 8-й Международный симпозиум по искусственному интеллекту, робототехнике и автоматизации в космосе, состоявшийся 5—8 сентября 2005 г. в Мюнхене (Германия) // Proceedings of i-SAIRAS 2005: The 8 International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space, Munich, 5-8 Sept., 2005. / Battrick B. (ред.). - Noordwijk: ESTEC, 2005. - 352 Мб с. - (ESA SP. ISSN 0379-6566. 1247).

Приводятся труды международного симпозиума по искусственному интеллекту, робототехнике и автоматизации в космосе, который состоялся 5-8 сентября 2005 г. в Мюнхене (Германия). На симпозиуме работало 11 секций, включающих тематику: вездеходы, мобильные роботы, технология изготовления, системы управления, системы "человек-робот", автономные вездеходы, роботизированная технология, методы искусственного интеллекта, моделирование пространство/сенсоры, методы оптимизации. Всего представлено 105 докладов.

1.1.3.4. Обзор по автоматизации и робототехнике космической программы Японии. Overview of A and R within Japan's space programme / Oda Mitsushige (Japan Aerospace Ex-

ploration Agency (JAXA), Tsukuba, Japan) // Proceedings of i-SAIRAS 2005: The 8 International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space, Munich, 5-8 Sept., 2005. - Noordwijk: ESTEC, 2005. - С. 8-12. - (ESA SP. ISSN 1609-042X. № 603). - Библ. 7.

Описывается область исследований по автоматизации и робототехнике (Automation & Robotics - A & R) японской космической программы. В частности приводится разработка дистанционно управляемой манипуляционной системы JEMRMS и мобильной тележки Н-М, разработанных для Международной космической станции. Рассматривается концепция проектирования элементов робототехники для космических спутников

1.1.3.5. Робототехнические программы и их разработка Европейским космическим агенством: состояние и перспективы развития. Robotic programmes and applications at ESA: present and perspectives / Visentin Gianfranco // Proceedings of i-SAIRAS 2005: The 8 International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space, Munich, 5-8 Sept., 2005. - Noordwijk: ESTEC, 2005. - С. 1-7. - (ESA SP. ISSN 1609-042X. № 603). - Библ. 8.

Приводится содержание программ по космической робототехнике, которые разрабатываются Европейским космическим агенством. Эти программы включают: исследование микрогравитации на низкоземной орбите и разработка робототехнической системы EUROBOT для Международной космической станции; геостационарное обслуживание и исследование планет. Описывается мобильный робот, выполненный по программе EUROBOT. Робот имеет несколько многофункциональных рук, которые при необходимости могут использоваться в качестве ног. Приводятся образцы лунохода и марсохода, а также телекамер для исследования планет.

1.1.3.6. Экспериментальное исследование роботов, используемые шагающие системы сборки космических солнечных систем электропитания. Robotics experimental study for SSPS walking and assembly technology / Ueno Hiroshi, Oda Mitsushige, Inaba Kazuyuki (Japan Aerospace Exploration Agency, Tsukuba, Ibaraki, Japan) // Proceedings of i-SAIRAS 2005: The 8 International Symposium on Artificial Intelligence,

Robotics and Automation in Space, Munich, 5-8 Sept., 2005. - Noordwijk: ESTEC, 2005. - С. 427-430. - (ESA SP. ISSN 1609-042X. № 603). - Библ. 4.

Сообщается, что фирма JAXA (Япония) проводит изучение концепций космических солнечных систем электропитания (SSPS) уже в течение многих лет. Рассматриваются два вида выполняемых роботами задач, необходимых для построения систем SSPS на орбите: задача передвижения и задача осуществления сборки. Задача передвижения определяется как движение робота по конструкции малой массы, а задача сборки состоит в захвате и соединении вибрирующих структур с целью сборки после саморазвертывания. Эти задачи необходимы для обеспечения работы системы SSPS. Представлены стратегия и результаты экспериментов с использованием наземного испытательного стенда для сборки системы SSPS на орбите этой системы, разработанной фирмой JAXA.

1.1.3.7. Результаты применения стратегии скользящей автономности" при осуществлении сборки в космосе с участием нескольких роботов. Results in sliding autonomy for multi-robot spatial assembly / Heger Frederik W., Hiatt Laura M., Sellner Brennan, Simmons Reid, Singh Sanjiv (The Robotics Institute, Carnegie Mellon University, Pittsburgh, U.S.A.) // Proceedings of i-SAIRAS 2005: The 8 International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space, Munich, 5-8 Sept., 2005. - Noordwijk: ESTEC, 2005. - С. 448-455. - (ESA SP. ISSN 1609-042X. № 603). - Библ. 15

Разработана архитектура программного обеспечения для групп роботов и людей, совместно выполняющих правильно скоординированные задачи, например, задачи по сборке конструкций на орбите или на поверхности других планет. Хотя прогнозируется автономное выполнение таких работ роботами в будущем, роботы располагают в настоящее время недостаточными возможностями для манипулирования всеми возможными объектами. Предлагаемая архитектура предусматривает использование принципиально новой методологии для участия человека в оптимизации как эффективности выполнения задачи, так и робастности при сочетании возможностей робота с интуицией человека. Предлагается называть такую смешанную стратегию управ-

ления "скользящей автономностью". Роботы выполняют автономно максимально возможное число задач, а человек-оператор контролирует исполнение функций, которые сложно автоматизировать, а также предпринимает меры в случае отказа робота.

1.1.3.8. Прецизионная сборка с помощью автономного космического робота при использовании методов обучения с накоплением навыков. Precise assembly by autonomous space robot using skill acquisition learning / Tanaka Hideyuki, Yamamoto Noritaka, Yairi Takehisa, Machida Kazuo (Research Center for Advanced Science and Technology, University of Tokyo, Japan) // Proceedings of i-SAIRAS 2005: The 8 International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space, Munich, 5-8 Sept., 2005. - Noordwijk: ESTEC, 2005. - С. 552-559. - (ESA SP. ISSN 1609-042X. № 603). - Библ. 7.

Описывается опыт разработки технологии прецизионной сборки при помощи автономных космических роботов, классифицируются наиболее важные требования к космическим роботам, а затем обсуждаются вопросы их использования, в особенности при решении задач прецизионной сборки. Оцениваются практические шаги по овладению навыками в космосе и предлагаются к использованию эвристические методы поиска и простые обучающие технические средства. При проведении экспериментов по сборке с использованием руки робота продемонстрирована работоспособность метода и стратегии управления. Описывается объект сборки системы для выполнения сборочных операций. Разработка методов обучения выполнению сборочных операций повысила характеристики системы CellSat и позволяет выполнять задачи прецизионной сборки в космосе с помощью космических роботов.

1.1.3.9. Гетерогенные робототехнические системы для сборки и обслуживания. Heterogeneous robotic systems for assembly and servicing / Stroupe Ashley W., Huntsberger Terry, Kennedy Brett, Aghazarian Hrand, Baumgartner Eric T., Ganino Anthony, Garrett Michael, Okon Avi, Robinson Matthew, Townsend Julie Anne (Jet Propulsion Laboratory/California Institute of Technology, Drive, MS 82-105, Pasadena, CA, USA) // Proceedings of i-SAIRAS 2005: The 8 International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space, Mu-

nich, 5-8 Sept., 2005. - Noordwijk: ESTEC, 2005. - С. 567-573. - (ESA SP. ISSN 1609-042X. № 603). - Библ. 17.

Отмечается, что руководители агентства НАСА высказываются за продолжение присутствия человека в космосе и за разработку крупногабаритных орбитальных конструкций. Для снижения степени риска важно уменьшить объем работы за бортом космического корабля и создать инфраструктуру среды обитания. Эффективная сборка космических конструкций требует использования автономных роботов, работающих под наблюдением человека. К выполняемым роботами задачам будут относиться: перемещение компонентов, прецизионное соединение деталей, контроль и анализ конструкции, а также очистка поверхностей конструкций. Лаборатория JPL разрабатывает ряд технических средств, необходимых для сборки и обслуживания, и выявляет возможные проблемы и требуемые функции роботов.

1.1.3.10. Rokviss - проверка робототехнических компонентов на международной космической станции (ISS). ROKVISS - robotics component verification on ISS / Hirzinger G., Landzettel K., Reintsema D., Preusche C., Albu-Schäffer A., Rebele B., Turk M. (DLR (German Aerospace Center)) // Proceedings of i-SAIRAS 2005: The 8 International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space, Munich, 5-8 Sept., 2005. - Noordwijk: ESTEC, 2005. - С. 55-65, 27. - (ESA SP ISSN 1609-042X. № 603). - Библ. 13.

После эксперимента ROTEX (телеуправляемый космический робот на борту корабля шаттл, Колумбия) Rokviss представляет собой второй космический робот, разработанный Германским Институтом робототехники и мехатроники с участием Российского федерального космического агентства Роскосмос и предприятия Энергия. Проект был начат разработкой в 2002 году, аппаратура Rokviss была смонтирована на поверхности Российского обслуживающего модуля на Международной космической станции (МКС) в январе 2005 года. Обслуживание робота велось с наземной станции обслуживания в Москве. Приведено описание двухступенчатого термokonтролируемого робота, установленного на специальной плате на поверхности модуля, а также контроллера, стереокамеры, системы освещения, датчиков, установленных на роботе, устройств, осуществлявших нагрузку ро-

бота. Сообщается программа испытаний робота, продолжавшихся в течение нескольких месяцев. Приведены схемы, в которых проводились испытания, схемы защиты робота от возможных перегрузок, от заклинивания и др. Подробно изложены результаты испытаний. Отмечается успешность их, экспериментально подтверждена возможность работы робота в условиях открытого космоса, приемлемость конструктивных решений, использованных на реальном роботе, могущем работать в открытом космосе год и вероятно в течение более длительных сроков. Предлагается разработать более сложный робот (например 7-осный) и провести его испытания в реальных условиях, с учетом уже накопленного опыта.

1.1.3.11. Разработка модульного сочленения высокой интеграции для космического манипулятора / Shi Shicai, Xie Zongwu, Ni Fenglei, Liu Hong (Robotics Institute, Harbin Institute of Technology, Harbin, China) // Xi'an jiaotong daxue xuebao=J. Xi'an Jiaotong Univ. - 2007. - 41, № 2. - С. 162-166.

С использованием метода проектирования изделий с большим осевым отверстием разработано модульное сочленение для космического манипулятора. Сочленение оснащено несколькими датчиками, такими как позиционный датчик, датчик крутящего момента и датчик температуры. Все электрические системы, включая систему датчиков, систему привода, систему управления и систему питания, интегрированы в модульное сочленение. Чтобы избежать влияния космической среды на кабели и их сигналы, все кабели должны быть проведены через центральное отверстие модульного сочленения. Модульное сочленение обладает высокой жесткостью, высокой точностью управления.

1.1.3.12. Автономный робот для уничтожения спутников, использующих вынужденное предикаторное управление. Autonomous robotic capture of a satellite using constrained predictive control / McCourt Richard A., de Silva Clarence W. // IEEE/ASME Trans. Mechatron. - 2006. - 11, № 6. - С. 699-708. - Библ. 29.

Исследуется возможность использования автономных роботов для уничтожения искусственных спутников Земли, движущихся по заданным орбитам вокруг Земли. Робот работает по командам, передаваемым по радиоканалу с Земли или из космо-

са. Отмечается, что одной из причин, которые вызывают создание подобных робототехнических манипуляторов, является то, что на орбите могут возникнуть условия, при которых искусственный спутник оказывается ненужным, устаревшим или с аварийной аппаратурой, иногда вредным для решения каких-либо задач. Это подтверждается примерами. В Канаде, в лаборатории Департамента Национальной Обороны были проведены исследования для оценки характеристик и возможностей подобного прибора. Был разработан первый эскизный автономный робот-манипулятор, способный выполнять работы по уничтожению ненужных или вредных искусственных спутников. Он был назван MDMS (модульная разрушающая манипуляторная система). Приведено подробное описание этой системы, ее характеристик. Манипулятор состоит из комплекта двухступенных модулей, соединенных вместе. Оценивается динамика манипулятора и средства возможного ее регулирования и управления, средства линеаризации характеристик манипулятора. Оцениваются необходимые характеристики манипулятора, обеспечивающие ему возможность догнать цель и воздействовать на нее заданным образом: снять показания приборов, подрегулировать, разрушить и т.д. Первый макетный прибор состоял только из трех различных модулей. Отмечается, что в тех случаях, когда конструируется система-разрушитель, она должна иметь возможность маневра около разрушаемого спутника Земли. Это предъявляет особые требования к двигателю разрушителя, его оборудованию. Сообщается о некоторых модельных работах, сопровождавших исследование, об их результатах. Эти материалы подтверждают лишь начальную стадию работ по разработке манипуляторной системы, они содержат мало материалов о реальных параметрах и характеристиках системы.

1.1.3.13. Проектирование и управление движением податливого параллельного манипулятора. Design and control of a compliant parallel manipulator / Sugar Thomas G., Kumar Vijay // Trans. ASME. J. Mech. Des. - 2002. - 124, № 4. - С. 676-683. - Библ. 20.

Описывается новая конструкция податливой руки, которая может быть установлена на подвижной платформе робота. Благодаря податливости робот может манипулировать или взаимо-

действовать с объектами, положение которых неточно определено в окружающем пространстве. Основными особенностями руки являются параллельная архитектура и новая схема управления, позволяющая легко регулировать декартову жесткость или импеданс в плоскости. Пружины добавлены параллельно конечностям манипулятора. Одна из конечностей и манипулятор анализируются с целью определить характеристики системы при регулировании, приложенной к объекту. Представлены эксперим. результаты, показывающие характеристики податливой руки.

1.1.3.14. Проектирование движения гибридного колесно-шагающего робота для лунных исследований. Motion design of a hybrid wheeled/legged robot for lunar exploration / Chen Xue-dong, Tian Wen-gang, Li Xiao-qing, Keigo Watanabe // J. Harbin Inst. Techn. - 2003. - 10, № 3. - С. 246-249. - Библ. 5.

Колесные мобильные роботы обеспечивают высокую скорость перемещения по исследуемой планете, однако не могут адаптироваться к сильно пересеченной местности. Шагающие же роботы способны перемещаться по нерегулярной поверхности, однако они двигаются относительно медленно и трудны в управлении. Методом решения этой проблемы является использование концепции гибридных механизмов движения. Предлагается новый колесно-шагающий механизм для построения всенаправленного лунохода, который, в отличие от известных вариантов, содержит четыре суставных ноги с опорами из активных дуальных колесиков. Подробно описывается кинематика гибридного механизма.

1.1.3.15. Робототехника и мехатроника для исследования поверхности планет. Robotics and mechatronics for planetary surface exploration / Liu H., Xie Z. W., Hirzinger G. // J. Harbin Inst. Techn. - 2003. - 10, № 3. - С. 241-245. - Библ. 10.

Описаны проекты немецкого аэрокосмического центра, связанные с разработкой космических роботов. Рассмотрены: цели проектов; ключевые технологии, необходимые для создания роботов-космонавтов; сверхлегкие мехатронные манипуляторы: многопальцевые схваты; управление силами и моментами; сбор информации о внешней среде в условиях др. планет; работа с объектами; оценка эффективности найденных техн. решений; сравнение разработанных систем с известными альтернативами.

1.1.3.16. Роботы для обследования поверхности Марса. The red plane rovers / Kochan Anna // Ind. Robot. - 2004. - 31, № 5. - С. 392-395.

Описаны глобальные цели, конкретные задачи и архитектура 2 роботов, Spirit и Opportunity, предназначенных для обследования поверхности Марса в ходе экспедиции, начавшейся в 2003 г. и высадившейся в январе 2004 г. Связь со станцией прервалась, поэтому задачи остались невыполненными.

1.1.3.17. Построение и имитационное моделирование одного класса космических безреакционных манипуляторов. Design and simulation of a class of spatial reactionless manipulators / Fattah Abbas, Agrawal Sunil K. // Robotica. - 2005. - 23, № 1. - С. 75-81. - Библ. 25.

В обычных конструкциях роботов движение манипуляторов приводит к возникновению сил и моментов, воздействующих на основание. В результате возникают нежелательные сдвиги и вращения основания. Предложена оригинальная схема построения пространственных безреакционных манипуляторов. Идея заключается в использовании дополнительных ограничений для траекторий. Описаны схемы выбора таких ограничений. Приведены результаты имитационного моделирования одного класса пространственных безреакционных манипуляторов. Рассмотрены вопросы практической реализации роботов с такими манипуляторами.

1.1.3.18. Движение через овраги. In the trenches / Dornheim Michael A. // Aviat. Week and Space Technol. - 2004. - 160, № 8. - С. 35-36.

Рассмотрена задача организации движения самоходного автономного робота по сильно пересеченной местности. Цель работ - создание системы управления для марсоходов. Для сбора информации о ландшафте используется спектрометр Месбауэра. Описан прототип аппаратной реализации измерительной системы. Проведено исследование признаков, выделяемых из результатов измерений и характеризующих овраги. Приведены результаты имитационного моделирования движения по пересеченной местности.

1.1.3.19. Инструментальные средства мобильных роботов. Autonomous robotics toolbox / Dupuis Erich, Allard Pierre,

L'Archeveque Regent // Proceedings of i-SAIRAS 2005: The 8 International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space, Munich, 5-8 Sept., 2005. - Noordwijk: ESTEC, 2005. - С. 367-373. - (ESA SP). - Библ. 11.

За последние несколько десятилетий роботы стали играть все более важную роль в успехе космических миссий. При этом планетарные исследовательские роботы и автоматические космические транспортные средства многократного пользования будут требовать очень высокого уровня автономности, как необходимого условия повышения эффективности выполнения задачи. Сообщается, что Канадским космическим агентством разработаны, реализованы и протестированы различные компоненты автономности для типичных сценариев автономности роботов. Сюда относятся конечные автоматы, иерархические сети задач и иерархии декомпозиции цели.

1.1.3.20. История успеха DLR-KUKA. The DLR-KUKA success story: Robotics research improves industrial robots / Hirzinger Gerd, Bals Johann, Otter Martin, Stelter Johannes // IEEE Rob. and Autom. Mag. - 2005. - 12, № 3. - С. 16-23. - Библ. 12.

Описана история создания и внедрения робота KUKA, разработанного в Германском аэрокосмическом центре (DLR). Особое внимание уделено реализации возможностей движения с гибкостью, приближающейся к гибкости руки человека, и организации управления с элементами самоорганизации. Разработаны средства автоматической настройки регуляторов. По сравнению с альтернативными устройствами робот KUKA обеспечивает повышение скорости движения на 30%, уменьшение амплитуды вибраций рабочих органов примерно в 4 раз и сокращение времени обучения.

1.1.3.21. Роботы-астронавты: "краткий список" технологических барьеров. Robonaut: the "short list" of technology hurdles / Rehnmark Fredrik, Bluethmann William, Mehling Joshua, Ambrose Robert O., Diftler Myron // Computer. - 2005. - 38, № 1. - С. 28-37. - Библ. 15.

Представлено описание работ, выполненных в рамках совместного проекта НАСА и Управления перспективного планирования оборонных научно-исследовательских работ (DARPA) по

созданию гуманоидного робота для космических исследований Robonaut. Приведена общая структура разрабатываемого робота. Перечислены основные технол. трудности, возникшие перед разработчиками. Особое внимание уделено совместной работе нового робота и космонавтов в открытом космосе.

1.1.3.22. Модель архитектуры Eurobot Wet и описание обработки изображений для автоматического управления роботом. Eurobot wet model architecture and description of vision processing for automatic robot control / Lanza Piergiorgio, Cumani Aldo, Denasi Sandra, Guiducci Antonio, Quaglia Giorgio // Proceedings of DASIA 2006: Data System.4 In Aerospace Conference, Berlin, 22-25 May. 2006. - Noordwijk: ESTEC, 2006. - С. 414-419. - (ESA SP).

Описана модель робота Eurobot, разрабатываемого Европейским космическим агентством и предназначенного для выполнения достаточно сложных операций по ремонту и обслуживанию космических аппаратов в условиях космического полета. Представлены разработанные методы анализа изображений в системе зрения робота с целью сбора информации для автоматического управления. Описаны требования к системе зрения для сбора необходимой информации. Рассмотрены полностью автоматический режим и режим с вмешательством оператора. Приведены примеры использования предложенных средств в выполнении тестовых заданий по транспортировке и монтажке модельных объектов.

1.1.3.23. Новый концевой эффектор космического робота для сборки зеркального телескопа. A new space robot end-effector for on-orbit reflector assembly / Nishida Shin-ichiro, Hirabayashi Hisashi, Yoshikawa Tsuneo // Disruption in Space: I Symposium on Potentially Disruptive. Technologies and Their Impact in Space Programs, Marseille, 4 - 6 July, 2005. - Toulouse: CNES etc, 2005. - С. 10-16. - Библ. 9.

Обсуждаются проблемы построения орбитальных космических станций для наблюдения за земной атмосферой с использованием больших зеркальных телескопов. В частности, рассматриваются вопросы сборки телескопа в космических условиях с использованием специализированных сборочных роботов, которые должны обладать возможностями перемещения вдоль соби-

раемой конструкции и совершать сложные манипуляции с отдельными конструктивными компонентами. Другой сложной проблемой является наличие у компонентов соединительных и коммуникационных механизмов. Описывается новый концевой эффектор, отвечающий всему комплексу требований к сборочному космическому роботу.

1.1.3.24. Развертываемый шестиногий робот на основе ленточных пружин. Deployable hexapod using tape-springs / Blanchard Laurent, Falzon Frederic, Dupuis Jean, Merlet Jean-Pierre // Disruption in Space: 1 Symposium on Potentially Disruptive Technologies and Their Impact in Space Programs, Marseille, 4-6 July, 2005. - Toulouse: CNES etc, 2005. - С. 26-32. - Библ. 7.

Представлено описание нового шестиногого робота, предназначенного для использования в космонавтике. Конечности робота состоят из развертываемых ленточных пружин. Достоинства предлагаемой конструкции: значительное сокращение объема робота, позволяющее использовать в полете большие системы; значительное повышение устойчивости; увеличение гибкости; снижение инерции. Описаны реализованные средства нейтрализации неточностей и неопределенностей в ходе работы робота.

1.1.3.25. Свободно летающие в космосе роботы: обзор моделирования динамики, планирования и управления. Free-flying robots in space: an overview of dynamics modeling, planning and control / Moosavian S. Ali A., Papadopoulos Evangelos // Robotica. - 2007. - 25, № 5. - С. 537-547. - Библ. 120.

Рассматриваются свободно летающие в космосе роботы (SFFR), которые были разработаны для повышения мобильности орбитальных систем манипуляционных роботов. В отличие от роботов с неподвижным основанием, SFFR позволяют свободно реагировать движением руки на динамические реактивные силы. Обсуждаются проблемы управления такими роботами, которые определяются наличием сильных нелинейностей в уравнениях движения. Дается обзор базовых концепций различных алгоритмов, разработанных для управления космическими манипуляционными роботами, рассматриваются проблемы моделирования динамики, планирования и управления специфичные для космического применения.

1.1.3.26. Новые направления в технологиях исследования космоса человеком и роботом - дистанционное управление сложными системами. Emerging directions in human-robotic space exploration technologies-remote operation of complex systems: Докл. [24 Conference on Intelligent Robots and Computer Vision: Algorithms, Techniques, and Active Vision, Boston, Mass., 3-4 Oct., 2006] / Schenker Paul S. // Proc. SPIE. - 2006. - 6384. - С. 638402/1-638402/5/. - Библ. 10.

В соответствии с концепциями, выдвинутыми Президентом США в феврале 2004 г., НАСА получила все права и полномочия на проведение исследования солнечной системы с постепенно и поэтапно усложняющимся участием человека и робота. Эти исследования охватывают создание автономных робототехнических предшественников, которые проложат дорогу для последующего безопасного и длительного присутствия человека и робота на Луне, Марсе и далее, а также повлечет за собой разработку последовательного и эффективного по стоимости внедрения

1.1.4. Прочие космические объекты

1.1.4.1. Конструкция и безопасность применения Европейского автоматического манипулятора ERA. ERA design and operational safety / Chase R., Henderson M., Kruidhof W., Demchenko E. (ESA, MSM-MAQ, 66, route de Verneuil, 78133 Les Mureaux, France Tel: +33 1 39 06 33 23, Fax: +33 1 39 06 33 51, E-mail: Richard.Chase@esa.int) // Proceedings of the Joint ESA-NASA Space-Flight Safety Conference, Noordwijk, 11-14 June, 2002. - Noordwijk: ESTEC, 2002. - С. 313-318. - (ESA SP. N 486). - Библ. 5.

Европейский автоматический манипулятор ERA с шестью степенями свободы спроектирован для использования на российском сегменте МКС при сотрудничестве ЕКА, заказчика - РКК "Энергия" и главного подрядчика - Dutch Space. Антропоморфный манипулятор длиной 11 м с семью сочленениями способен оперировать с грузами до 8 т, заменять большие и малые модули, а также поддерживать членов экипажа при выходе в от-

крытый космос. Вначале ERA предполагалось использовать в проекте КС Hermes, после закрытия этого проекта - на ОКС "Мир-2" и, наконец, на МКС. В процессе проектирования и перепроектирования требованиям к ERA изменялись, в т. ч. и в части, касающейся безопасности. Показано, как при сотрудничестве заказчика и исполнителя удалось удовлетворить этим требованиям и получить работоспособную конструкцию.

1.1.4.2. Европейские программы исследований на ракетах, аэростатах и в смежных областях. 17 ESA Symposium on European Rocket and Balloon Programmes and Related Research, Sandefjord, 30 May-2 June, 2005 / Warmbein B. (ред.). - Noordwijk: ESTEC, 2005. - х, 646 с. - (ESA SP. ISSN 0379-6566. № 590). - Библ. в конце ст.

Выпущены труды 17-го симпозиума ЕКА по теме "Европейские программы исследований на ракетах, аэростатах и в смежных областях", состоявшегося 30 мая - 2 июня 2005 г. в г. Сандефиорде (Норвегия). Представлено более 100 докладов и постерных сообщений по темам: национальные отчеты и доклады специально приглашенных специалистов, космос и система образования, атмосферная физика и химия, новая техника и приборы, перспективные проекты, микрогравитация, астрофизика, физика магнитосферы и ионосферы.

1.1.4.3. Многозональные сканирующие системы нового поколения для решения природно-ресурсных и экологических задач / Селиванов А. С., Гектин Ю. М., Новиков М. В. // Дистанционное зондирование земных покровов и атмосферы аэрокосмическими средствами. Всероссийская научная конференция, Муром, 20-22 июня, 2001: Сборник докладов. - Муром: Изд-во МИВГУ, 2001. - С. 533.

В докладе представлен ряд разработанных в РНИИ КП проектов многозональных сканирующих систем нового поколения для использования в составе космических аппаратов различного назначения

1.1.4.4. Солнечные паруса как средство управления движением КА вблизи либрационных точек в системе Солнце-Земля. Solar sails as a tool for spacecraft motion control near solar-terrestrial libration points / Eismont N., Nazirov R. (Space Research Institute (IKI), 117996, 84/32 Profsoyuznaya Str, Mos-

cow, Russia) // **Proceedings of the 18 International Symposium on Space Flight Dynamics, Munich, 11-15 Oct., 2004.** - Noordwijk: ESTEC, 2004. - С. 123-127. - (ESA SP. ISSN 0379-6566. №548. - Библ. 3.

Рассмотрены 2 проблемы, связанные с использованием солнечных парусов на КА вблизи вибрационных точек Ц и 1_2 в системе Солнце (С)-Земля (З). Первая проблема состоит в расчете траектории под действием солнечного света при установке на КА сравнительно больших парусов. В этом случае траектория сдвигается от З к С по линии З-С. Сдвиг может достигать 1 млн. км и более. Получена его зависимость от массы и площади КА. Такие траектории представляют интерес для изучения ударных волн солнечного ветра, позволяя их раньше обнаружить в сравнении с обычными методами. Вторая проблема заключается в использовании светового давления для управления КА. Для этого на парус наносится жидкокристаллическая пленка с регулируемой путем подачи эл. напряжения прозрачностью. В этом случае площадь паруса м. б. небольшой - не больше размера обычной панели СБ. Расчеты показывают хорошую перспективу для использования парусов при полетах к либрационным точкам.

1.1.4.5. Космический эксперимент Space Technology-7 по снижению уровня возмущений. The space technology-7 disturbance reduction system / O'Donnell James R. (Jr), Hsu Oscar C., Hanson John, Hruby Vlad (NASA Goddard Space Flight Center, Greenbelt, USA) // Proceedings of the 18 International Symposium on Space Flight Dynamics, Munich, 11-15 Oct., 2004. - Noordwijk: ESTEC, 2004. - С. 105-110. - (ESA SP. ISSN 0379-6566. № 548).. - Библ. 10.

Излагаются принципы, заложенные в планируемый по программе New Millenium совместно ЕКА и NASA космический демонстрационный эксперимент Space Technology-7. В этом эксперименте предстоит проверка системы снижения уровня возмущений пробной массы, которая должна лететь под действием только гравитационных сил без какого-либо влияния КА или внешних воздействий. Такая система требуется для проведения таких перспективных проектов, как лазерная интерферометрическая космическая антенна (LISA) и съемка в рентгеновских лучах с разрешением в макс, дуги (MAXIM). В то же время в экс-

перименте будет впервые проведена космическая апробация двух новейших технологий: эталонного гравитационного датчика высочайшей чувствительности (GRS) разработки Станфордского ун-та и коллоидального микро-ньютонического движителя, создаваемого фирмой Busek для управления положением и ориентацией КА при помощи системы динамического контроля с шестью степенями свободы, разрабатываемой Центром космических полетов им. Годдарда. Приводятся блок-схемы используемых в эксперименте устройств.

1.1.4.6. Предложение коммерчески жизнеспособной инфраструктуры, включающей систему автоматических КА на околоземных орбитах, во взаимосвязи с программой космических энергетических станций. Proposal of a viable commercial space infrastructure scenario introducing robotic vehicles in an Earth orbit environment and its interfaces to the SPS-programme / Dittmann Ralf, Sommer Bernd (German Aerospace Centre; Space Management; General Technologies and Robotics) // Proceedings of the 4 International Conference on Solar Power from Space - SPS '04, together with the 5 International Conference on Wireless Power Transmission - WPT 5, Granada, 30 June - 2 July, 2004. - Noordwijk: ESTEC, 2004. - С. 147-150. - (ESA SP. ISSN 0379-6566. № 567). - Библ. 2.

Германская космическая программа в ее разделе "Автоматизация и робототехника" концентрируется на развитии технологии обслуживания на орбите и демонстрации ее возможностей, что должно привести со временем к полной реструктуризации космической отрасли. Сформулированные наметки этой концепции включают большое число элементов, необходимых в случае начала строительства и эксплуатации мощных космических энергетических установок. Рекомендуется начать деловое сотрудничество между проектировщиками таких энергетических установок и разработчиками автоматизированных систем обслуживания на орбите, что послужит взаимному обогащению идеями и ускорению общего прогресса.

1.1.4.7. Запуски объединяемых устройств. NASA's swarm missions: the challenge of building autonomous software / Truszkowski Walt, Hinchey Mike, Rash James, Rouff Christopher // IT Prof. - 2004. - 6, № 5. - С. 47-52.

Дни, когда массивный, управляемый людьми, цилиндр стартует со спец. платформы, могут скоро стать забытым прошлым. Национальное управление аэронавтики и космических исследований (NASA) представляет средства запуска нового поколения. Подталкиваемые необходимостью собрать больше данных, чем позволяет запуск одного экипажа, ученые разработали новый класс устройств, основанных на эффективности и возможностях кооперации пчелиного улья. Подобные устройства будут чем-то вроде механизированных колоний, совместно работающих над исследованиями солнечной системы. При этом сотни или даже тысячи автоматизированных средств будут работать в командах. Подобные средства могут независимо работать длительное время как в командах, так и отдельно, обладая автономными свойствами самовосстановления, конфигурирования, оптимизации и защиты.

1.1.4.8. Проектирование и управление двухосной мобильной тележкой с пассивным рулевым управлением. Design and control of a passively steered, dual axle vehicle / Wagner Michael, Heys Stuart, Wettergreen David, Teza James, Apostolopoulos Dimitrios, Kantor George, Whittaker William (The Robotics Institute, Carnegie Mellon University, Pittsburgh, USA) // Proceedings of i-SAIRAS 2005: The 8 International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space, Munich, 5-8 Sept., 2005. // Noordwijk: ESTEC, 2005. - С. 27-34. - (ESA SP. ISSN 1609-042X. № 603). - Библ. 10.

Описывается система управления вездеходом Zoe, предназначенным для исследования поверхностей типа ландшафта планеты Марс. Отмечается, что описываемый вездеход является усовершенствованной моделью предыдущего вездехода. В отличие от предыдущей модели с шестью колесами, усовершенствованная модель имеет четыре колеса с четырьмя независимыми двигателями. Представлены описание механической части шасси, контроллер рулевого управления и результаты работы системы рулевого управления.

1.1.4.9. Экономичная емкая платформа для космических научных экспедиций. Micromission spacecraft. A low-cost, high-capability platform for space science missions / Deininger William D., Andreozzi Len, Epstein Kenny W., Norman-Gravseth

Erika L., Purcell William (Ball Aerospace & Technologies, Corp.) // IEEE Aerosp. and Electron. Syst. Mag. - 2006. - 21, № 4. - С. 12-18. - Библ. 9.

КА для микроиссий (MSC) корпораций Ball Aerospace представляет многоцелевую платформу для поддержки научных экспедиций на расстояниях от Солнца в пределах 0,7-1,7 а. е. MSC предназначена для выведения в космос в качестве дополнительной ПН на РН Ariane 5 в кооперации с агентством CNES. После выхода на переходную орбиту MSC за счет собственной ДУ маневрирует в системе Земля-Луна и выводит КА на целевую орбиту или траекторию. Система допускает организацию марсианских прецизионных пролетных экспедиций со сбросом до 6 зондов на поверхность Марса. Могут проводиться научные экспедиции и к другим объектам, в т. ч. к Луне, Венере, либрационным точкам системы Земля-Солнце и др. Излагается концепция и детали устройства платформы MSC.

1.1.4.10. Разработка космического аппарата многократного использования / Ninomiya Tetsujiro, Suzuki Hirokazu, Tsukamoto Taro // JAXA Res. and Dev. Rept. - 2004. - № 04-002. - С. 1, 2-26, 35. - Библ. 13.

Исследовательским центром перспективных космических технологий ведётся разработка космического аппарата многократного использования. Прототип в 1/4 натуральной величины (масса 500 кг) имеет продольный размер 3,81 м, площадь несущих плоскостей 3,14 м², размах плоскостей 2,42. Эксперим. работа с прототипом космического аппарата предшествовало оценочное определение эффективности систем управления и наведения.

1.1.4.11. Тенденции построения космических платформ для перспективных малых космических аппаратов / Ардашов А. А., Горбулин В. И., Стеганов Г. Б., Чудновский Ю. А. // Изв. вузов. Приборостр. - 2007. - 50, № 6. - С. 55-58. - Библ. 6.

Проанализированы основные тенденции построения унифицированных космических платформ для малых КА, выявлены базовые технические решения, определяющие облик и конструктивное исполнение платформ нового поколения малых космических аппаратов и их электропитающего оборудования. Рассмотрены

рены типовые требования к платформам и варианты их построения.

1.1.4.12. Разработка космического аппарата для исследования планеты Марс. Martian jumping rover equipped with electroactive polymer actuators: a preliminary study / Carpi Federico, Tralli Aldo, De Rossi Danilo, Gaudenzi Paolo // IEEE Trans. Aerosp. and Electron. Syst. - 2007. - 43, № 1. - С. 79-92. - Библ. 36.

Европейским космическим агентством ведётся разработка аппарата для исследования поверхности планеты Марс. В составе робототехн. систем применены устройства привода с элементами из ионополимерного материала. Собственно исследовательский аппарат имеет форму сферы с диам. 1 м. Ускорение свободного падения для исследуемой планеты $3,72 \text{ м/с}^2$, среднее значение температуры атмосферной среды - 63°C .

1.1.4.13. Технология инерциально стабилизируемых платформ. Inertially stabilized platform technology: Concepts and principles / Hilkert J. M. // IEEE Contr. Syst. Mag. - 2008. - 28, № 1. - С. 26-46.

Популярная статья посвящена реализации и возможным применениям инерциально стабилизируемых платформ.

1.1.4.14. Структурно-параметрическое обоснование международной многофункциональной космической системы глобального мониторинга и информационного обеспечения / Пушкарский С. В., Радьков А. В. // Материалы конференции 9 Международного форума "Высокие технологии XXI века", Москва. 2008. - Б. м., 2008. - С. 175-177.

Международное сообщество создает "Международную многофункциональную космическую систему глобального мониторинга и информационного обеспечения" (ММФКС) на основе многочисленной группировки космических аппаратов нового поколения. Эта система должна решать на новом глобальном уровне задачи дистанционного зондирования Земли, гидрометеобеспечения, навигационного обеспечения, связи и ретрансляции данных, дистанционного обучения. С использованием методов структурно-параметрического синтеза было определено рациональное орбитальное построение ММФКС и требования к основным характеристикам, входящих в орбитальную группи-

ровку данной системы, космических аппаратов (КА). Рассмотрены возможные варианты комплектации КА ММФКС, используемыми для решения вышеперечисленных задач при различных вариантах их орбитального построения.

1.1.4.15. Создание международной аэрокосмической системы мониторинга опасных геофизических процессов и предупреждения чрезвычайных ситуаций и катастроф / Меньшиков В. А., Макаров М. И. // Материалы конференции 9 Международного форума "Высокие технологии XXI века", Москва, 2008. - Б. м., 2008. - С. 168-170.

Представлены предложения по построению международной аэрокосмической системы мониторинга глобальных геофиз. процессов и предупреждения природных и техногенных катастроф, которая позволит своевременно оповещать органы управления заинтересованных государств и население о грозящих стихийных явлениях природы и техногенных катастрофах в целях парирования или уменьшения их отрицательного воздействия на природу, инфраструктуру и людей.

1.1.4.16. Запуск сверхмалогобаритного орбитального аппарата / Михаси Рюити // Nihonikai gakkaiishi=J. Jap. Soc. Mech. Eng. - 2007. - 110, № 1069. - С. 58.

4 августа 2007 г. с применением малогобаритного ракетносителя SAMUI-250S произведён запуск сверхмалогобаритного орбитального аппарата HIS-SAT. Масса орбитального аппарата 2,7 кг, аппарат оснащён робототехн. устройством гибридного типа. Данные носителя: продольный размер 4,7 м, масса 48,5 кг, развиваемое усилие тяги 250 кгс.

1.1.4.17. Автономная навигация вездехода для Марса. Mars rover autonomous navigation / Maurette M. // Auton. Robots. - 2003. - 14, № 2. - С. 199-208.

Автономная навигация вездехода на поверхности Марса м.б. существенно улучшена при непосредственном прохождении по поверхности и особенно при его выгрузке из носителя в неизвестную среду. Разработанный процесс автономной навигации базируется на данных стереокамеры, используемых для построения модели среды и генерации траекторий. Подробно описываются алгоритмы, входящие в программу исследования Марса вездеходов, аппаратура машинного зрения, контрольное обо-

рудование, а также вычислительные ресурсы, необходимые для реализации всех экс-перим. исследований. Представленные результаты показывают, что для реализации автономности вездехода требуются весьма небольшие затраты энергии и машинного времени.

1.1.4.18. Автономные и самонастраивающиеся системы: парадигма средств исследования космического пространства в будущем. Autonomous and autonomic systems: a paradigm for future space exploration missions / Truszkowski Walter F., Hinchey Michael G., Rash James L., Rouff Christopher A. // IEEE Trans. Syst., Man, and Cybern. C. - 2006. - 36, № 3. - С. 279-291. - Библ. 23.

Описаны возможности и варианты использования много-агентных систем для построения и реализации автономных и самонастраивающихся космических аппаратов. Описаны наиболее интересные разработки НАСА в этом направлении. В частности, рассмотрены прототипы 2 конкретных систем рассматриваемого вида. Приведено также описание возможных сценариев взаимодействия самонастраивающихся систем в ходе выполнения совместных исследований.

1.1.4.19. Автоматическое планирование для сетей в глубоком космосе и разрешение конфликтов. Automating deep space network scheduling and conflict resolution / Johnston Mark D., Clement Bradley J. // Proceedings of i-SAIRAS 2005: The 8 International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space, Munich, 5-8 Sept., 2005. - Noordwijk: ESTEC, 2005. - С. 382-388. - (ESA SP. ISSN 1609-042X. №603). - Библ. 11.

Описана концепция построения инфраструктуры сетей в глубоком космосе для организации связи с космическими экспедициями как на околоземной орбите, так и направленными за пределы Солнечной системы. Разработана модель функционирования этой сети. Сформулирована задача составления оптим. расписания ее работы. Представлены разработанные методы разрешения конфликтов между различными пользователями сети. Описаны планы дальнейших исследований и разработок.

1.1.4.20. Проектирование солнечного автономного летательного аппарата для поддержания полета. Flying solo and

solar to Mars / Noth A., Engel M. W., Siegwart R. // IEEE Rob. and Autom. Mag. - 2006. - 13, № 3. - С. 44-52. - Библ. 19.

Описывается летательный аппарат, работающий на солнечной энергии. Устройство разработано организацией Autonomous Systems Lab of Ecole Polytechnique de Lausanne, а также Institute of Robotics and Intelligent System (Цюрих, Швейцария). Начало проекта относится к 2003 г. Летательный аппарат предназначен для полета на планету Марс. Предполагается, что он будет вести исследования планеты в диапазоне времени от нескольких недель до нескольких месяцев.

1.2. Математические модели движения и моделирование космических объектов

1.2.1. Математические модели функционирования датчика давления для космических летательных аппаратов при нестационарной температуре измеряемой и окружающей сред / Панкратов В. М., Джашитов В. Э., Улыбин В. И., Мокров Е. А., Семенов В. А., Тихомиров Д. В. // Микросистем. техн. - 2003, № 6. - С. 20-29, 40. - Библ. 9.

Рассмотрены вопросы, связанные с построением и автоматизированным исследованием мат. моделей датчиков давления, работающих в нестационарных неоднородных температурных полях измеряемой и окружающей сред. Построены и исследованы мат. модели нестационарных тепловых процессов, протекающих в датчике, и мат. модели термоупругого напряженно-деформированного состояния мембраны воспринимающего элемента датчика. Решение поставленных задач и его реализация в комплексах программ позволяют на этапе проектирования автоматизировать рассчитывать и анализировать неоднородные нестационарные температурные поля и полное напряженно-деформированное состояние датчика.

1.2.2. Измерение инфракрасного излучения на баллистической установке / Ge Xue-zhen, Zhao Cheng-xiu, Zhu Nai-yi, Zhang Zheng-xiu // Liuti lixue shiyan yu celiang=Exp. Meas. Fluid Mech. - 2002. - 16, № 1. - С. 74-79.

В рамках исследований физических процессов, происходящих при входе спускаемого аппарата в атмосферу, на баллистической установке проведены измерения интенсивности инфракрасного излучения модели и ее ближнего следа. Модель представляла собой 10-мм сферу, изготовленную из поликарбоната или из алюминия, которая выстреливалась из специальной пушки. Испытания проводились при давлении 5,32 кПа. Инфракрасное излучение измерялось в диапазоне длин волн 3-5,4 мкм с помощью датчиков InSb. Кроме того, с помощью фотоэлектронных устройств измерялась скорость полета модели, изменявшаяся в пределах 4-6 км/с, и проводилось теневое фотографирование в двух точках траектории движения. Получены зависимости интенсивности излучения от скорости полета. Интенсивность излучения значительно больше в случае модели из поликарбоната, так как продукты абляции поступают в след.

1.2.3. Математические модели вращательного движения космических аппаратов с избыточными системами гироскопов и маховиков и задачи управления их ориентацией / Волосов В. В., Куценко И. А., Попадинец В. И. // Пробл. упр. и информат. – 2003. - № 3. - С. 109-116, 159. - Библ. 5.

Рассматриваются мат. модели вращательного движения твердого тела, управляемого избыточными системами маховиков. Предложены алгоритмы магн. разгрузки гиросистем и управления ими, обеспечивающие заданную ориентацию КА и оптим. по отношению к демпфированию функции состояния гиросистемы.

1.2.4. Численное моделирование испытаний FTB по спуску на поверхность Луны в проекте SELENE. Numerical simulations of the FTB test for lunar landing in the SELENE project / Ninomiya Tetsujiro, Hamasa Yoshiro, Yamaguchi Isao, Sasa Shuichi, Itagaki Haruaki, Kouno Mitsuru. Ninomiya Tetsujiro, Hamasa Yoshiro, Yamaguchi Isao, Sasa Shuichi, Itagaki Haruaki, Kouno Mitsuru // Koku uchu gijutsu kenkyujo hokoku=Techn. Rept Nat. Aerosp. Lab. - 2001. - № 1425. - С. 1-28.

Дан краткий обзор проекта КА SELENE исследования Луны, включая спуск на ее поверхность. Особое внимание уделено наземным испытаниям СА - демонстратора FTB. Перед испыта-

ниями проведено численное моделирование, результаты которого сравнивались с данными реальных полетных испытаний в марте - июне 2000 г.

1.2.5. Метод построения математической модели дискретно развивающейся большой космической конструкции / Глумов В. М., Крутова И. Н., Суханов В. М. // Автомат. и телемех. – 2003. - № 10. – С.15-33. - Библ. 10.

Предлагается новый метод описания класса космических аппаратов, определенных как большие космические конструкции (БКК), в процессе их сборки на орбите, сопровождающейся дискретным изменением во времени мех. структуры и параметров, определяющих динамические свойства БКК как объекта автоматического управления. Рассматриваются вопросы формирования исходной (лагранжевой) модели на каждом интервале постоянства структуры дискретно развивающейся БКК и предлагается основанная на применении теории графов вычислительная процедура преобразования исходной модели к форме модально-физического представления. Предложен метод построения графовой модели собираемой в космосе БКК, позволяющей наиболее компактным способом отобразить изменения динамических свойств БКК в процессе трансформации ее структуры.

1.2.6. Проблема вычисления решений уравнений движения космического аппарата с малой тягой по траекториям, близким к оптимальным, полученным методом усреднения / Кифоренко Б. Н., Василенко С. В., Пасечник З. В. // Пробл. упр. и информат. – 2003. - № 6. - С. 88-100, 146. - Библ. 12.

Исследуется проблема построения точных численных решений уравнений движения космического аппарата с двигателем малой тяги, выполняющего переход между удаленными орбитами в ньютоновском центральном гравитационном поле. Методом усреднения строится приближенное решение классической задачи механики космического полета о переходе с макс. полезной нагрузкой при заданной стартовой массе аппарата. Обсуждаются варианты вычисления решений точных уравнений движения по траекториям, не слишком удаляющимся от траектории усредненного решения. Один из предложенных вариантов проиллюстрирован на примере межорбитального перехода с одновремен-

ным изменением большой полуоси, эксцентриситета и угла наклона орбиты.

1.2.7. Разработка единой математической модели блока приводов в составе международной космической станции для статических и динамических расчетов / Геча В. Я., Горшков А. И., Канунникова Е. А., Аронзон А. Н. // Труды Международного Форума по проблемам науки, техники и образования, Москва, 3-7 дек., 2001. Т. 2. - М.: Изд-во АН о Земле, 2001. - С. 19-21.

Приведен пример составления единой модели системы для комплексного анализа конструкции, реализованного с использованием вычислительных ресурсов ПК INTEL Pentium III. Блок привода солнечных батарей (СБ), входящий в Российский сегмент МКС "Альфа", представляет собой несущую конструкцию с тремя редукторными приводами, 2 из которых приводят в движение СБ, а третий осуществляет вращение блока относительно МКС. Для блока приводов с использованием суперэлементного программного комплекса "СТАДИО" была составлена подробная единая конечноэлементная модель для оценки прочности и анализа поведения системы при действии мех. нагрузок, возникающих во время выведения на орбиту, и на этапе функционирования МКС, от различных факторов, в том числе, от работы двигателей, внекорабельной деятельности космонавтов, причаливания орбитальных кораблей. Разработанная модель имеет ряд интересных особенностей, которые связаны со сложностью системы, характером нагрузок и организацией расчетов.

1.2.8. Объединение ИСЗ и инерциальной навигации: обычный и новый подходы к объединению. Integrating satellite and inertial navigation-conventional and new fusion approaches / Wagner J. F., Wieneke T. // Contr. Eng. Pract. 2003. - 11. - № 5. - С. 543-550.

Ключевым пунктом уточнения систем инерциальной навигации данными, полученными от спутниковых систем позиционирования, является объединение данных от разных источников. Обычный подход к объединению основан на линеаризованных моделях ошибок. Новые подходы используют непосредственно кинематические уравнения движения твёрдого тела. Это приводит к более простой структуре системы и меньшим ошибкам

оценивания. Проводится систематизация и сравнение различных способов объединения данных

1.2.9. Разработка метода комплексного моделирования физических процессов при автоматизированном проектировании бортовых электронных устройств: Автореф. дис. на соиск. уч. степ. канд. техн. наук / Воловиков В. В. / Моск. гос. ин-т электрон. и мат. (техн. ун-т). - М., 2004. 20 с., ил. - Библ. 12.

Цель диссертационной работы состоит в снижении погрешностей моделирования бортовых электронных устройств (БЭУ) при их автоматизированном проектировании за счет учёта в мат. моделях комплексного характера протекания физ. процессов. Решены следующие задачи: выполнение анализа существующих программных средств комплексного мат. моделирования физ. процессов и исследование возможности их применения для решения задач автоматизированного проектирования БЭУ; разработка метода комплексного моделирования физ. процессов при автоматизированном проектировании БЭУ; выполнение программной реализации разработанного метода комплексного моделирования физ. процессов при автоматизированном проектировании БЭУ в соответствии с предложенной архитектурой подсистемы; разработку методического обеспечения подсистемы комплексного моделирования разнородных физ. процессов в конструкциях БЭУ; проведение экспериментальной проверки разработанных метода, модели, методического и программного обеспечения подсистемы, путем внедрения в практику проектирования БЭУ и учебный процесс вузов

1.2.10. Телеоперации на основе моделей для манипулятора ETS-VII космического робота. Model-based space robot teleoperation of ETS-VII manipulator / Yoon Woo-Keun, Goshozono Toshihiko, Kawabe Hiroshi, Kinami Masahiro, Tsumaki Yuichi, Uchiyama Masaru, Oda Mitsushige, Doi Toshitsugu. // IEEE Trans. Rob. and Autom. - 2004. - 20, № 3. - С. 602-612. - Библ. 23.

Разработана модель, дающая возможность управлять действиями манипулятора с Земли с учетом запаздывания связи. В качестве пульта оператора используется осязательный интерфейс с 6 степенями свободы. Описана стратегия управления. Представ-

лены результаты проведенных экспериментов со спутником Engineering Test Satellite VII, показывающие эффективность коррекции последствий запаздывания.

1.2.11. Комплекс наземной обработки инерциальных систем с приборами спутниковой навигации / Костенко Г. И., Мишин А. Ю., Николаев Д. В., Чуманкин Е. А. // Навигация и управление движением: Материалы 5 Конференции молодых ученых, Санкт-Петербург, 2003. – СПб.: Изд-во ГНЦ РФ - ЦНИИ "Электроприбор", 2004. - С. 240-246.

Представлен комплекс наземной обработки для исследования и испытания автономных и интегрированных инерциально-спутниковых систем подвижных объектов.

1.2.12. Диагностика интегрального технического состояния космических систем с использованием моделирования. Model-supported diagnosis for integrated vehicle health management of space systems: Докл. [Conference on "System Diagnosis and Prognosis Security and Condition Monitoring Issues III". Orlando, Fla, 21 Apr., 2003] / Dannenmann Peter, Busch Wolfgang (German Research Center for Artificial Intelligence, P.O. Box 2080, 67608 Kaiserslautern, Germany Email Peter Dannenmann@dfki.de). // Proc. SPIE. – 5107. – С.54-63. – Библ. 8.

Для интегральной диагностики технического состояния космических систем использована методика, основанная на результатах предварительной обработки компонентов системы. На этой основе создается библиотека общих моделей компонентов, покрывающих номинальные и аномальные режимы работы и содержащих симптомы возникающих неисправностей. В дальнейшем эта библиотека служит основой бортовой системы диагностики с размытой логикой, выдающей вероятностные диагнозы развития наблюдаемых отклонений от номинальных параметров. Предложенная методика опробована в наземных экспериментах и заложена в нескольких проектах будущих КА.

1.2.13. Математическая модель космического манипулятора для полунатурной обработки операций причаливания полезного груза / Яскевич А. В. // Изв. АН. Теория и системы упр. РАН. - 2004. - № 4. - С. 157-176. - Библ. 9.

Рассматривается мат. модель для расчета в реальном времени движения системы "подвижное основание - упругий манипулятор - полезный груз", предназначенный для работы в составе системы управления гибридным стендом при полунатурном моделировании операции причаливания космических объектов. Данная модель учитывает все основные особенности реального космического манипулятора и позволяет с высокой точностью воспроизводить первые шесть тонов упругих колебаний мех. системы. Приводится пример, демонстрирующий ее работу при выполнении маневра, задаваемого оператором с помощью рукояток управления.

1.2.14. Моделирование системы передачи дискретных сообщений от космического аппарата на Землю при малых углах места / Альшев Ю. В., Журавлев А. А. // Инфокоммуникац. технол. - 2004. - 2, № 1. - С. 48-52. - Библ. 16.

Приводятся результаты статистического моделирования системы передачи дискретных сообщений с космических аппаратов на Землю при малых углах места, использующей алгоритм Кловского-Николаева и его модификации.

1.2.15. Формирование математической модели с дискретно изменяющейся структурой большой космической конструкции в процессе ее сборки на орбите / Литвинов Н. Д. (ИПУ РАН) // Изв. АН. Теория и системы упр. РАН. – 2004. - № 3. - С. 145-159. - Библ. 2.

Предложен способ формирования мат. модели с дискретно изменяющейся структурой большой космической конструкции в процессе ее сборки на орбите. Рассматривается сборка антенны зонтичного типа на основе малого деформируемого космического аппарата. Каркас конструкции собирается из штанг (однородных или пустотелых) с узлами крепления на концах. Зеркало антенны собирается поэтапно в виде поясов, разделенных друг от друга силовыми кольцами. Каждый пояс предполагается жестким и его инерционно-массовые характеристики относятся к соответствующим характеристикам деформируемого космического аппарата. На силовой каркас крепится сетеполотно, образующее рабочую поверхность антенны. Предложенный способ позволяет формировать математическую модель большой космической конструкции на каждом этапе ее сборки.

1.2.16. Погрешность датчиков системы инерциальной навигации / Tang Xiaohui, Fu Li, Fan Yaozu // Dongnan daxue xuebao. Ziran kexue ban=J. Southeast Univ. Natur. Sci. Ed. - 2005. - 35, прилож. II. - С. 30-33. - Библ. 6.

Технологическим университетом аэрокосмической отрасли (Китай) на основе применения метода Монте-Карло выполнен анализ влияния погрешности моделирования параметров датчиков системы инерциальной навигации. Предложены пути минимизации погрешности систем (посредством повышения значения показателя выборки до 10^4). Значение погрешности удалось понизить до 0,0028 (0,0737 и 0,0041 для способов ранней разработки).

1.2.17. Нелинейный динамический анализ спускаемого аппарата. Nonlinear dynamical analysis for a reentry vehicle / Goto Norihiro, Kawakita Takashi, Kawaguchi // Junichiro. Trans. Jap. Soc. Aeronaut. and Space Sci. - 2004. - 47, № 156. - С. 99-107. - Библ. 15.

Составлены нелинейные уравнения движения спускаемого аппарата HOPE-X с шестью степенями свободы и проведен анализ его нелинейных алгебраических характеристик. Представлены результаты исследования устойчивости двух ветвей равновесных ориентации аппарата. Показано, что уравнения не имеют аттрактора в диапазоне дозвуковых скоростей.

1.2.18. Концептуальная математическая модель технологии испытаний стендовых изделий РКТ как системы реального времени / Альбрехт А. В., Бизяев Р. В., Пушенко Н. Н. // Авиакосм. приборостр. - 2005. - № 2. - С. 18-22, 62. - Библ. 5.

Рассмотрена иерархическая структура информационной системы наземной отработки (НО) изделий ракетно-космической техники (РКТ). Основные мат. аспекты описания НО стендовых изделий РКТ как системы информационного обеспечения представлены в виде абстрактной математической модели. Делается вывод о том, что применение стратегии многоуровневой структуры информационной модели позволяет уточнить стратегию НО в условиях "многотемности" и создавать необходимую стендовую оснастку при миним. затратах финансовых средств и времени.

1.2.19. Усреднение уравнений оптимального движения с постоянной и регулируемой по величине тягой в сильном центральном гравитационном поле / Васильев И. Ю., Кифоренко Б. Н., Пасечник З. В. // Пробл. упр. и информат. - 2005. - № 5. - С. 110-119, 159. - Библ. 17.

Рассматривается задача выполнения космическим аппаратом с эл. ракетным двигателем межорбитального перехода с макс. полезной нагрузкой при фиксированной стартовой массе. Традиционно задача разделяется на параметрическую и динамическую, соответственно для двух обсуждаемых в литературе типов двигателей: с постоянной и регулируемой по величине тягой. Предложена замена переменных, позволяющая свести усредненные уравнения оптим. движения в центральном гравитационном поле с указанными двигателями к единой форме. Проведено сравнение динамики медленных переменных для некоторых маневров, представляющих практический интерес. Показано, что полученная методом усреднения оценка потребной характеристической скорости для выполнения маневра с регулируемой тягой не зависит от заданного времени его выполнения, величина же функционала задачи — интеграла от квадрата реактивного ускорения - обратно пропорциональна заданному времени перехода.

1.2.20. Управление по ориентации орбитального аппарата. Modelling of attitude control programs for a remote sensing satellite during scanning of approaching target areas / Anshakov G. P., Manturov A. I., Ustalov Yu. M., Gorelov Yu. N., Gorelova O. I., Danilov S. B. // 12 Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, St. Petersburg, 23-25 May, 2005. - St. Petersburg: Elektropribor, 2005. - С. 88-93. - Библ. 6.

Государственным исследовательским центром "ЦСКБ Прогресс" (Россия) разработан способ моделирования процесса управления по ориентации орбитального аппарата, обеспечивающего сканирование областей земной поверхности. Бортовая система управления обеспечивает выработку временных графиков получения изображений требуемых областей земной поверхности (соответствующее управление по ориентации орбитального аппарата).

1.2.21. Разработка методологии оценки сценариев в задачах планирования космической деятельности. Ч. 1 / Самойленко Л. И., Яковлева Л. М., Ильенко Т. В., Подгородецкая Л. В., Колос Л. Н. // Пробл. упр. и информат. – 2005. - №5. - С. 145-156, 159. - Библ. 7.

Разработаны методологические основы для поддержки плановых решений по выбору перспективных направлений развития космической деятельности. Для решения задачи используется системно-аналитический подход, моделирование и комплексный анализ ситуаций. Описаны основные принципы построения структурной целевой модели космической деятельности в Украине, выделены три класса задач сценарного планирования, приводится базовая методика оценки плановых сценариев, реализующая методологию анализа предпочтений.

1.2.22. Об уравнениях ошибок БИНС / Дмитроченко Л. А. // Авиакосм. приборостр. – 2006. - № 1. - С. 32-38, 76. - Библ. 6.

Осуществляется построение системы уравнений ошибок инерциальных навигационных систем (ИНС), основанное на разложении вектора ошибки системы в определении координат на горизонтальную и вертикальную компоненты. Рассмотрено представление мат. модели ошибки в определении вектора кажущегося ускорен для различного типа систем. Приводится алгоритм использования уравнений ошибок при решении задач, связанных с анализом влияния возмущающих факторов на ошибки бесплатформенных ИНС (БИНС).

1.2.23. О моделировании функционирования и управления аэрокосмических летательных аппаратов / Кудрявцев В. Б., Казаков А. Н. // Авиакосм. приборостр. – 2006. - № 6. - С. 8-23.

Рассматривается мат. модель сложных больших систем управления динамического типа при локальном, системном и общем характере функционирования в условиях, характеризующихся многокритериальностью, многоуровневостью и конфликтностью ситуаций. В качестве примеров больших систем приведены системы управления аэрокосмическими летательными аппаратами. Предложенные математические модели в части моделирования функционирования больших систем служат есте-

ственным развитием и существенными дополнениями применяемой методологии формализации процессов управления в различных типах систем управления.

1.2.24. Расчет матрицы частных производных от текущих элементов орбиты космического аппарата на основе дифференциальных преобразований / Ковбасюк С. В., Ракушев М. Ю. // Двойн. технол. – 2004. - № 2. - С. 15-18. - Библ. 8.

Предлагается численно-аналитическая модель для расчета черных производных от текущих элементов орбиты по начальным условиям на основе многомерных дифференциальных преобразований. Данная модель позволяет получать простые, как в методе конечных разностей, и одновременно, в сравнении с методом вариаций, лучшие по критерию "точность-вычислительная сложность" вычислительные схемы для расчета таких производных. Приводятся результаты мат. моделирования.

1.2.25. Прогнозирование технического состояния малых космических аппаратов с использованием многослойных нейронных сетей / Якимов В. Л., Назаров А. В. // Изв. вузов. Приборостр. - 2006. - 49, № 1. - С. 7-11. - Библ. 3.

Рассмотрены вопросы моделирования сложных объектов ракетно-космической техники в условиях нештатной эксплуатации с применением многослойных нейронных сетей. Полученные модели использованы для прогнозирования несанкционированных отключений солнечной батареи неисправного малого космического аппарата.

1.2.26. Передовая численная динамическая модель установки HYDRA. Development of an advanced numerical dynamic simulation model of the HYDRA facility / Appolloni Matteo, Cozzani Alessandro, Sarti Bruno (Advanced Operations and Engineering Services BV, Leiden, The Netherlands) // Proceedings of the European Conference on Spacecraft Structures, Materials and Mechanical Testing, Noordwijk, 10-12 May, 2005. - Noordwijk: ESTEC, 2005. - С. 1002-1007. - (ESA SP. ISSN 1609-042X. № 581). - Библ. 1.

Испытательный отдел ин-та ESTEC создал имитационную модель для изучения динамики установки HYDRA с гидравлическим вибратором, предназначенной для предполетных механических виброиспытаний систем и подсистем КА. Используемые

при этом новейшие программные средства позволили одновременно решить 2 задачи: получить средства моделирования при подготовке и проведении проверочных виброиспытаний КА, а также анализа результатов модификации испытательной установки и ее ПО. Рассматриваются использование метода конечных элементов в рамках программного пакета Nastran - Patran для моделирования установки Hydra, интеграция с программной средой Mathlab — Simulink, используя инструменты конструктивной динамики из пакета SDTools, моделирование управления без обратной связи средствами Simulink, оценка сопряженных моделей на базе накопленных результатов испытания установки. Представлены соображения по моделированию управления по замкнутому контуру.

1.2.27. Движение трехстепенного поплавкового гироскопа при его контактах с упором / Мартыненко Ю. Г., Рябиков В. С., Щеглова Н. Н., Нехамкин Л. И. // Гироскопия и навигация. - 2006. - № 2. - С. 51-60. - Библ. 9.

Рассматривается трехстепенный поплавок гироскоп, установленный на равномерно вращающемся основании. Построена математическая модель движения гироскопа при его сходе и возвращении на одностороннюю связь, возникающую при контакте отверстия на поплавке с упором, установленном на корпусе прибора. Приведены результаты численного интегрирования предложенных уравнений движения.

1.2.28. Актуальные вопросы проектирования алгоритмов ориентации бесплатформенных инерциальных навигационных систем. Ч. 1. Амплитудное расширение области применения алгоритмов / Слюсарь В. М. // Гироскопия и навигация. - 2006. - № 2. - С. 61-75. - Библ. 8.

Данное название объединяет три статьи, в которых содержатся теор. результаты, относящиеся к различным аспектам проблемы минимизации погрешностей интегрирования кинематического уравнения БИНС: обоснование выбора новой и более информативной модели тестового движения; получение высокоточных мат. моделей погрешностей алгоритмов; разработка более практичных критериев оптимизации, используемых при синтезе алгоритмов; обобщение задачи проектирования алгоритмов на случай частотно - зависимых искажений первичных сигналов

измерения и др. В 1 подробно анализируется проблема точности оценивания вычислительного дрейфа алгоритмов в условиях "больших" амплитуд угловых колебаний и показана возможность решения задачи синтеза так называемых "расширенных" алгоритмов для нового типа тестового движения. В последующих двух частях рассматриваются актуальные вопросы разработки мат. и методического обеспечения проектирования стандартных алгоритмов.

1.2.29. Использование процедуры восстановления данных в расчетах вынужденного движения КА на базе программы расчета динамики многих тел (DCAP). A space application of a data recovery procedure based on direct enforced motion using a multi-body dynamics software (DCAP) / Oliveira Andre, Baldesi Gianluigi, Sciacovelli Donato (ESA/ESTEC, Noordwijk, The Netherlands) // Proceedings of the European Conference on Spacecraft, Structures, Materials and Mechanical Testing, Noordwijk, 10-12 May, 2005. - Noordwijk: ESTEC, 2005. - С. 1197-1208. - (ESA SP. ISSN 1609-042X. № 581). - Библ. 21.

Перспективные космические конструкции со сложными динамическими свойствами требуют для расчета высокой разносторонности от программных средств моделирования динамики, в т. ч. в приближении многих тел. Программный комплекс DCAP, включающий символьный препроцессор, отвечает требованиям новых проектов в отношении эффективности, т. к. использует уравнения динамики как для жестких, так и для гибких тел с возможностью изменения во времени массовых характеристик. Для динамического анализа гибких элементов требуется задание внутренних нагрузок в системе. Предложено использовать результаты работы комплекса DCAP непосредственно в качестве исходных данных по внутренним нагрузкам, для чего комплекс был дополнен постпроцессором. Результаты работы дополненного комплекса программ проиллюстрированы практическим примером расчета стыковки Автоматического транспортного корабля (ATV), несущего гибкие панели СБ, с МКС.

1.2.30. Оценка значимости возмущений в задаче движения лёгкой спускаемой капсулы в атмосфере / Щетинина И.А. // Труды научно-технической конференции с междуна-

родным участием "Перспективные информационные технологии в научных исследованиях, проектировании и обучении" ("ПИТ-2006"), Самара, 29-30 июня, 2006: К 30-летию факультета информатики. Т. 1. - Самара: СГАУ, 2006. - С. 227-230.

Поскольку капсула лёгкая, особое значение приобретают случайные вариации различных факторов, действующих на неё в процессе движения, так как они могут привести к значительному отклонению контролируемых характеристик движения легкой спускаемой капсулы (ЛСК) (например, продольной дальности полёта) от заданных. Поэтому в работе основное внимание уделяется оценке вклада различных возмущений в общую дисперсию продольной дальности полёта ЛСК. Новизна данной работы заключается в оценке рассеивания точек посадки ЛСК с учетом влияния движения тросовой системы, а также в оценке вклада различных возмущений в общую дисперсию, определяющую возможный район посадки капсулы.

1.2.31. Оптимизация и моделирование движения космического аппарата с солнечным парусом / Ишков С. А., Старина О. Л. // Изв. Самар. науч. центра РАН. - 2005. - 7, № 1. - С. 99-106. - Библ. 3.

Исследуются вопросы применения космических аппаратов с солнечным парусом (КАСП) для совершения межпланетных перелетов и принципиальная возможность выхода за пределы Солнечной системы. Описаны законы управления и процедура моделирования геоцентрического маневра набора параболической скорости с учетом нецентральности поля земного тяготения, светотеновой обстановки и влияния атмосферы. Приведено решение задач оптимизации и результаты моделирования гелиоцентрического движения для различных целевых задач.

1.2.32. Тренажерно-испытательный центр отработки робототехнических систем / Абраменко Г. В., Васильков Д. В., Воронько О. В. // Конверсия в машиностр. - 2006. - № 5. - С. 51-54.

Дано обоснование необходимости создания в настоящее время испытательно-тренажерного центра для отработки робототехн. систем и комплексов. Подчеркивается, что создание робототехн. комплекса невозможно без его отработки в испытатель-

ном центре, оснащенном спец. оборудованием. Предлагается схема испытательно-тренажерного центра для отработки мобильных робототехнических систем и комплексов, предназначенных для решения задач в чрезвычайных и аварийных ситуациях.

1.2.33. Анализ системы управления по ориентации орбитального аппарата. Satellite attitude control system analysis tools / Kim Y. V., Ng A. // Proceedings of DA SI A 2006: Data Systems In Aerospace Conference, Berlin, 22-25 May, 2006. - Noordwijk: ESTEC, 2006. - С. 297-302. - (ESA SP. ISSN 609-042X. № 630). - Библ. 4.

Национальным космическим агентством (Канада) на основе применения технологий моделирования (Matlab/Simulink) разработано средство анализа системы управления по ориентации орбитального аппарата. Моделирование выполнено на стадии разработки и в процессе эксплуатации канадских орбитальных аппаратов RADARSAT-1, SeiSat, Quicksat. Расчётная длительность эксплуатации на орбите 5,5 лет, реальный период эксплуатации превышает 10 лет. Система управления обеспечивает стабилизацию по трём осям с точностью $0,1^\circ$.

1.2.34. Совершенствование процедур стыковки космического аппарата с использованием методов имитационного моделирования аппаратных средств. Towards spacecraft docking emulation using hardware-in-the-loop simulation / Martin Eric, Parsa Kouros, Chapleau Sebastien Laurier, Baron Luc (Canadian Space Agency, Canada) // Proceedings of i-SAIRAS 2005: The 8 International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space, Munich, 5-8 Sept., 2005. - Noordwijk: ESTEC, 2005. - С. 94-100. - (ESA SP. ISSN 1609-042X. № 603). - Библ. 7.

Отмечается, что за последнее время были запланированы многие демонстрационные космические полеты, такие как Orbital Express, DAFT, XSS-111, TECSAS, а также возможные эксперименты по роботизированному обслуживанию и снятию с эксплуатации телескопа Hubble. Важной особенностью этих полетов станет необходимость механической стыковки с космическим аппаратом. Канадское космическое агентство планирует использование системы имитационного моделирования аппарат-

ных средств (HLS) с целью разработки процедуры стыковки со спутником. Описываются модели космических аппаратов, реализованные в моделирующем устройстве; орбитальный механический модуль, а также системы контроля орбиты и положения спутника. Разработана динамическая контактная модель, которая служит для расчета сил и моментов, возникающих при стыковке.

1.2.35. Компьютерный вывод и преобразования уравнений пространственного движения большой космической конструкции в процессе ее сборки / Земляков С. Д., Рутковский В. Ю., Суханов В. М. // Изв. РАН. Теория и системы упр. - 2007. - № 1. - С. 143-155. - Библ. 11.

Рассматривается мех. система вида большой космической конструкции в процессе ее сборки на орбите. Исследуется задача оперативного компьютерного вывода текущей мат. модели пространственного движения мех. систем, структура которой изменяется при подсоединении или отсоединении дополнительных тел или наложения дополнительных связей. Задача решается на основе уравнений Лагранжа 2-го рода. В постановке задачи требуется, чтобы ВС осуществляла линеаризацию полученной нелинейной лагранжевой математической модели, ее преобразование путем приведения к главным (нормальным) координатам и, далее, производила переход к более конструктивной, с точки зрения синтеза законов управления, модально-физ. форме представления. Предлагается мат. обеспечение решения перечисленных задач. Доказывается ряд необходимых утверждений. На примерах показана конструктивность предлагаемых методов и относительно простая программная реализуемость на основе ВС Maple.

1.2.36. О математических моделях задачи облета группы спутников / Топчиева И. И. // Авиакосм. приборостр. - 2006. - № 5. - С. 19-23, 62. - Библ. 4.

Рассматривается задача оптимизации облета группы спутников космическими летательными аппаратами с критериями (время, расход топлива) и учетом необходимых ограничений. Предложены основные параметры, описывающие состояние системы в; целом, и управляющие, по которым осуществляется оптимизация.

1.2.37. Моделирование интегрированной навигационной системы на волоконно-оптических гироскопах для космического аппарата / Степанов А. П. // Навигация и управление движением: Материалы 8-й конференции молодых ученых: 1 этап, Санкт-Петербург, 14-16 марта, 2006; 2 этап, Санкт-Петербург (в Интернете), 1 июня-31 окт., 2006; 3 этап, Санкт-Петербург, 25-29 сент., 2006. - СПб.: ЦНИИ "Электроприбор", 2007. - С. 202-208. - Библ. 3.

Рассматривается разработанная имитационная модель интегрированной системы ориентации и навигации на основе инерциального измерительного модуля на волоконно-оптических гироскопах для малых космических аппаратов. Анализируются особенности модели и реализованных на ней алгоритмов интегрированной системы ориентации и навигации при движении космического аппарата на пассивном и активном участках орбиты. Приводятся результаты моделирования интегрированной системы ориентации и навигации с привлечением реальных данных стендовых испытаний волоконно-оптических гироскопов.

1.2.38. Задача оптимального управления ориентацией орбиты космического аппарата, рассматриваемой как неизменяемая фигура / Крыщенко Ю. В., Челноков Ю. Н. // Авиакосм. приборостр. - 2006. - № 12. - С. 31-36. - Библ. 1.

Изучается задача оптимальной в смысле быстродействия переориентации орбиты космического аппарата (КА), рассматриваемой как неизменяемая фигура. Задача оптимального управления ориентацией орбиты КА формулируется как задача оптим. управления движением центра масс КА с подвижным правым концом траектории и решается на основе принципа максимума Понтрягина. Рассматривается перевод круговой орбиты КА из заданного начального состояния в конечное с помощью управления, ортогонального плоскости орбиты КА, при наличии двух переключений. Кватернионное уравнение движения центра масс КА сведено для оптим. управления к четырем линейным дифференциальным уравнениям 2-го порядка, построены общие решения полученных уравнений. На их основе построены системы из четырех нелинейных алгебраических уравнений для решения задачи переориентации круговой орбиты (для нахождения моментов переключения оптим. управления).

1.2.39. Программные имитаторы космических аппаратов связи и навигации / Анисимов В. Д., Тимисков М. В., Корытин С. С. // Решетневские чтения: Материалы 10 Международной научной конференции, посвященной памяти генерального конструктора ракетно-космических систем акад. М. Ф. Решетнева, Красноярск, 8-10 нояб., 2006. Конференция проводится в рамках Сибирского авиационно-космического салона (САКС-2006), Красноярск, 2006. - Красноярск: СибГАУ, 2006. - С.285.

Раскрывается необходимость использования программных имитаторов космических аппаратов, объекты применения, основные решаемые им задачи. Показаны основные принципы построения имитаторов космических аппаратов. Также приведена структурная схема их имитатора, опыт его использования.

1.2.40. Моделирование и синтез алгоритмов управления пространственной ориентацией корпуса космического аппарата. Моделирование та синтез алгоритмів керування просторовою орієнтацією корпусу космічного апарата / Клименко О. М., Бідюк П. І., Федоров А. В. // Наук. вісті Нац. техн. ун-ту України "Київ. політехн. ін-т". - 2007. - № 2. - С. 22-29. - Библ. 7.

Проведен анализ возмущений, влияющих на функционирование космического аппарата на орбите в режиме стабилизации. Разработана мат. модель динамики аппарата для управления его вращательным движением относительно центра масс с применением миним. избыточной структуры электромаховичных двигателей. Имитационное моделирование алгоритма проведено с учетом и без учета демпфирующего момента в законе управления. В первом случае имеется возможность эффективно подавлять колебания аппарата.

1.2.41. Использование сетей Петри при проведении анализа живучести бортовых информационно-управляющих систем / Харченко В. С., Бородавка Н. П. // Радіоелектрон. і комп'ютерні системи. - 2006. - № 6. - С. 55-60, 220. - Библ. 6.

Проанализированы возможности использования цветных сетей Петри как имитационных моделей функционирования бортовых информационно-управляющих систем (БИУС). Предложено два вида сетей Петри для моделирования функционирования

БИУС: собственная и унифицированная сети. Даны элементы методики анализа живучести БИУС с использованием этих сетей.

1.2.42. Сравнение результатов имитационного моделирования и полунатурных испытаний при разработке комплексной навигационной системы / Антонов Д. А., Веремченко К. К., Жарков М. В. // Авиакосм. приборостр. - 2007. - № 6. - С. 55-62. - Библ. 10.

Проводится сравнение результатов имитационного моделирования и полунатурных испытаний микромех. инерциально-спутниковой навигационной системы, разработанной авторским коллективом кафедры 305 МАИ. Кратко охарактеризованы особенности созданной системы и разработанных программно-аппаратных средств проведения имитационного и полунатурного моделирования. Полученные результаты свидетельствуют об удовлетворительном совпадении результатов имитационного моделирования и полунатурных испытаний, что подтверждает адекватность принятых моделей и высокую степень достоверности результатов, получаемых на стенде имитационного моделирования.

1.2.43. Моделирование системы управления по ориентации орбитальной станции / Liang Wei-sheng, Xu Shi-jie // Feixing lixue=Flight Dyn. - 2004. - 22, № 4. - С. 25-28.

Национальным технологическим университетом аэрокосмической отрасли (Китай) разработан способ моделирования в реальном времени системы управления по ориентации орбитальной станции. Обеспечено моделирование с управлением двигателями установками по некоторому временному графику. Данные моделирования для конкретной системы управления ориентацией подтверждают соответствие параметров системы требованиям.

1.2.44. Моделирование движения ИС в атмосфере / Миньков А. Г. // Материалы 64 научно-технической конференции МГТУ-ММК по итогам научно-исследовательских работ за 2004-2005 гг., Магнитогорск, [2006]: Сб. докл. Т. 2. - Магнитогорск: Магнитогор. гос. техн. ун-т, 2006. - С. 137-140. - Библ. 3.

Моделируется эволюция эллиптической орбиты ИСЗ и оценивается его время жизни под влиянием торможения в атмосфере, начиная с первых дней существования ИСЗ и до того момента, когда его орбита настолько сократится из-за торможения, что останется лишь несколько оборотов до окончательного вхождения ИСЗ в нижние слои атмосферы.

1.2.45. Теоретическое и практическое моделирование инерциального измерительного блока бесплатформенной гравиинерциальной навигационной системы / Кузнецов А. С., Афонин А. А. // Материалы 15 международной конференции по вычислительной механике и современным прикладным программным системам (ВМСППС'2007), Алушта. 25-31 мая, 2007. - М.: Вуз. кн., 2007. - С. 317-318.

Для решения задач гравиметрической съемки местности на подвижном основании в целях поиска и разведки полезных ископаемых, нефтегазоносных месторождений, а также наблюдения за процессами, протекающими в недрах Земли для своевременного обнаружения подвижек грунта и образования карстовых разломов предлагается трехкомпонентный модуляционный динамический гравиметр (ТМДГ). Не менее перспективным является применение ТМДГ в качестве блока для измерения кажущегося ускорения в составе бесплатформенного гравиинерциального навигационного комплекса (БГНК), который в совокупности с аппаратом-носителем, представляет законченное решение для проведения гравиметрических измерений, например в целях геологоразведки. Кроме того, с использованием БГНК возможно уточненное решение задачи навигации, в частности, корреляционно-экстремальной навигации по геофиз. полям, разрабатываемый на кафедре 305 МАИ. Существенное расширение круга решаемых задач предопределяется конструктивными особенностями чувствительного элемента ТМДГ, строящегося на базе акселерометров маятникового типа с применением современных бесплатформенных и спутниковых навигационных технологий. Основными предпосылками к применению данного подхода стало повышение точности измерения кажущегося ускорения, связанное с использованием дифференциального и модуляционного режимов измерения, алгоритмов комплексирования, а также известных схем построения, базирующихся на бесплатформенных

технологиях, активно применяющихся в навигационном приборостроении. Характерными преимуществами данного подхода являются; снижение массо-габаритных характеристик прибора, расширение динамического диапазона, свойственного акселерометрам, увеличение частоты выдачи информации до 100 Гц, достижении малого дрейфа нуля-пункта, что в совокупности с существенно-меньшей рыночной стоимостью позволяет заинтересовать широкий круг потенциальных потребителей.

1.2.46. Моделирование работы гравиметрического канала бесплатформенного гравиинерциального навигационного комплекса / Афонин А. А., Сулаков А. С., Карачевцев М. В. // Материалы 15 международной конференции по вычислительной механике и современным прикладным программным системам (ВМСППС'2007), Алушта, 25-31 мая, 2007. - М.: Вуз. кн., 2007. - С. 66-67. - Библ. 4.

Приведены результаты работ в области построения и исследования математической и имитационной модели гравиметрического канала бесплатформенного гравиинерциального навигационного комплекса (БГНК). Основное внимание было уделено рассмотрению его модели погрешностей. Для подтверждения возможности достижения заявленных точностных характеристик комплекса (измерение модуля силы тяжести и уклонов отвесной линии с точностями порядка десятых долей мГал и единиц угл. с) в инструментальной среде Mathcad было проведено имитационное моделирование алгоритма работы гравиметрического канала БГНК.

1.2.47. Моделирование показателей дрейфа лазерного гироскопа / Zhang Qi-hong, Wang Yue-peng, Deng Zhi-hong, Fu Meng-yin // Zhongguo guanxing jishu xuebao=J. Chin Inertial Technol. - 2006. - 14, №3. - С. 42-46.

Разработан комплексный метод моделирования показателей дрейфа лазерного гироскопического устройства. Факторами возникновения дрейфа является шумовая компонента сигнала, а также нестационарные процессы во временном домене. Результат верификации предложенной модели подтверждает высокую достоверность моделирования.

1.2.48. Высотная коррекция двухкомпонентной инерциальной навигационной системы / Девятисильный А. С., Чи-

слов К. А. // *Авиакосм. приборостр.* – 2007. - № 11. - С. 19-22. - Библ. 4.

Дана интерпретация высотной информации, обуславливающая возможность построения асимптотически устойчивых алгоритмов коррекции динамической группы погрешностей двухкомпонентной инерциальной навигационной системы (ИНС). Приведены результаты численного моделирования. Автономные ИНС (3D-ИНС) неустойчивы по динамическим параметрам. Исследована возможность использования информации о высоте траектории движения объекта для придания 3D-ИНС свойства асимптотической устойчивости по переменным. Работа посвящена развитию представлений о роли радиальной информации при переходе к схеме 2D-МНС, а именно, ставится, исследуется и анализируется вопрос о возможности унаследования 2D-ИНС в рассматриваемой информационной ситуации также и свойства асимптотической устойчивости.

1.2.49. Моделирование астроинерциальной системы в условиях стохастической неопределенности / Девятисильный А. С., Прудкогляд Н. А. // *Авиакосм. приборостр.* - 2007. - № 11. - С. 39-44. - Библ. 4.

Представлены модели и результаты численного исследования астроинерциальных систем определения пространственной ориентации космического аппарата (КА) при ограниченной информации об инструментальных погрешностях гироскопических измерителей. Приведены основные модельные представления и результаты численного исследования задачи оценки параметров пространственной ориентации КА, знание которых требуется при управлении КА по всем его шести степеням свободы. В качестве таких параметров выбраны элементы матрицы ориентации приборного координатного трехгранника, жестко связанного с КА, и вектор абсолютной угловой скорости его вращения. Очевидно, что оценка указанной матрицы эквивалентна оценке выbranной системы эйлеровых углов вращения КА.

1.2.50. Изучение поведения конструкционных элементов орбитальных аппаратов. In-flight vibration monitoring of aeronautical structures: Subspace-based online automated identification versus detection / Basseville Michele, Benveniste Albert,

Goursat Maurice, Mevel Laurent // *IEEE Contr. Syst. Mag.* - 2007. - 27, № 5. - С. 27-42. - Библ. 57.

С применением методов моделирования изучено поведение конструкционных элементов орбитальных (космических) аппаратов. Выполнено моделирование для двух различных сценариев с числом режимов колебаний 1-5. Значения частоты вибраций, соответственно, 3,12; 3,92; 6,12; 9,68; 12,28 Гц. Показатель демпфирования — 3,28; 2,62; 3,37; 3,22; 2,69%.

1.2.51. Моделирование движения упругого спутника / Сомов С. Е. // *Актуал. пробл. авиац. и аэрокосм. систем.* - 2007. - 12, № 3. - С. 75-93. - Библ. 11.

Колебания конструкции крупногабаритных космических аппаратов (КА) могут оказывать существенное влияние на их пространственное движение, особенно в режиме начального успокоения — после отделения от ракеты-носителя. Современные компьютерные средства позволяют выполнить динамический анализ и видеоотображение (мультипликацию) деформаций элементов конструкции КА в процессе его движения, что очень полезно при проектировании и полетном сопровождении КА. Рассматриваются задачи мат. моделирования, имитационного моделирования и мультипликации (визуализации) пространственного движения КА. Представляются полученные результаты применительно к спутнику связи Sesat с крупногабаритными панелями солнечных батарей в режиме начального успокоения.

1.2.52. Об управлении ударным взаимодействием космических аппаратов при стыковке / Болотник Н. Н., Шматков А. М. // *Изв. РАН. Теория и системы упр.* -2007. - № 4. - С. 129-136. - Библ. 2.

Рассмотрен удар при стыковке космических аппаратов, значительно различающихся по массе, посредством системы "штырь-конус". Определены параметры относительного движения стыкуемых аппаратов, существенно влияющие на силу удара. Показано, что при неуправляемом ударе реализация этих параметров в значительной степени зависит от случайных обстоятельств, сопутствующих процессу стыковки. Получены количественные соотношения, выражающие зависимость силы удара от упомянутых параметров. Данные соотношения выявляют воз-

возможность управления силой удара при введении в систему соответствующих обратных связей

1.2.53. Разработка методического обеспечения испытаний систем компьютерной генерации изображений тренажеров пилотируемых космических аппаратов / Масалкин А. И., Брагин В. И., Митина А. И. К. Э. // Циолковский и современность. Материалы 42 научных чтений памяти К. Э. Циолковского, Калуга, 2007. - Калуга: Эйдос, 2007. - С. 239-240.

Проведены испытания, посвященные разработке методического обеспечения испытаний программно-аппаратных средств системы компьютерной генерации изображений (СКГИ), включающие: исследование объекта испытаний - определение состава программных и аппаратных средств СКГИ тренажеров ПКА; определение перечня характеристик СКГИ, подлежащих определению и оценке при испытаниях программно-аппаратных средств; разработку методов определения технических характеристик и функциональных возможностей СКГИ при испытаниях; разработку методики испытаний программных и аппаратных средств СКГИ космических тренажеров. Исследование данных вопросов показало, что в качестве основных методов при проведении испытаний программных и аппаратных средств СКГИ целесообразно использовать метод экспертных оценок и аналитический метод. При испытаниях должны также применяться технические и программные средства, к основным из которых следует отнести: специальные диагностические программы, космонавигационные карты, цифровой осциллограф и мультиметр.

1.2.54. Разработка трехмерных динамических моделей КА научного, социального и экономического назначения, переданных и передаваемых на управление в ЦУП, и сцен компьютерной анимации с использованием этих моделей для представления на коллективных средствах ЦУП / Целина С.А. // Перспективные разработки и идеи XXI века в области космонавтики: науч.-техн. конфер. молодых ученых и специалистов предприятий космической промышленности: Сборник материалов, Королев, Моск. обл., 10-12 дек., 2007. - Королев (Моск. обл.): ИПК Машприбор, 2008. - С. 27-30.

Целью работы является проектирование и создание трехмерных моделей КА НСЭН, планируемых к запуску и передаваемых

на управление в ЦУП, для информационного представления на коллективных средствах ЦУП, а также изучение и анализ новых версий существующих программных продуктов для создания данных моделей. Благодаря постоянно развивающимся технологиям в области трехмерной графики, появляется необходимость разработки и создания трехмерных динамических моделей КА различного назначения. Применение трехмерных моделей КА НСЭН будет давать возможность получить более наглядное представление о внешнем облике, конструктивных особенностях, состоянии, функциональности КА и их движения по орбите.

1.2.55. Математическое обеспечение тренажеров с использованием систем искусственного интеллекта / Мандрусенко Г. И., Жуковский Ю. Г. // Международные научно-технические конференции "Искусственные интеллектуальные системы" (IEEE AIS'02) и "Интеллектуальные САПР" (CAD-2002), пос. Дивноморское, 3-10 септ., 2002: Труды конференций. - М.: Физматлит, 2002. - С. 582-588.

Рассмотрены 3 основных этапа разработки специального мат. обеспечения тренажеров пилотируемых космических аппаратов и построение информационной, мат. и программной моделей с использованием ЭС и систем принятия решений для реального объекта. Описаны особенности циркуляции информации в контурах оператора и инструктора в процессе проведения тренировок.

1.2.56. Концептуальная и теоретико-множественная модель управления структурной динамикой космических средств / Соколов Б. В., Юсупов Р. М. // Мехатрон., автоматиз., упр. - 2003. - №5. - С. 17-25. - Библ. 43.

Предложен многомодельный (полимодельный) подход к описанию процессов управления космическими средствами в условиях, когда их параметры и структуры изменяются под действием объективных (субъективных), внешних (внутренних) причин. На основе разработанной ранее концепции активного подвижного объекта проводится содержательная постановка рассматриваемого класса задач управления и ее теоретико-множественное описание.

1.2.57. Динамическое исследование платформенного манипулятора / Джзмаян А. Ю. // Инф. технол. и упр. - 2003. - № 1, Ч. 1. - С. 43-47. - Библ. 1.

Предложен метод формирования уравнений движения платформенных манипуляторов, основанный на принципе освобожденности кинетических связей. На его основе рассмотрено решение прямой задачи динамики этих манипуляторов и предложен алгоритм численного метода ее решения.

1.2.58. Математическое моделирование оптоэлектронного устройства для управления движением транспортного робота методом списочных моделей / Дегтярев С.В., Жуковский Д. В., Рубанов А. Ф. // Телекоммуникации. - 2004. - № 8. - С. 32-34.

Описан процесс проектирования оптоэлектронных устройств для управления движением транспортных роботов методом списочных моделей. Рассмотрены возможные варианты построения графовых моделей отдельных элементов и варианты моделирования устройства с их помощью.

1.2.59. Моделирование кинематики и анализ сходимости системы передвижения робота по лунной поверхности / Wang Wei, Qiang Wen-yi, Liang Bin (National Space Robotic Center, Beijing 100080, China) // Kongzhi yu juece=Contr. and Decis. - 2002. - 17, № 6. - С. 904-907.

Описывается метод моделирования кинематики системы передвижения по лунной поверхности робота в полярных координатах на основе декартовых координат. Обсуждаются параметры линейной и угловой скорости робота, чтобы обеспечить асимптотическую сходимость движения робота на заданном участке поверхности. Приводится доказательство справедливости метода.

1.2.60. Непрерывная разработка и интеграция технологий проектирования схем в системе космического имитационного моделирования AEDC. Continued development and integration of scene projection technologies in the AEDC space simulation chambers: Докл. [Conference on "Targets and Backgrounds IX: Characterization and Representation", Orlando, Fla, 21-22 Apr., 2003] / Lowry H. S., Goethert W. H., Bertrand W.

Г., Crider D. H. // Proc. SPIE. - 2003. - 5075. - С. 300-311. - Библ. 4.

Описаны: структура системы AEDC; цели имитационного моделирования; реализованные алгоритмы; средства анализа накопленного опыта и модификации системы; методы интеграции.

1.2.61. Математические и методические основы использования конструктивной теоремы об остатках при обработке результатов измерений / Кукушкин С. С., Попель А. А. // Двойн. технол. - 2006. - № 2. - С. 23-27. - Библ. 5.

Статья посвящена разработке новых методов вычислительной математики, ориентированных на ПК и микропроцессорную ВТ. Показаны преимущества разработанной нетрадиционной теории конечных полей, базирующейся на конструктивной теореме об остатках, связанные с расширением области ее применимости, упрощением вычислений больших массивов эксперим. данных, полученных при испытаниях ракетно-космической техники.

1.2.62. Заблаговременное эффективное тестирование систем управления космическими станциями. Efficient testing of mission control systems in good time / Gotzelmann M., Laroque C. // Proceedings of DAS IA 2006: Data Systems In Aerospace Conference, Berlin, 22-25 May, 2006. - Noordwijk: ESTEC, 2006. - С. 466-474. - (ESA SP. ISSN 1609-042X. № 630)). - Библ. 13.

Разработана система VSTG для имитационного моделирования работы космических станций и космических аппаратов с целью разработки оптим. режимов их тестирования в ходе эксплуатации. Имитационное моделирование дает возможность находить наилучшие сочетания стоимости тестирования и снижения риска. Реализованы также средства телекоммуникации в стандарте CCSDS. Определены требования к проведению тестирования. Описаны режимы тестирования. Представлен план дальнейших работ, включающих совершенствование интерфейсов.

1.2.63. Анализ неопределенности камеры AEDC 7V. Uncertainty analysis of the AEDC 7V Chamber: Докл. [16 SPIE Conference on Infrared Imaging Systems: Design, Analysis, Modeling, and Testing, Orlando, Fla, 30 March-1 Apr., 2005] /

Crider Dustin, Lowry Heard, Nicholson Randy, Mead Kimberly // Proc. SPIE. - 2005. - 5784. - С. 289-300. - Библ. 6.

Описаны результаты проводимых в течение 30 лет экспериментов в центре инженерных разработок Арнольда, цель которых — исследование средств анализа датчиков, их калибровки и тестирования в космонавтике. Подробно рассмотрена разработанная в центре камера 7V. Проведено исследование неопределенности результатов экспериментов. Определены основные причины и типы погрешностей и неопределенности. На основании полученных результатов разработана общая методика организации имитационного моделирования работы датчиков в реальных условиях.

1.2.64. Проектирование платформ с повторным использованием для тестирования автоматических транспортных космических кораблей: инкрементальное проектирование и образы проектов на основе моделей. Reusable cross platform design for the ATV test facilities: Incremental development and model based design patterns / Leorato Cristiano, Picard Christophe // Proceedings of DASIA 2006: Data Systems In Aerospace Conference, Berlin, 22-25 May, 2006. - Noordwijk: ESTEC, 2006. - С. 498-503. - (ESA SP. ISSN 1609-042X. № 630) - Библ. 9.

Описана программа ATV создания полностью автоматических космических кораблей для доставки грузов на междунац. космическую станцию. Рассмотрена задача тестирования таких кораблей. Предложена концепция создания платформ для имитационного моделирования их функционирования. Концепция предусматривает многократное использование найденных техн. решений. Описана методика теор. моделирования для выбора образцов проектов. Эти образцы используются в рамках инкрементального проектирования платформ. Приведены примеры практического применения предлагаемого подхода.

1.2.65. Система имитационного моделирования работы созвездия Галилео. Galileo constellation operations simulator / Pidgeon Alastair, Straw Steven., Baud Tim, Bodemann Christian, Irvine Michael, Egglestone James. // Proceedings of DASIA 2006: Data Systems In Aerospace Conference, Berlin, 22-25 May, 2006. - Noordwijk: ESTEC, 2006. - С. 512-517. - (ESA SP. ISSN 1609-042X. № 630). - Библ. 5.

Созвездие Галилео включает 30 спутников. По истечении срока эксплуатации отдельных спутников в течение 20-летней работы системы их требуется заменять новыми. Это требует решения сложных задач моделирования систем как целого, которую нельзя решить аналитически. Разработана методика имитационного моделирования системы. Предложенная система дает возможность масштабируемого имитационного моделирования до 6 спутников одновременно с очень высокой степенью точности и до 45 спутников — с меньшей точностью, однако достаточной для анализа устойчивости системы. Подробно описаны структура системы имитационного моделирования и реализованных методов.

1.2.66. [Моделирование системы ИСЗ]. Artificial satellites: Докл. [5 International Balkan Workshop on Applied Physics, Constanta, 5-7 July, 2004] / Seletchi Emilia Dana // Rom. J. Phys. - 2006. - 51, № 1-2. - С. 121-130. - Библ. 7.

Предложена общая методика моделирования систем спутников, основанная на объединении логических и мат. моделей с данными реальных наблюдений. Рассмотрены вопросы выбора теор. моделей, сбора информации, обработки и анализа изображений, организации связей со спутниками, организации систем глобального позиционирования, организации исследований в области геофизики с использованием информации со спутников. Описан пример моделирования в задаче перехода спутника с одной стационарной орбиты на другую. Разработана упрощенная модель с достаточным уровнем точности.

1.2.67. О движении мобильного робота с роликонесущими колесами / Мартыненко Ю. Г., Формальский А. М. // Изв. РАН. Теория и системы упр. - 2007, № 6. - С. 142-149. - Библ. 12.

Составлены уравнения движения робота по горизонтальной поверхности на трех роликонесущих колесах типа "omnidirectional" без учета их возможного проскальзывания. Построено точное решение уравнений, когда на двигатели пост. тока, приводящие в движение колеса, подано постоянное напряжение. Рассмотрена задача минимизации моментов электродвигателей и указаны стационарные режимы движения, при которых моменты

электродвигателей и затраты энергоресурсов минимальны. Описана схема счисления проходимого роботом пути.

1.2.68. Применение вычислительной геометрии в задачах моделирования вращательного движения космических аппаратов: Автореф. дис. на соиск. уч. степ. канд. физ.-мат. наук / Сазонов В. В. / МГУ. – М., 2007. - 19 с. - Библ. 4.

Разработан новый алгоритм поиска освещенных областей (удаления невидимых участков) многогранных поверхностей с учетом взаимного затенения последних. Алгоритм ориентирован на вычисление поверхностных интегралов специального вида, возникающих при расчете сил и моментов светового давления (аэродинамического сопротивления), действующих на КА. Алгоритм предполагает использование геометрической модели внешней оболочки КА в виде кусочно-линейной триангулированной поверхности и основан на анализе взаимного расположения контурных циклов, ограничивающих связанные области из потенциально освещенных граней. Для данной постановки задачи изучены особенности и вырожденные случаи, которые возникают при проектировании контуров, предложены методы их обнаружения и обработки. Анализ особых случаев позволил создать устойчивый алгоритм, имеющий невысокую вычислительную сложность.

1.2.69. Перспективы использования новых технологий и научно-технических решений в ракетно-космической и авиационной промышленности: Матер. междунар. конф., 20-24 августа 2008, Москва / Под ред. Е.И. Артамонова. - М.: ИПУ РАН, 2008. - 105 с. (Б-ка ИПУ. 629.7/Конф. П 27).

Основными задачами конференции являются обсуждение состояния научной базы разработок для ракетно-космической и авиационной промышленности, обмен опытом использования новых информационных технологий, а также разработка стратегических направлений развития новой техники, базирующихся на комплексном научном подходе. В соответствии с этими задачами доклады на конференции разбиты на три секции. Секция 1 «Теория и системы управления космическими аппаратами» рассматривает теоретические основы, влияющие на создание систем управления космическими аппаратами. Демонстрируются системы связи пространственного определения и орбитального

управления космическими аппаратами, на которых базируются принципы их взаимодействия в общей многофункциональной орбитальной сети. Секция 2 «Новые информационные технологии, средства виртуальной реальности в автоматизированном проектировании РКТ» имеют особый статус при проектировании новой техники, поскольку за последний период именно здесь российские ученые выходят на конкурирующий уровень с зарубежными коллегами. Компьютерная графика активно использует когнитивные приложения в автоматизированном проектировании сложных инженерных задач. Всё больше набирает темпы развитие систем аналитического проектирования. Секция 3 «Новые технологии и интеллектуальные системы в аэрокосмической технике», где будут рассмотрены современные достижения в интеллектуализации технологий аэрокосмической промышленности.

1.2.70. Чернявский А.Г. Чернявский А.А., Артамонов Е.И., Разумовский А.И., Ромакин В.А. Моделирование процесса развертывания Большого Космического Рефлектора (БКР) // Перспективы использования новых технологий и научно-технических решений в ракетно - космической и авиационной промышленности: Тр. междунар. конф., 20-24 авг. 2008, Москва. - М: ИПУ РАН, 2008. - С.36-37.

Моделируемая часть БКР представляет собой достаточно сложный механизм автоматического развертывания на орбите специального сетеполотна, отражающего направленные на него радиосигналы к приемнику, расположенному в заданных координатах на местности. Основными узлами этого механизма являются (см. рис.1): центральный узел (CEI), система радиальных лепестков (RAR), силовое кольцо (RIA), отражающая поверхность (RSM) и система жесткости (STS). Система радиальных лепестков, удерживающая отражающую поверхность, с одной стороны закрепляется на центральном узле, с другой (внешние концы лепестков) закрепляются за силовое кольцо, выполненное в виде пантографа. В сложенном состоянии лепестки закручены вокруг центрального узла, внутренний диаметр силового кольца принимает минимальный размер (диагонали пантографа вытянуты вдоль центрального узла). Отражающая поверхность удерживается в сложенном состоянии специальными консолями, закре-

пленными на силовом кольце. При этом весь механизм развертывания принимает цилиндрическую форму. Процесс развертывания включает следующие основные этапы: самопроизвольное развертывание за счет упругих сил деформированных лепестков; срабатывание электрических двигателей, поворачивающих диагонали пантографа и, тем самым, увеличивающих диаметр силового кольца; срабатывание системы жесткости и отключение двигателей. Для моделирования процесса развертывания разработаны функциональные модели отдельных узлов БКР и всего рефлектора. Далее покажем особенности разработки функциональной модели отдельных узлов на примере системы радиальных лепестков (RAR). Радиальные лепестки в количестве 24 штук предназначены для установки элементов крепления отражающей поверхности и поддержания заданной конфигурации этой поверхности. Каждый лепесток состоит из основной ленты прямоугольной формы, 8-ми стержневых стоек с узлами крепления отражающей поверхности и дополнительной ленты, соединяющей стойки между собой в непосредственной близости от узлов крепления. С одной стороны ленты лепестков крепятся за центральный узел, а с другой — за стойки силового кольца (рис. 2). В свернутом состоянии БКР ленты лепестков намотаны на центральный узел. В процессе разворачивания рефлектора они постепенно распрямляются и в развернутом состоянии становятся полностью прямыми. В развернутом состоянии рефлектора основная лента лепестка аппроксимируется прямоугольником, а в свернутом и промежуточных состояниях рефлектора — Архимедовой спиралью (рис. 3).

1.2.71. Использование технологии вейвлет-мониторирования как средства многоцелевого назначения для управления динамикой нестационарных процессов / Федосенков Б.А., Федосенков Д.Б., Дорри М.Х. // Перспективы использования новых технологий и научно-технических решений в ракетно-космической и авиационной промышленности: Тр. междунар. конф., 20-24 авг. 2008 г., Москва. - М.:ИПУ РАН, 2008. - С.21-22.

1.2.72. Концептуальная и теоретико-множественная модель управления структурной динамикой космических

средств / Соколов Б. В., Юсупов Р. М. // Мехатрон., автоматиз., упр. – 2003. - №5. - С. 17-25. - Библ. 43.

Предложен многомодельный (полимодельный) подход к описанию процессов управления космическими средствами в условиях, когда их параметры и структуры изменяются под действием объективных (субъективных), внешних (внутренних) причин. На основе разработанной ранее концепции активного подвижного объекта проводится содержательная постановка рассматриваемого класса задач управления и ее теоретико-множественное описание.

1.2.73. Артамонов Е.И., Ромакин В.А. Моделирование и эргономический анализ пультов управления // Перспективы использования новых технологий и научно-технических решений в ракетно - космической и авиационной промышленности: Тр. междунар. конф., 20-24 авг, 2008, Москва. - М: ИПУ РАН, 2008. - С.38-39.1.2 – (Б-ка ИПУ. 629/Конф. П 27). Н

1.3. Методы, используемые при разработке и реализации систем

1.3.1. Методы стабилизации, управления и ориентации космических объектов

1.3.1.1. Способ формирования управляющих воздействий на космический аппарат с силовыми гироскопами и поворотными солнечными батареями: Пат. 2207969 Россия, МПК⁷ В 64 G 1/28, 1/44 / Богачев А. В., Земсков Е. Ф., Ковтун В. С., Орловский И. В., Платонов В. Н., Соколов А. В., Улыбышев Ю. П.; Открытое акционерное общество "Ракетно-космическая корпорация "Энергия" им. С. П. Королева". (Россия) - № 2001112734/28; Заявл. 08.05.2001; Оpubл. 10.07.2003.

Изобретение относится к области управления угловым и орбитальным движением космических аппаратов (КА). Предлагаемый способ использует повороты солнечных батарей КА на различные углы в солнечном потоке для формирования управляю-

щих воздействий. Последние определяют по измеренному направлению на Солнце и заданному приращению характеристической скорости КА. Измеряют также кинетический момент в системе силовых гироскопов и определяют суммарный кинетический момент КА. Углы поворота солнечных батарей определяют с учетом предельно допустимой разницы между током, генерируемым батареями, и потребляемым на борту КА. Кроме того, прогнозируют насыщение силовых гироскопов от моментов сил солнечного давления и при необходимости заблаговременно разворачивают по крайней мере некоторые солнечные батареи на углы, создающие моменты разгрузки гироскопов. Изобретение позволяет без специального солнечного паруса изменять направление действия силы относительно направления на Солнце, непрерывно формируя управляющие воздействия и обеспечивая большее изменение характеристической скорости КА.

1.3.1.2. Нейросетевое обеспечение бортовых комплексов управления космических аппаратов наблюдения / Ефимов В.В. // Мехатрон., автоматиз., упр. - 2003, № 5. - С. 26-32. - Библ. 26.

Рассматривается проблема комплексного повышения автономности управления полетом космического аппарата наблюдения в условиях возникновения нештатных ситуаций. В качестве базовой концепции решения данной проблемы предлагается концепция нейроинтеллектуализации бортового комплекса управления. Вводится понятие нейросетевого обеспечения бортовых комплексов управления, разрабатываются теор. основы его построения и приводятся результаты исследования автономности управления и эффективности применения космического аппарата наблюдения в условиях нештатных ситуаций.

1.3.1.3. Способ вывода искусственных спутников на геостационарную орбиту: Пат. 2196080 Россия, МПК7 В 64 G 1/10 /Донианц В. Н.; ЗАО "Зонд-Холдинг". (Россия) - № 2001117281/28; Заявл. 26.06.2001; Оpubл. 10.01.2003.

Изобретение относится к способам построения спутниковых систем, а более конкретно к разворачиванию геостационарной телекоммуникационной системы. Предлагаемый способ включает запуск двух геостационарных искусственных спутников с по-

мощью одного средства выведения. Масса первого спутника, имеющего возможность глобального и локального покрытия территории, существенно больше массы второго. Последний выполняет с возможностью локального покрытия территории и размещают при выводе на орбиту между средством выведения и первым искусственным спутником. На рабочей орбите сначала отделяют первый спутник. Второй спутник отделяют и разворачивают с задержкой во времени, достаточной для разворачивания первого спутника. Массу второго спутника выбирают практически равной разности между массой первого спутника и массой ПН выбранного средства выведения. Изобретение обеспечивает полноту использования ресурса современных космических транспортных средств (РН) и резервирование спутников на орбите.

1.3.1.4. Новые принципы в конструировании и испытании высокоточных систем обнаружения и слежения. Design and test of advanced solutions for high precision acquisition and tracking systems / Aversa N., Vaillon L., Sperandei J., Di Gesu F., Defendini A., Griseri G., Feusier Gilles // Proceedings of the 5 ESA International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems, Frascati, 22-25 Oct., 2002. - Noordwijk: ESTEC, 2003. - С. 507-515. - (ESA SP. ISSN 0379-6566. N 516). - Библ. 6.

На основании богатого опыта разработки высокоточных систем обнаружения и слежения для ИСЗ дистанционного зондирования Земли, оптической связи и решения научных задач фирма Astrium выполнила конструктивную и эксперим. оценку новых принципов, используемых в экономичных и эффективных технологиях при создании этих систем, в особенности на стадии предварительной грубой наводки. Предложенные решения предназначены для оптических терминалов со стабильностью наводки, соответствующей уходу на $0,01^\circ$ за 0,1 с. Выделено 2 наиболее перспективных технол. решения из 11 опробованных для снижения трения в движущихся узлах: применение гибридных подшипников со стальной обоймой и керамическими шариками, обеспечивающих низкий износ и не требующих смазки, а также использование регулируемого натяга в подшипниках, снижающего трение в 10 раз. Рассмотрены различные варианты компен-

сации гармоник крутящих моментов в электромоторах и борьбы с шумами электроники. Найденные решения реализованы в экспериментальной модели, на основании испытаний которой сделаны практические рекомендации.

1.3.1.5. Робастное управление выбором графика усиленной для больших гибких космических кораблей с линейной вариацией параметров. Robust gain-scheduling control for large flexible spacecraft with linear parameter variation / Sugita Hidehiko, Hamada Yoshiro, Yamaguchi Isao, Kasai Tokio, Igawa Hirota, Kida Takashi, Nagashio Tomoyuki, Nigo Kenichiro // Nihon kikai gakkai ronbunshu. C=Trans. Jap. Soc. Mech. Eng. C. - 2003. - 69, № 678. - С. 408-415. - Библ. 8.

Предложен метод построения точного регулятора высоты для системы с упругими вибрациями и вариациями параметров. Описана схема варьирования усиления для робастного управления, использующая аппроксимация сплайнами. Приведены результаты выполненного имитационного моделирования.

1.3.1.6. Базируемое на кватернионах адаптивное управление космическим кораблем с реактивными турбинными колесами / Liu Yan-zhu, Ma Xiao-min // Shanghai jiaotong daxue xuebao=J. Shanghai Jiaotong Univ. - 2003. - 37, № 12. - С. 1957-1960. - Библ. 9.

Рассмотрение влияния окружающих факторов на определение точного значения динамических параметров спутника на орбите практически неосуществимо и поэтому необходима адаптивная способность системы управления ориентацией для приспособления к изменению параметров. Предлагается метод адаптивного управления, основанный на кватернионах, для космического корабля с реактивными колесами. По сравнению с углами Эйлера главным преимуществом кватернионных выражений ориентированного движения является устранение сингулярного положения в численной процедуре. Этот метод позволяет реализовать маневр, связанный с положением в пространстве, когда все динамические параметры неизвестны. Асимптотическая стабильность системы была подтверждена путем использования прямого метода Ляпунова.

1.3.1.7. Управление по ориентации орбитального аппарата. Multi-function reaction wheel assemblies for controlling

spacecraft attitude: Пат. 6775599 США, МПК⁷ G 06 F 17/00, В 64 G 1/28 / Meffe Marc E., Jacobs Jack H.; Honeywell International Inc. (США). - № 10/192838; Заявл. 10.07.2002; Оpubл. 10.08.2004; НПК 701/13.

Запатентовано многофункциональное устройство с маховиком, обеспечивающее управление по ориентации орбитального аппарата. В составе устройства применён набор датчиков, взаимодействующий с ведущим устройством управления орбитального аппарата. Отличительной особенностью устройства является возможность использования запасённой маховиком кинетической энергии для обеспечения энергоснабжения аппаратного комплекса устройства в случае прекращения централизованного энергоснабжения. Ил. 2.

1.3.1.8. Проблема программного управления космическим аппаратом как нелинейная краевая задача в пространстве состояний / Воронов В. А., Дружинин Э. И. (Иркутск, Иркут. гос. ун-т, Ин-т динамики систем и теории управления СО РАН) // Изв. АН. Теория и системы упр. РАН. - 2004, № 3. - С. 137-144. - Библ. 8.

Представлен метод решения проблемы вычисления программного управления режимом переориентации КА на основе решения краевой задачи. Для поиска управления, решающего нелинейную двухточечную краевую задачу в общей постановке, получен алгоритм, использующий сходящуюся оригинальную процедуру последовательной линеаризации. Для переориентации КА с гиродинами в качестве исполнительных органов системы управления положением предложена программная реализация этого алгоритма в среде Delphi, работоспособность которой продемонстрирована на примерах расчета программного управления переориентацией КА с различным составом гиродинов.

1.3.1.9. Адаптивное управление на базе сглаживающей модели в скользящем режиме для синхронизации ориентации с беспорядочно вращающимся ИСЗ. Smooth reference model adaptive sliding-mode control for attitude synchronization with a tumbling satellite / Kojima Hirohisa, Mukai Takuyuki // JSME Int. J. C. - 2004. - 47, № 2. - С. 616-625. - Библ. 14.

Синхронизация ориентации является ключевой технологией при захвате ИСЗ, находящегося в беспорядочном вращении. Точная оценка отношения моментов инерции преследуемого ИСЗ необходима для синхронизации ориентации преследующего и преследуемого ИСЗ. Предложена новая методика управления при выполнении этой синхронизации под названием "адаптивное управление на базе сглаживающей модели в скользящем режиме" (SRMASMC). Компьютерное моделирование свидетельствует в пользу предложенной методики в сравнении с другими, не использующими сглаживающей модели.

1.3.1.10. Управление положением конструктивных элементов орбитальных аппаратов. Sliding mode control of a large flexible space structure / Allen Matthew, Bernelli-Zazzera Franco, Scattolini Riccardo // Contr. Eng. Pract. - 2000. - 8, № 8. - С. 861-871. - Библ. 16.

Политехническим университетом г. Милан (Италия) предложен способ управления положением масштабных конструктивных элементов орбитальных аппаратов (панели солнечных батарей, панели антенных элементов). Управление предполагает ограничение вибраций. Управление на основе "скользящего режима" позволяет достичь минимизации для каждого конкретного вида колебаний. Использован принцип модуляции управляющего воздействия (применены пьезоэл. устройства привода, размещённые в узловых точках конструктивного элемента).

1.3.1.11. Тестирование точности причаливания устройства спасения космонавта / Лемак С. С. // Авиакосм. приборостр. - 2004, № 5. - С. 38-41, 66. - Библ. 4.

Рассмотрена задача тестирования качества управления устройством спасения космонавтов - "Сейфером". Тренажер по управлению "Сейфером" предполагается строить на базе динамического стенда - центрифуги ЦФ-18, на котором возможна имитация условий сенсорного конфликта невесомости для космонавта. Для тестирования точности управления устройством предлагается использовать разработанную максиминную методику тестирования. Показано применение указанной методики на конечной фазе движения - фазе причаливания "Сейфера". Задача первого этапа тестирования решается путем редукции к геометрической игре. Полученные в результате решения наи-

худшие параметры "Сейфера" и его двигателей применяются на втором этапе тестирования как входы для программы, моделирующей движение "Сейфера".

1.3.1.12. Разработка стратегии управления по ориентации орбитального аппарата / Ge Xin-sheng, Chen Li-qun, Liu Yan-zhu // Kongzhi lilun yu yingyong=Contr. Theory and Appl. - 2004. - 21, № 5. - С. 781-784. - Библ. 11.

Машиностроительным институтом (Китай) разработана оптимальная стратегия управления по ориентации орбитального аппарата в условиях ограничения до 2-х числа используемых маховиков (при обеспечении управления по ориентации используется комплекс из 3-х маховиков). Задача управления по ориентации сведена к планированию перемещения в системе со свободным дрейфом. Разработан алгоритм планирования в процессе управления по ориентации орбитального аппарата

1.3.1.13. К проблеме оптимизации орбитальных маневров космических аппаратов с ядерными ракетными двигателями / Харитонов А. М. // Пробл. упр. и информат. - 2005. - № 5. - С. 120-134, 159. - Библ. 11.

Обсуждаются недостатки применения единой модели для двигательных систем большой тяги при анализе оптимизационных задач механики космического полета. Предложена новая математическая модель управления движением космического аппарата с ядерным ракетным двигателем, позволяющая учесть специфические особенности управления таким двигателем. С помощью принципа максимума Понтрягина проведен анализ свойств оптимального управления для общей задачи межорбитального перелета при максимизации полезной нагрузки. Эффективность полученных законов управления продемонстрирована на примере модельной задачи о выполнении единичного импульса.

1.3.1.14. Управление ориентацией искусственного спутника Земли с использованием множественных оценок, определяемых линейными неравенствами / Лычак М. М., Шевченко В. Н. // Пробл. упр. и информат. - 2005, № 5. - С. 135-144, 159. - Библ. 7.

Множественный подход применялся для управления ориентацией ИСЗ при неполной информации о его векторе состояния. При оценке вектора состояния использовались дополнительные

ограничения на значения погрешности измерений. Компьютерное моделирование показало эффективность использования множественных оценок.

1.3.1.15. Проведение коррекции движения КА на рабочем участке с построением необходимой ориентации путем выбора точки наведения / Сафонов К. С. // Вопр. радиоэлектрон. Сер. Общтехн. - 2005, № 1. - С. 23-25.

Предложена усовершенствованная методика построения ориентации КА, функционирующего на высокоэллиптической орбите в составе группировки космической информационной системы, для проведения коррекции движения на рабочем участке.

1.3.1.16. Исследование чувствительности робастно устойчивых систем при параметрических и координатных возмущениях / Крутько П. Д. // Изв. РАН. Теория и системы упр. - 2005, № 6. - С. 5-27. – Библ. 20.

Решены задачи управления движением системы слежения з ИСЗ в орбитальном полете, а также движением упругих двухмассовых колебательных систем. Приведены результаты обширного мат. моделирования процессов управления. Показано, что алгоритмы управления придают системам свойства слабой чувствительности не только к изменению параметров и внешним возмущениям, но и слабой чувствительности к изменению структуры моделей, по которым выполняется синтез алгоритмов. Установлено также, что высокие динамические характеристики достигаются и остаются стабильными и в тех случаях, когда для формирования управляющих функций используются приближенные значения неизмеряемых фазовых переменных, которые вычисляются аппроксимированным моделям динамики управляемых объектов.

1.3.1.17. Обзор обычных и комбинированных систем ориентации для малых ИСЗ. A review of conventional and synergistic systems for small satellites / Varatharajoo Renuganth, Kahle Ralph (University Putra Malaysia, Selangor, Malaysia) // Aircraft Eng. and Aerosp. Technol. - 2005. - 77, № 2. - С. 131-141. - Библ. 14.

Выведены параметрические уравнения, характеризующие основные параметры малых ИСЗ на низких околоземных орби-

тах, в т. ч. массу, объем, потребляемую эл. мощность, и позволяющие сравнивать обычные системы с комбинированными, в которых блок маховиков, помимо управления ориентацией, служит в качестве аккумулятора энергии. Сравнение этих систем при выполнении типичных для малых ИСЗ задач показывает преимущества комбинированных систем, хотя имеются задачи, для которых лучше подходят обычные системы.

1.3.1.18. Использование расчетно-логических систем для повышения эффективности дистанционного управления автоматических КА. Using calculated-logical systems (CIS) to raise the effectiveness of the remote control of automatic space vehicles (SV) / Udalov V. A., Sokolov N. L. (Central Scientific and Research Institute of machine building Moscow region, Russia) // 12 Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, St. Petersburg, 23-25 May, 2005. St. - Petersburg: Elektropribor, 2005. - С. 75-77. - Библ. 2.

Исследуется задача конструктивного применения расчетно-логических систем (РЛС) во время процесса решения дистанционного управления КА. РЛС базируется на периодическом накоплении знаний о полете КА и элементах интеллектуального поиска. Представлены принципы составления базы РЛС. Использование РЛС позволяет осуществлять мониторинг бортовых систем, прогнозировать работоспособность бортовых систем для следующего периода времени и детально разработать будущие программы управления. Описаны примеры применения РЛС во время процесса оперативного управления КА.

1.3.1.19. Предварительный расчет системы управления ориентацией спутников. Anticipatory computing in the attitude control of satellites / Buda Peter B. // Proceedings of the 8 Mini Conference on Vehicle System Dynamics, Identification and Anomalies, Budapest, 11-13 Nov., 2002: VSDIA' 2002. - Budapest: Budapest Univ. Technol. and Econ., [2003]. - С. 567-574. - Библ. 3.

Обращенный маятник специального типа предлагается в качестве модели плоской динамики изменения ориентации гантелеобразного спутника на эллиптической орбите. Ставится задача подавления хаотических колебаний при помощи системы управления. Регулируемым параметром маятниковой модели яв-

ляется длина маятника. Предложены пропорциональная и интегральная линейные стратегии управления. Сравнение результатов показало, что пропорциональное управление дает более предпочтительное поведение спутника.

1.3.1.20. Решение задачи оптимизации многовиткового межорбитального перелёта КА с двигателем конечной тяги / Николенко А. В. // 5 Научные чтения памяти М. К. Тихонравова по военной космонавтике, "Космос и обеспечение безопасности России", Юбилейный, Московская обл., 20-21 окт., 2004. Т. 3. Секц. 7-9. - М.: СИП РИА; Юбилейный (Моск. обл.): Хоружевский, 2006. - С. 60-65.

Предлагается методика оптимизации межорбитального перелёта с ограниченным числом включений двигательные установки (ДУ), что позволяет с одной стороны исключить из рассмотрения циклические скользящие режимы, с другой получить траектории перелёта содержащие более двух включений двигательной установки (многовитковые траектории). Суть методики состоит в отыскании оптим. в смысле минимума энергозатрат траектории перелёта среди множества траекторий с числом включений ДУ не больше заданного.

1.3.1.21. Способ совместного управления энергетическими и точностными характеристиками носителей, допускающих полную выработку топлива из баков / Ионин А. Г., Лежнин А. Ю. // 5 Научные чтения памяти М. К. Тихонравова по военной космонавтике, "Космос и обеспечение безопасности России", Юбилейный, Московская обл., 20-21 окт., 2004. Т. 3. Секц. 7-9. - М.: СИП РИА; Юбилейный (Моск. обл.): Хоружевский, 2006. - С. 78-79.

В процессе реального движения носители полезной нагрузки (ПН) — многоступенчатые ракеты-носители и разгонные блоки, подвергаются различным случайным, т. е. неизвестным до пуска воздействиям, для "компенсации" которых с заданной вероятностью в каждом баке носителя выделяются "гарантийные запасы топлива" (ГЗТ). Показано, что для носителей появляется возможность рассмотрения новой технологии управления движением, которая целенаправленно допускает выключение его ДУ в результате полной выработки компонента (компонентов) топлива в баках. Это позволяет уровни вероятностей для расчета соот-

ветствующих ГЗТ назначать из иных соображений, например, исходя из требования повышения энергетических возможностей носителя. Показано, что поскольку при рассмотрении ошибок выведения учитываются все случаи "штатного" отделения ПН, то при использовании новой технологии следует учесть и те случаи "штатного" отделения, которые произошли после полной выработки одного (или всех) компонентов топлива.

1.3.1.22. Логические и численные методы управления положением космического аппарата и реконфигурации: Докл. [5 Всероссийская конференция с международным участием "Новые информационные технологии в исследовании сложных структур" - ICAM'04 и 3 Сибирская школа-семинар с международным участием "Компьютерная безопасность и криптография" - SIBECRYPT'04, Иркутск, 7-10 сент., 2004] / Васильев С. Н., Дружинин Э. И., Косов А. А., Жерлов А. К. // Вестн. Томск. гос. ун-та. – 2004. - № 9, Ч. , Прил. - С. 27-33, 191. - Библ. 9.

Предлагается новый метод управления на основе логики, который позволяет осуществлять реконфигурацию системы управления космическим аппаратом в случае отказов измерительных и/или исполнительных устройств. Обсуждается новый метод построения программных управлений, обеспечивающих решение нелинейной краевой задачи переориентации.

1.3.1.23. Макросеть на основе расширенных и интерпретированных сетей Петри для представления правил принятия решений при автономном управлении космическими аппаратами / Хартов В. В. // Вестн. Сиб. гос. аэрокосм. ун-та. – 2005. - № 7. - С. 39-43. - Библ. 8.

Предлагается способ представления принятия решений бортовыми средствами автономного управления космическими аппаратами связи, ретрансляции и навигации. Модель автономного управления представлена в виде макросети, формируемой из специализированных схем переходов и интерпретаций позиций сетей Петри (Petri nets). Макросеть позволяет решать причинно-следственные связи процессов автономного управления в пространстве условий состояний бортовых систем и целей управления.

1.3.1.24. Некоторые проблемы управления при роботизированной сборке больших космических конструкций на орбите / Земляков С. Д., Рутковский В. Ю., Суханов В. М. // Автомат. и телемех. – 2006. - № 8. - С. 36-50. - Библ. 52.

Представлен аналитический обзор зарубежной и отечественной научной литературы за более чем 20-летний период исследований в области динамики и теории управления движением больших космических конструкций и свободно-летающих космических роботов, предназначенных для оказания помощи космонавтам или для их замены при выполнении различных сервисных работ в открытом космосе. Показано, что хотя многие результаты в области создания систем управления каждым из указанных типов объектов в отдельности являются весьма значительными, все же наиболее сложная проблема, связанная с использованием летающих роботов для орбитальной сборки больших космических конструкций остается нерешенной. Сформулирована концепция комплексного подхода к решению проблемы роботизированной сборки космических конструкций на орбите, заключающаяся в осуществлении синтеза алгоритмов всех подсистем участвующих в сборочном процессе объектов с учетом выполнения требований, обеспечивающих безопасность взаимодействия участников сборочного процесса, высокую результирующую точность и надежность их функционирования, а также миним. энергопотребления расходуемых запасов топлива.

1.3.1.25. Управление полетом орбитального аппарата в условиях наличия возмущений / Wei Wei, Kang Wei // Feixing lixue=Flight Dyn. - 2004. - 22, № 1. - С. 83-87.

Северовосточным политехи, университетом (Китай) разработан способ управления полётом орбитального аппарата в условиях наличия возмущений. Длительность периода управления 1 с (на протяжении 99-с периода). Относит, погрешность управления 2 м. Величина понижения скорости на протяжении 24-ч периода 0,5 м/с, на протяжении годового периода 200 м/с.

1.3.1.26. 17 научно-техническая конференция молодых ученых и специалистов, Королев, 5—9 декаб., 2005. / Белаш А. А., Резинкин Д. Г. // Гироскопия и навигация. – 2006. - № 1. - С. 111-113.

38 предприятий и организаций ракетно-космической отрасли, студенты и аспиранты вузов, возраст которых не превышал 35 лет, из 14 городов России прислали на конференцию 206 молодых ученых и инженеров. Среди них были представители из РКК "Энергия", Центрального научно-исследовательского института машиностроения (ЦНИИмаш), Корпорации "Тактическое ракетное вооружение", Исследовательского центра им. М. В. Келдыша, НПО им. С. А. Лавочкина, Московского физико-технического ин-та, Государственного научно-производственного ракетно-космического центра "ЦСКБ - Прогресс", Самарского государственного аэрокосмического университета им. С. П. Королева, ГНЦ РФ ЦНИИ "Электроприбор", ГНЦ РФ ЦНИИ робототехники и технической кибернетики, НПО ПМ им. академика М. Ф. Решетнёва, Балтийского государственного технического ун-та.

1.3.1.27. Интервально-модальное управление в задаче стабилизации вращательного движения летательного аппарата / Умолотный Д. Л. // 19 Международная научная конференция "Математические методы в технике и технологиях" (ММТТ-19), Воронеж, 30 мая-2 июня, 2006: Сборник трудов. Т. 6. Секц. 6, 12 - Воронеж: ВГТА, 2006. - С. 88-92.

Проведение большинства научных исследований в космосе предполагает вполне определенную ориентацию углового положения космического летательного аппарата (КЛА) в пространстве. В общем случае угловое положение КЛА может быть задано взаимным расположением двух систем координат, направление осей одной из которых устанавливает требуемую, а другой, жестко связанную с аппаратом, действительную ориентацию аппарата. Первую из этих систем координат принято называть базовой системой отсчета, вторую - связанной системой координат. Угловое положение КЛА, при котором одноименные оси связанной и базовой систем совпадают, соответствует случаю идеальной ориентации. Поскольку в общем случае эти оси не совпадают, задачу ориентации КЛА можно определить как задачу совмещения осей связанной системы координат с осями базовой. Понятно, что для решения данной задачи движение аппарата вокруг собственного центра масс должно быть управляемым. Такое управление позволяет придать КЛА любое требуемое положение

в пространстве и поддерживать это положение при действии на аппарат различных возмущающих моментов. Режим поддержания равновесного положения КЛА называют обычно режимом стабилизации.

1.3.1.28. Локализация транспортного летающего робота, использующая алгоритм особого фильтра. Localization of intravehicular flying robot using particle filter algorithm / Fujimaki Ryohei, Yairi Takehisa, Machida Kazuo (The University of Tokyo, Tokyo, Japan) // Trans. Jap. Soc. Aeronaut. and Space Sci. - 2006. - № 49, № 162. - С. 199-204. - Библ. 10.

Обсуждается метод локализации летающего робота, находящегося внутри транспортного средства, например такого, как Международная космическая станция. В методе используется алгоритм особого фильтра для активного очувствления пространства с целью самолокализации. Отмечается, что робот оснащен только ультразвуковым локатором для определения положения в трехмерном пространстве. Предлагается метод, который может решить глобальную локализацию в пространстве, включая некоторые неизвестные объекты.

1.3.1.29. Автономный интеллектуальный роботизированный космический аппарат (система посадки). Autonomous smart robotic spacecraft/lander for landing on celestial bodies / Li Shuang (Harbin Institute of Technology Harbin, China) // Proceedings of i-SAIRAS 2005: The 8 International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space, Munich.'5-8 Sept.,'2005. - Noordwijk: ESTEC, 2005. - С. 838-842. - (ESA SP. ISSN 1609-042X. № 603). - Библ. 10.

Вследствие задержек в линиях связи между целевыми небесными телами и базовыми станциями на Земле и относительно менее продолжительной посадки традиционный режим управления навигацией (GNC) на основе Глубокой космической сети (DSN) не представляется пригодным для посадки на другие планеты. Поэтому космический аппарат, оснащенный роботами, обладает автономной и автономной системой обнаружения и обхода препятствий. Описывается элементарный проект системы GNC интеллектуального роботизирования космического аппарата следующего поколения для посадки на небесные тела. Разработана автономная схема GNC на основе изображений целевых

небесных тел. Описан алгоритм автономного обнаружения и обхода препятствий. Предложенная схема аттестована методами компьютерного моделирования.

1.3.1.30. Развитие в КГТУ-КАИ теории и методов управления и проектирования при неопределенности для авиационно-космических систем / Дегтярев Г. Л., Афанасьев В. А., Мещанов А. С., Сиразетдинов Т. К. // Авиакосм. приборостр. – 2006. - № 11. - С. 58-63. - Библ. 42.

Дан обзор основных публикаций авторского коллектива за 1969-2006 годы по общим для него темам проведенных исследований в области управления и проектирования для авиационно-космических систем (аэрокосмических летательных аппаратов, их приборных и двигательных установок и электромех. систем), включая системы объектов. Результаты получены с учетом неопределенностей (возмущений, ошибок измерений и запаздываний в обработке и передаче информации).

1.3.1.31. Методика оптимизации траекторий, включающих гравиманевры космического аппарата с солнечным парусом / Казмерчук П. В., Малышев В. В., Усачов В. Е. // Изв. РАН. Теория и системы упр. – 2007. - № 1. - С. 156-167. - Библ. 11.

Рассматривается методика моделирования и оптимизации траекторий перелета, включающих в себя множественные гравиманевры космических аппаратов, оснащенных солнечным парусом. Предлагаемая методика позволяет сформулировать общий подход к решению задач оптимизации межпланетных миссий с использованием солнечного паруса. С помощью предложенной методики решаются задачи оптимизации траекторий перелета к Меркурию и в окрестность Солнца на базе дешевого конверсионного ракеты-носителя "Днепр".

1.3.1.32. Стохастическая сетевая модель для оптимизации формирования технологических циклов управления космическими аппаратами / Ковалев И. В., Ступина А. А. // Авиакосм. приборостр. – 2006. - № 5. - С. 2-5, 62. - Библ. 7.

Предлагается для решения задач оптимизации формирования технологических циклов управления (ТЦУ) использовать аппарат стохастического сетевого анализа, включая GERT-анализ. Рассмотрены алгоритмы решения оптимизационных задач и

особенности их реализации в рамках единой инструментальной среды.

1.3.1.33. Координатно-временной способ управления космическими аппаратами в условиях однопунктной технологии / Загорулько А. Н., Моргун А. А., Богомял В. И., Мироненко В. Н., Ожинский В. В. // Пробл. упр. и информат. – 2007. - № 1. - С. 104-108, 136. - Библ. 11.

Рассмотрены особенности применения программно-временного и программно-координатного способов управления космическими аппаратами и на их основе предложен координатно-временной способ управления. Показано, что в условиях однопунктной технологии координатно-временной способ управления разрешает повышать качество функционирования системы управления космическими аппаратами, а также ее точностные характеристики.

1.3.1.34. Оптимизация расчетов блоков космических аппаратов в САЕ-программах с помощью генетических алгоритмов / Толстель О., В. Усанов А. Ю., Черных С. В. // 19 Международная научная конференция "Математические методы в технике и технологиях" (ММТТ-19). Воронеж, 30 мая-2 июня, 2006: Сборник трудов. Т. 10. Секц. 11. - Воронеж: ВГТА, 2006. - С. 62-65. - Библ. 3.

Работа посвящена многопараметрической оптимизации сложных многомодальных задачах проектирования двигательных установок малой тяги систем коррекции, ориентации и стабилизации космических аппаратов. Оптимизация осуществляется с помощью подходов эволюционного моделирования. Разобран ряд практических примеров, среди которых размещение электронных компонентов на радиотехн. платах.

1.3.1.35. Будущее автоматизированного управления космическими аппаратами / Галантерник Ю. М., Зелинский А.Е., Калинин А. Ф. // Инф. - измерит. и управл. системы. - 2006. - 4, № 12. - С. 61-66. - Библ. 3.

Рассмотрены научно-техн. и экономические аспекты построения и применения перспективной сетевой технологии автоматизированного управления космическими аппаратами и пути создания наземно-космических командно-информационных систем космических аппаратов различного назначения.

1.3.1.36. О возможности гравитационной ориентации одного космического аппарата / Фокин Л. А. // Вестн. ЮжУрГУ. Сер. Компьютер. технол., упр., радиоэлектрон. – 2004. - № 9. - С. 94-97.

Гравитационная ориентация представляет собой один из способов пассивной стабилизации углового положения космического аппарата на орбите. В пассивных системах ориентации-стабилизации используются силы и моменты восстанавливающего действия, возникающие при взаимодействии аппарата с гравитационным, магнитным полями, набегающими атмосферными потоками, солнечным излучением. Отсутствие затрат энергии запасенной на борту для реализации функций ориентации представляет собой характерную особенность пассивных систем.

1.3.1.37. Программно-аппаратный комплекс для анализа уровня гарантоспособности элементов адаптивных робототехнических систем / Кондратенко Ю. П., Шишкин А. С. // Радиоэлектрон. і комп'ютерні системи. – 2006. - № 6. - С. 37-43, 220. - Библ. 9.

Статья посвящена вопросам анализа уровня гарантоспособности элементов адаптивных робототехн. систем, функционирующих в условиях изменяющихся параметров объекта манипулирования в процессе выполнения технол. операций. Рассматриваются вопросы применения датчиков проскальзывания для идентификации изменяющейся массы объекта перемещения и коррекции сжимающего усиления, с целью обеспечения надежной реализации требуемых (желаемых) траекторий движения схвата в нестационарных условиях. Обсуждаются результаты проектирования и исследования компьютеризированного программно-аппаратного комплекса для оценки гарантоспособности алгоритмов идентификации и управления, а также схемотехн. решений устройств и элементов, принципиально влияющих на гарантоспособность адаптивных робототехн. систем.

1.3.1.38. Новые информационные технологии измерений и управления КА / Хромов О. Е. // Двойн. технол. – 2007. - №2. - С. 67-73. - Библ. 3.

Статья посвящена разработке новых информационных технологий измерений и управления КА. Показана необходимость

скорейшего перехода от экстенсивного направления совершенствования НАКУ КА к интенсивному, основу которого составляет внедрение достижений науки и техники. Этому способствует произошедшая революция в области системотехники, связи и вычислительной техники.

1.3.1.39. Автоматизация структурного синтеза прецизионного электропривода при многочисленных требованиях и ограничениях / Козедубов В. В. // Приборы и системы: Упр., контроль, диагност. – 2007. - № 9. - С. 11-13. - Библ. 2.

При проектировании прецизионных электроприводов переменного тока (ПЭПТ) для космических аппаратов (КА) приходится решать задачу удовлетворения многочисленных требований по точности, быстродействию, надежности, массе, габаритам и функциональным возможностям, представлены алгоритм и реализующий его программный комплекс для автоматизации выбора оптим. структуры при многочисленных ограничениях и требованиях, предъявляемых к параметрам функционирования прецизионной системы.

1.3.1.40. Развитие методологии проектирования, разработки, испытаний и сопровождения глобальных космических информационно-управляющих систем реального масштаба времени / Литовченко Д. Ц., Мисник В. П., Савин А. И. // Изв. РАН. Теория и системы упр. – 2007. - № 3. - С. 112-117. - Библ. 1.

Рассмотрен подход к созданию глобальных космических информационно-управляющих систем реального времени, относящихся к классу сложных систем, который базируется на методах системного анализа, информационных технологий и моделирования. Показано, что цели и задачи любой такой системы и требования к ней определяют неизбежность опережающей разработки математических моделей системы и внешней среды, реализуемых на имитационно-моделирующем стенде, а также возможность проведения с их помощью имитационных испытаний для уточнения характеристик системы на всех этапах ее жизненного цикла. Приводятся конкретные примеры применения такого подхода.

1.3.1.41. Организация управления группой космических аппаратов. Formation flying of multiple spacecraft with

autonomous rendezvous and docking capability / Wang P. K. C., Hadaegh F. Y. // IET Contr. Theory and Appl. - 2007. - 1, № 2. - С. 494-504. - Библ. 21.

Технологическим институтом штата Калифорния (США) изучены проблемные моменты управления множественными космическими аппаратами со способностью ко взаимодействию. Управление предполагает реструктурирование задачи сбора данных группы космических аппаратов, построение связанных комплексов, устранение аномальных состояний комплекса. В состав группы входят космические аппараты цилиндрической формы диам. 0,23; 0,35 м (продольный размер 0,5; 0,75 м). С применением моделирования определено потребное время выполнения манёвра.

1.3.1.42. Аналитический синтез программного гиросилового управления свободнолетающим космическим роботом в режиме транспортировки полезного груза / Сомов Е. И. (Самарский научный центр РАН, г. Самара) // Пробл. упр. – 2006. - № 6. - С. 72-78, 100. - Библ. 10.

Представлен метод аналитического синтеза пространственного программного углового движения свободнолетающего космического роботизированного модуля в режиме транспортировки полезного груза. Показано, что при выполнении поворотного маневра модуля с нежестким грузом при краевых условиях общего вида обеспечивается достижение слабого возбуждения упругих колебаний переносимой конструкции благодаря аналитически рассчитанному гиросиловому управлению.

1.3.1.43. Задача о встрече в центральном ньютоновском гравитационном поле управляемого космического аппарата с неуправляемым космическим аппаратом, движущимся по эллиптической кеплеровской орбите / Афанасьева Ю. В., Челноков Ю. Н. // Изв. РАН. Теория и системы упр. – 2007. - № 3. - С. 138-153. - Библ. 7.

Рассматривается задача о встрече в центр, ньютоновском гравитационном поле управляемого космического аппарата с неуправляемым космическим аппаратом, движущимся по эллиптической кеплеровской орбите. Задача формулируется как задача оптим. управления движением центра масс управляемого космического аппарата с подвижным правым концом траектории и ре-

шается на основе принципа максимума Понтрягина. Для описания ориентации мгновенной орбиты космического аппарата используется новый кватернионный оскулирующий элемент орбиты, заменяющий собой три классических угловых элемента орбиты КА. Получены необходимые условия оптимальности; найдены первые интегралы системы уравнения краевой задачи принципа максимума; предложены преобразования, понижающие размерность, системы дифференциальных уравнений краевой задачи (без их усложнения); дан анализ предлагаемого решения; приведены примеры численного решения задачи.

1.3.1.44. Применение методов искусственного интеллекта в информационно-управляющих вычислительных комплексах автономных технических систем / Гольдин Д. А., Чесников А. М. // Датчики и системы. – 2007. - № 12. - С. 14-19, 80.

Одним из перспективных направлений развития информационно-управляющих комплексов (ИУК) автономных движущихся объектов (косметических, авиационных, подводных) является применение в этих комплексах методов ИИ. Рассмотрены структурные и функциональные особенности ИУК автономного функционирования. Выделены новые свойства и качества, которыми должны обладать такие системы. Рассмотрены также особенности и свойства поддержки функционирования таких систем с оператором. Обсуждаются проблемы проектирования интеллектуального интерфейса оператора.

1.3.1.45. Метод парных расстояний в задаче полетной юстировки астродатчиков системы ориентации космических аппаратов / Суховилов В. М. // Вестн. ЮжУрГУ. Сер. Компьютер. технол., упр., радиоэлектрон. – 2007. - № 6. - С. 35-41. - Библ. 4.

Предполетная юстировка взаимного положения астрономических датчиков (АД) не способна устранить погрешности, возникающие во время эксплуатации КА. Их причинами являются: вибрационные и ударные нагрузки в моменты запуска и отделения КА; циклические температурные изменения в процессе полета; деформации оснований и деталей датчиков, вызванные старением и воздействием космической среды. Одним из эффективных методов компенсации влияния указанных факторов на точность ориентации КА является полетная юстировка взаимно-

го положения ПСК АД, базирующаяся на методе парных расстояний, основанном на сравнении угловых расстояний между звездами, одновременно визируемыми АД, с эталонными расстояниями между этими же звездами, взятыми из бортового звездного каталога.

1.3.1.46. 5 Научные чтения памяти М. К. Тихонравова по военной космонавтике "Космос и обеспечение безопасности России", Юбилейный, Моск. обл., 20-21 окт., 2004 Т. 2. Секц. 4-6 / Чуйко А. А., Тляшев О. М., Еретин В. И. (сост.). - Юбилейный (Моск. обл.): Хоружевский А. И., 2006. - 456 с. - Библ. в конце ст.

В сборнике представлены материалы Пятых научных чтений памяти М. К. Тихонравова по военной космонавтике, состоявшихся 20-21 октября 2004 года в 4 Центральном научно-исследовательском институте Минобороны России, г. Юбилейный Московской области. В работе чтений приняли участие представители более 40 научных учреждений и производственных организаций, заслушано более 350 докладов и сообщений.

1.3.1.47. Методы и алгоритмы построения множества реализуемых перехватов опасных космических объектов: Автореф. дис. на соиск. уч. степ. канд. техн. наук / Старостин Б. А. / Казан. гос. техн. ун-т. - Казань, 2007. - 15 с. - Библ. 8.

Разработан алгоритм построения границы множества реализуемых перехватов ОКО, движущегося по произвольной кеплеровской орбите, космическим аппаратом, стартующим с начальной круговой или эллиптической орбиты, не требующий предварительного вычисления траекторий перехвата. Получены необходимые условия существования и связности МРП в случае старта КА с начальной круговой орбиты и исследовано влияние угла некомпланарности на вид МРП. Разработан новый быстродействующий алгоритм построения МРП для случая старта КА с исходной круговой орбиты. Предложены метод и алгоритм построения множества, гарантирующего перехват ОКО в случае наличия неопределенности измерений его фазовых координат. Предложена методика синтеза орбитальной спутниковой структуры системы защиты Земли от ОКО, обеспечивающей их перехват на границе сферы безопасности за время, не превышающее заданное.

1.3.1.48. Стратегические системы инерциальной навигации. Strategic inertial navigation systems: High-accuracy inertially stabilized platforms for hostile environments / Wang Hanching Grant, Williams Thomas C. // IEEE Contr. Syst. Mag. - 2008.- 28, № 1. - С. 65-85.

Сделан обзор принципов и систем инерциальной навигации, применяемых в военных целях. Описание включает аппаратуру и используемые алгоритмы

1.3.1.49. Об использовании решений задач оптимизации траекторий КА импульсной постановки при решении задач оптимального управления траекториями КА с реактивным двигателем ограниченной тяги. I / Григорьев И. С., Григорьев К. Г. (Московский государственный университет им. М. В. Ломоносова) // Косм. исслед. – 2007. - 45, № 4. - С. 358-366. - Библ. 48.

В первой части работы предлагается методика использования решений краевых задач в задачах оптимизации траекторий КА импульсной постановки для получения начального приближения при численном решении методом стрельбы (пристрелки) краевых, задач принципа максимума в задачах оптимального управления движением центра масс КА, управляемого посредством вектора тяги реактивного двигателя ограниченной тяги, в произвольном гравитационном поле в вакууме. Основой методики служит модифицированная по сравнению с классической вычислительная схема метода стрельбы и сопутствующий ей метод продолжения решения по параметру (максимальному реактивному ускорению, или начальной тяговооруженности, или иному эквивалентному им параметру). Методика позволяет получать начальное приближение с высокой точностью и применима к широкому кругу решаемых на основе принципа максимума задач оптимального управления, для которых импульсная постановка имеет смысл.

1.3.1.50. Субоптимальная ориентация КЛА по векторному показателю расхода и быстродействия: Тез. [Общеуниверситетская научно-техническая конференция "Студенческая научная весна-2008", Москва, 2-30 апр., 2008] / Леженникова Е. О., Загаевский А. С. // Студ. науч. вестн. Моск. гос. техн. ун-т. - 2008. - 6, № 1. - С. 143. - Библ.1.

Рассматривается переориентация космического-летательного аппарата (КЛА), обеспечивающая оптимизацию управления процессами переориентации по вектору критериев: быстродействию и миним. суммарному вектору тяги. Решение данной задачи основывается на составлении нелинейной высокоразмерной динамической модели, использовании принципа максимума Понтрягина для сведения задач оптимизации по каждому критерию к двум краевым задачам, определении утопической точки и дальнейшем использовании Парето-оптимальности. При решении данной задачи использовался метод прогонки, так как он позволил перенести все граничные условия на один из концов интервала времени. С помощью сетевого алгоритма были определены граничные условия на левом конце вектора, далее вся система 12-ого порядка была численно проинтегрирована на всем интервале времени. После ввода в решение невязок задача выродилась в задачу отыскания нуля многомерной функции нескольких переменных.

1.3.1.51. Топологии бестранзисторных вентилях на базе шаблонов квантовых точек (квантовых клеточных автоматов) в библиотечных элементах нанокompилятора (САПР НЭ) для проектирования гибридных цифро-аналоговых наносхем и функциональных наноустройств / Степанов М. В. // Труды Международной научно-практической конференции "Нанотехнологии - производству 2007", Фрязино, 28-30 нояб., 2007. - М.: Концерн "Наноиндустрия" и др., 2007. - С. 403-420. - Библ. 37.

В ЗАО КБ "Алмаз-37" разрабатывается нанокompилятор для проектирования гибридных цифро-аналоговых наносхем и функциональных наноустройств на основе квантовых размерных эффектов и наноэлементах на базе квантовых точек. Для мобильных платформ типа сверхмалых космических аппаратов, малогабаритных беспилотных летательных аппаратов, малогабаритных беспилотных подводных лодок, нанороботов, носимых устройств двойного или медицинского назначения необходима адекватная массогабаритным и энергетическим характеристикам бортовая радиоэлектронная аппаратура (БРЭА). Такую бортовую радиоэлектронную аппаратуру можно реализовать на основе соединения технологии систем-на-кристалле, аппаратно реали-

зующих "сжатые" ячейки БРЭА и нанотехнологии реализации бестранзисторных вычислительных устройств на основе шаблонов квантовых точек или квантовых клеточных автоматов в качестве перспективной элементарно-компонентной базы.

1.3.1.52. Двусторонние телеоперации класса "земля—космос" для манипулятора робота ETS-VII с прямыми двусторонними связями в условиях семисекундного запаздывания. Ground-space bilateral teleoperation of ETS-VII robot arm by direct bilateral coupling under 7-s time delay condition / Imaida Takashi, Yokokohji Yasuoishi, Doi Toshitsugu, Oda Mitsushige, Yoshikawa Tsuneo // IEEE Trans. Rob. and Autom. - 2004. - 20, № 3. - С. 499-511. - Библ. 20.

Представлены результаты проведенных экспериментов с космическим роботом engineering Test Satellite 7, на основании которых разработан новый телеоператор, обеспечивающий устойчивое функционирование даже в условиях значительного запаздывания (до 7 секунд) связи с наземной станцией. Описана организация кинетической ОС с оператором. Приведены эксперим. данные о выполнении операций движения по наклонной плоскости и соединения деталей. Показано, что двухсторонняя связь оказывается гораздо эффективнее односторонней, и при ее наличии управление роботом м. б. достаточно точным даже без использования средств визуализации.

1.3.1.53. Об условиях принципа максимума в задачах оптимального управления совокупностью динамических систем и их применения к решению задач оптимального управления движением космических аппаратов / Григорьев И. С., Григорьев К. Г. // Косм. исслед. - 2003. - 41, № 3. - С. 307-331. - Библ. 34.

Рассматриваются необходимые условия первого порядка сильной локальной оптимальности (условия принципа максимума) в задачах оптим. управления совокупностью динамических систем. Предлагается методика их получения на основе принципа Лагранжа снятия ограничений в задачах на условный экстремум в функциональном пространстве. Приводится сопутствующий предлагаемой методике алгоритм перехода от задачи оптим. управления совокупностью динамических систем к многоточечной краевой задаче для совокупности систем обыкновенных

дифференциальных уравнений с полным набором необходимых для ее решения условий. Рассмотрен пример применения предлагаемых методики и алгоритма к решению задачи построения траекторий пролета космического аппарата (КА) на пост, высоте над заданным протяженным участком (или над заданной точкой) поверхности планеты в вакууме (для планеты с атмосферой — за пределами атмосферы): аппарат стартует из некоторой подлежащей определению (оптимизируемой) точки круговой орбиты.

1.3.1.54. Замкнутое управление группой космических аппаратов с помощью виртуальных структур. Formation feedback control for multiple spacecraft via virtual structures / Ren W., Beard R. W. // IEE Proc. Contr. Theory and Appl. - 2004. - 151, № 3. - С. 357-368. - Библ. 25.

Разрабатывается система управления отдельным космическим аппаратом, движущимся в группе аппаратов, сохраняя взаимное расположение. Для его сохранения используется концепция виртуальной структуры, отклонения от которой используются в качестве сигналов замкнутого управления. Рассмотрено применение к космическим аппаратам с интерферометрами.

1.3.1.55. Оптимальное рандеву с конечным соударением с помощью нелинейного программирования. Optimal finite-thrust rendezvous using nonlinear programming / Wang Hua, Tang Guo-Jin // Guofang keji daxue xuebao=J. Nat. Univ. Def. Technol. - 2003. - 25, №5. - С. 9-13. - Библ. 7.

Разработан новый метод нелинейного программирования для оптимизации встречи космических кораблей. Используются кусочно-полиномиальные представления состояний и управлений. Описаны используемые методы построения ограничений. Проведено имитационное моделирование.

1.3.1.56. Выбор высотной стратегии полета международной космической станции с учетом опыта управления российскими орбитальными станциями / Иванов Н. М. // Изв. РАН. Теория и системы упр. - 2004. - № 5. - С. 154-170. - Библ. 3.

Рассматривается проблема выбора управления полетом между космической станцией из условия минимизации потребных затрат топлива для выполнения динамических операций и обеспечения жизнедеятельности станции при соблюдении всех вы-

двигаемых (зачастую противоречивых) требований, разнообразных условий и ограничений. Предлагается эффективный и практически реализуемый путь решения задачи, найденный в результате анализа и обобщения опыта управления полетом российских орбитальных станций.

1.3.1.57. Построение множеств достижимости и оптимизация маневров искусственного спутника Земли с двигателями малой тяги в сильном гравитационном поле / Малышев В. В., Тычинский Ю. Д. // Изв. РАН. Теория и системы упр. – 2005. - № 4. - С. 124-132.

Разработаны аналитические и регулярные численные методы оптимизации маневров искусственного спутника Земли в окрестности начальной орбиты. На основе разработанных методов эффективно строятся области достижимости, что позволяет наглядно оценивать возможности маневрирования. Исследуются свойства множеств достижимости. Оценивается точность и эффективность вычислений. Даются рекомендации по использованию методики для расчета маневров, существенно изменяющих параметры орбиты.

1.3.1.58. Сеансно-временной метод автономного управления / Хартов В. В. // Вестн. Сиб. гос. аэрокосм. ун-та. – 2005. - № 7. - С. 44-47. - Библ. 6.

Рассматриваются проблемы автономного управления космическими аппаратами ретрансляции, связи и навигации в части логического управления бортовыми системами, обеспечивающего выполнение программы работы космического аппарата в течение всего периода автономности. Вводится определение сеансно-временного метода автономного управления, позволяющего достигать заданную в программе цель с вероятностью, стремящейся к вероятности сохранения такой техн. возможности. Представлен подход к реализации метода бортовыми системами принятия решений продукционного типа, определены требования к моделям автономного управления.

1.3.1.59. Обратное оптимальное адаптивное управление для прослеживания высоты космического корабля. Inverse optimal adaptive control for attitude tracking of spacecraft / Luo Wencheng, Chu Yun-Chung, Ling Keck-Voon // IEEE Trans. Autom. Contr. - 2005. - 50, № 11. - С. 1639-1654. - Библ. 31.

Разработан метод адаптивного управления для прослеживания высоты полета твердотельного космического корабля при неопределенной матрице инерции. Предложенные правила адаптивного управления оптимальны относительно определенного семейства штрафных функционалов. Использован метод обратной оптимальности, позволяющий отказаться от необходимости прямого решения уравнений Гамильтона—Якоби—Исаакса. Описан двухшаговый метод построения оптим. адаптивного регулятора. Доказано, что при ограниченных по энергии возмущениях ошибка слежения асимптотически сходится к 0. Приведены результаты имитационного моделирования метода.

1.3.1.60. Управление со стабилизацией высоты в HQO спутниками для слежения и передачи данных / Sun Xiaosong, Geng Yun-hai, Yang Di // Hangkong xuebao=Acta aeron. et astronaut. sin. - 2006. - 27, № 3. - С. 468-474. - Библ. 8.

Особенность задачи стабилизации высоты следящего спутника заключается в существенной неопределенности при измерении частот, приводящей к неопределенности в определении усиления. Проведен анализ уравнений Лагранжа для динамики спутника, в ходе которого определены основные факторы, вызывающие неопределенность. Предложены методы повышения робастности при проектировании систем управления. Разработаны также методы понижения порядка регулятора без снижения точности управления. Приведены результаты проведенного численного моделирования стабилизации высоты спутника.

1.3.1.61. Изучение синтеза надёжного управления с переменной структурой с применением к стабилизации положения космического аппарата. Study of VSC reliable designs with application to spacecraft attitude stabilization / Liang Yew-Wen, Xu Sheng-Dong, Tsai Che-Lun // IEEE Trans. Contr. Syst. Technol. - 2007. - 15, № 2. - С. 332-338. - Библ. 29.

Изучается задача синтеза стабилизирующего управления с перем. структурой для управления системами, подчиняющимися системами нелинейных диф. уравнений второго порядка. Управление применяется к синтезу системы стабилизации космического аппарата. Представлены методы синтеза пассивного и активного управления. Активное управление использует наблюдатели, идентифицирующие отказы приводов. Избегается необходи-

мость решения уравнения Гамильтона-Якоби, что существенно снижает объём необходимых вычислений.

1.3.1.62. Управление группой из многих космических аппаратов θ -D методом. Multiple spacecraft formation control with θ -D method / Xin M., Balakrishnan S. N., Pernicka H. J. // IET Contr. Theory and Appl. - 2007. - 1, № 2. - С. 485-493. - Библ. 19.

Исследуется групповое управление несколькими космическими аппаратами, летящими в глубоком космосе около точки либрации L_2 . Дается формальное описание динамики космического летательного аппарата как ограниченная окружностью проблема трех тел — аппарат-Земля-Солнце. Для описания группы из нескольких аппаратов используется концепция виртуальной структуры, в которой центр виртуального твердого тела движется по номинальной орбите вокруг точки либрации L_2 . Управление этой системой реализуется относительно новым методом субоптимального управления, известного как θ -D метод (Xin, Balakrishnan, 2005 г.).

1.3.1.63. Описание и анализ устойчивости группы космических летательных аппаратов. Formulation and analysis of stability for spacecraft formations / Acikmese B., Hadaegh F. Y., Scharf D. P., Ploen S.R. // IET Contr. Theory and Appl. - 2007. - 1, № 2. - С. 461-474. - Библ. 27.

Дается формальное определение группы летящих космических аппаратов через управляемое взаимодействие между ними, и исследуется проблема устойчивости группы космических летательных аппаратов, математически сформулированная как устойчивость динамики группы через входное воздействие и выходную величину. Исследуются станд. условия устойчивости полной динамики группы аппаратов, а также условия устойчивости каждого компонента группы. Предлагается обобщение концепции затухания распространяющихся возмущений, оказываемых на группу внешними и внутренними факторами, для случая большого числа космических аппаратов.

1.3.1.64. Робастное управление с разделением нагрузки формированиями космических летательных аппаратов: глубокий космос и низкие околоземные эллиптические орбиты. Load-sharing robust control of spacecraft formations: deep space

and low Earth elliptic orbits / Garcia-Sanz M., Hadaegh F. Y. // IET Contr. Theory and Appl. - 2007. - 1, № 2. - С. 475-484. - Библ. 27.

Обсуждается комплекс проблем совместного полета группы автономных космических аппаратов, куда входит распределенная относительная навигация, автономное управление и распределенное обнаружение и коррекция ошибок. В частности, рассматривается проблема разделения нагрузки при управлении космическим аппаратом группы, когда каждый аппарат пытается совместно управлять относит. расстояниями и углами между ними. В контексте такой проблемы предлагается метод синтеза автономных и совместных стратегий управления относительными расстояниями без вмешательства с наземной стороны. Описывается применение метода к управлению аппаратом группы. как в глубоком космосе, так и на низких околоземных эллиптических орбитах.

1.3.1.65. Исследование динамики взаимодействия упругих колебаний конструкции с системой управления деформируемого космического аппарата методом фазовой биплоскости / Рутковский В. Ю., Суханов В. М. // Автомат. и телемех. - 2007. - № 2. - С. 49-62. - Библ. 11.

Определена модально-физ. форма представления мат. модели деформируемых космических аппаратов (ДКА), позволяющая выявить целый ряд особенностей динамики управляемого движения упругих объектов. Описан строгий метод анализа динамики релейного управления ориентацией упругого объекта с одной доминирующей модой — метод фазовой биплоскости и дано его расширение для приближенного исследования динамики многочастотных ДКА — метод размытой фазовой биплоскости. Рассмотрен ряд важных вопросов влияния упругости конструкции на устойчивость и качество функционирования системы управления ориентацией деформируемых космических аппаратов.

1.3.1.66. Параллельный поиск при динамическом распределении нагрузки при планировании пути робота. A dynamic load balancing parallel search for enumerative robot path planning / Taati Babak, Greenspan Michael, Gupta Kamal

(Queen's University, Kingson, Ontario, Canada) // *J. Intell. and Rob. Syst.* - 2006. - 47, № 1. - С. 55-85.

Представлена параллельная система проведения последовательного поиска при планировании траектории движения шести-координатного робота. Процессоры производят локальный поиск заданной конфигурации. Для использования всех процессоров при их максимальной производительности динамическая схема распределения нагрузки контролирует свободные и занятые процессоры для передачи нагрузки. Для сравнения рассмотрена существующая параллельная система распределения нагрузки на основе регулярной декомпозиции домена. Оба метода позволили достигнуть почти линейного ускорения. Оба метода строятся на различных стратегиях поиска, а реализация существующего метода (при заданной декомпозиции пространства) показала его эффективность по времени. Однако время планирования значительно зависит от распределения пространства поиска между процессорами. Эмпирический выбор параметров декомпозиции пространства для существующего метода не обеспечивает минимального времени планирования во всех обстановках и приводит к замедлению процесса планирования пути по сравнению с предложенным динамическим методом распределения нагрузки. Характеристика разработанного динамического метода зависит от положения препятствий.

1.3.1.67. Подход к круговому сканированию при представлении состояния робота. Circular scanning approach for robot state representation / Petrișor Anca, Degeratu Sonia, Ravi-gan Florin, Coman Daniela, Cazacu Dumitru (University of Craiova, Romania) // Bui. și. Univ. "Politehn." Timișoara. Ser. Autom. și calcul. - 2006.- 51, № 3. - С. 23-30. - Библ. 11.

Представлен метод планирования траектории робота среди препятствий, основанный на круговом сканировании. Рассматривается математическая модель мобильного робота в абсолютных координатах, включенных в геометрические характеристики, которые определяются эволюцией в среде. Неопределенность моделируется с учетом неясного описания эволюции мобильного робота. Кроме того, рассматривается сцена эволюции, где имеются объекты. При круговом сканировании среды эволюции получена сигнатура геометрических параметров. На основании

этой сигнатуры предстоит установить траекторию эволюции. Пакет программ в среде MATLAB используется для получения сигнатуры, которая определяет положение робота в виде локальных и последних геометрических параметров.

1.3.1.68. К задаче стабилизации вращательных движений динамически симметричного спутника / Лаптинский В. Н., Пугин В. В. // Вестн. Белор. - Рос. ун-та. - 2007 - № 4. - С. 130-133. - Библ. 14.

Решена задача стабилизации при помощи трех управляющих сил искусственного спутника, обладающего частичной динамической симметрией. Стабилизирующие управления строятся по принципу линейной обратной связи. Используемый метод позволяет строить в конечном виде семейства матриц обратной связи, зависящие от свободных параметров, при этом не требуется гладкость.

1.3.1.69. Модели подвижных объектов при концептуальном проектировании / Лямкин А. А., Жарковский А. В., Миклуленко Н. П., Тревгода Т. Ф. // Мехатрон., автоматиз., упр. - 2007. - № 11. - С. 2-6. - Библ. 5.

Рассматривается концептуальное проектирование комплексов управления подвижных объектов как начальная стадия их жизненного цикла. Предлагается метаязык описания предметной области и обобщенная структура взаимодействующих подвижных объектов, приводятся примеры использования языка как для структурного и информационного описания подвижных объектов и их компонентов, так и для описания процессов функционирования на основе строчной формы записи моделей. Приводятся области практического использования изложенных методов.

1.3.1.70. Оптимальное управление пространственно распределенными системами. Optimal control of spatially distributed systems / Motee Nader, Jadbabaie Ali // IEEE Trans. Autom. Contr. - 2008. - 53, № 7. - С. 1616-1629. - Библ. 28.

Исследуются структурные свойства оптим. управления пространственно распределенными динамическими системами. Такие системы состоят из бесконечной совокупности возможно гетерогенных линейных систем управления, которые пространственно соединены между собой в произвольной графовой

структуре через зависимые от расстояния функции связи. В частности, исследуются структурные свойства проблем оптим. управления при линейно-квадратичном критерии на бесконечном горизонте анализом пространственной структуры решения соотв. оператора Ляпунова и уравнений Риккати. Для такого исследования вводится спец. класс операторов, названных пространственно затухающими операторами.

1.3.1.71. Навигация и управление движением: Сб, докл. IV конф. молодых ученых / Междунар. обществ, орг. Акад. навигации и упр. движением и др.; Акад. Пешехонов В.Г. (общ. ред.). - СПб., 2002. - 315 с.: ил. - В надзаг. также: Гос. науч. центр Рос. Федерации-ЦНИИ "Электроприбор", С.-Петербург. гос. электротехн. ун-т "ЛЭТИ". - Библ. в конце докл.

В 2002 г. состоялась IV конференция молодых ученых «Навигация и управление движением». Ее организаторами были международная общественная организация «Академия навигации и управления движением», ГНЦ РФ-ЦНИИ «Электроприбор» и Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет «ЛЭТИ». Как и в прошлом году, IV конференция включала два этапа. Первый этап проходил с 12 по 14 марта 2002 г. в ГНЦ РФ-ЦНИИ «Электроприбор» (С.-Петербург). На этом этапе участвовало 188 человек из 25 организаций Арзамаса, Екатеринбурга, Иркутска, Москвы, Перми, Саратова, С.-Петербурга, Тулы. Работали девять секций: • Интеллектуальные системы управления. • Гироскопические системы. • Обработка информации. • Чувствительные элементы систем навигации и управления. • Теория и системы управления. • Электронные и электро-механические устройства систем навигации и управления. • Применение компьютерных технологий в навигации и управлении. • Навигация и судовождение. • Интегрированные системы навигации и ориентации. В программу конференции включены 74 доклада и 4 обзорные лекции. По итогам первого этапа работы конференции определены лучшие доклады, авторы которых награждены денежными премиями и почетными дипломами. Кроме того, авторы некоторых докладов были рекомендованы в качестве участников на IX Санкт-Петербургскую международную конференцию по интегрированным навигационным системам без уплаты оргвзноса. Рефераты всех сделанных на первом

этапе конференции докладов опубликованы в журнале «Гироскопия и навигация», 2002, № 3. Второй этап конференции «Навигация и управление движением» проводился с 1 августа по 30 ноября 2002 г. в Интернете.

1.3.1.72. Навигация и управление движением : Материалы V конф. молодых ученых / Степанов О.А. (науч. ред.). - СПб., 2004. - 260 с. : ил. - В надзаг. : Международная обществ, орг. "Акад. навигации и упр. движением, Гос. науч. центр. Рос. Федерации - Центр. НИИ "Электроприбор", С.-Петербург. гос. электротехн. ун-т "ЛЭТИ". - Библ. в конце докл.

В 2003 г. состоялась V конференция молодых ученых «Навигация и управление движением». Ее организаторами были ГНЦ РФ - ЦНИИ «Электроприбор» (С.-Петербург), международная общественная организация «Академия навигации и управления движением» и Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет. Уже традиционно конференция включала два этапа. Первый этап проходил 11-13 марта 2003 г. в ЦНИИ «Электроприбор». На этом этапе участвовало 18 человек из С.-Петербурга, Москвы, Жуковского, Раменского, Серпухова, Житомира (Украина), Саратова, Иркутска, Арзамаса, Перми, Каменска-Уральского Сарова, Тулы, Екатеринбурга. Работало девять секций: • «Гироскопические системы». • «Обработка информации в навигационных системах». • «Чувствительные элементы систем навигации и управления». • «Теория и системы управления». • «Навигация и судовождение». • «Электронные и электро-механические устройства систем навигации и управления». • «Аппаратное и программное обеспечение бортовых систем». • «Информационные технологии на предприятиях навигационного приборостроения». • «Интегрированные системы навигации и ориентации». Были заслушаны 83 секционных доклада от 31 организации и 3 обзорные лекции. По итогам первого этапа работы конференции определены лучшие доклады авторы которых награждены денежными премиями и почетными дипломами. Кроме того, авторы некоторых докладов рекомендованы как участники на X Санкт-Петербургскую международную конференцию по интегрированным навигационным системам. Рефераты всех сделанных на первом этапе конференции докладов опубликованы в журнале «Гироскопия и навигация», № 4, 2003.

1.3.1.73. Навигация и управление движением : Материалы VI конф. молодых ученых / Степанов О.А. (науч. ред.). - СПб., 2005. - 323 с. : ил. - В надзаг. : Международная обществ. орг. "Акад. навигации и упр. движением", Гос. науч. центр. Рос. Федерации - Центр. НИИ "Электроприбор", С.-Петерб. гос. электротехн. ун-т "ЛЭТИ". - Библ. в конце докл. - (Б-ка ИПУ. 629/Конф. Н 15).

В 2004 г. состоялась VI конференция молодых ученых «Навигация и управление движением». Ее организаторами были ГНЦ РФ ЦНИИ «Электроприбор» (С.-Петербург), международная общественная организация «Академия навигации и управления движением» и Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет. Конференция получила поддержку федеральной целевой программы «Интеграция науки и высшего образования России на 2002 - 2006 годы» и Санкт-Петербургской группы Национального комитета по автоматическому управлению. Конференция проходила в три этапа. Первый этап проводился 16-18 марта 2004 г. в Государственном научном центре Российской Федерации ЦНИИ «Электроприбор». На этом этапе участвовало 207 человек из Санкт-Петербурга, Москвы, Арзамаса, Жуковского, Зеленограда, Иркутска, Коврова, Орла, Перми, Саратова, Таганрога, Томска, Тулы. Работало восемь секций: «Гироскопические системы». «Обработка информации в навигационных системах». «Чувствительные элементы систем навигации и управления». «Теория и системы управления». «Электронные и электромеханические устройства систем навигации и управления». «Навигация и управление подвижными объектами». «Информационные технологии на предприятиях навигационного приборостроения». «Инерциальные и спутниковые системы навигации и ориентации». Было заслушано 87 секционных докладов от 30 организаций и 4 обзорные лекции. По итогам первого этапа работы конференции определены лучшие доклады, авторы которых награждены денежными премиями и почетными дипломами. Кроме того, авторы некоторых докладов рекомендованы как участники на XI Санкт-Петербургскую международную конференцию по интегрированным навигационным системам. Рефераты всех сделанных на первом этапе конференции

докладов опубликованы в журнале «Гироскопия и навигация», № 1, 2005.

1.3.1.74. Навигация и управление движением : Материалы VIII конференции молодых ученых / Степанов О.А. (науч. ред.), Пешехонов В.Г. (общ. ред.). - СПб. : [ЦНИИ "Электроприбор"], 2007. - 386 с. : ил. - В надзаг.: Междунар. обществ. орг. "Академия навигации и управления движением", ЦНИИ "Электроприбор", С.-Петерб. гос. электротехн. ун-т "ЛЭТИ". - Библ. в конце докл. - (Б-ка ИПУ. 629/Конф. Н 15).

В 2006 г. состоялась VIII конференция молодых ученых «Навигация и управление движением». Ее организаторами были ГНЦ РФ ЦНИИ «Электроприбор» (С.-Петербург), международная общественная организация «Академия навигации и управления движением» и Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет. Конференция традиционно проводилась при поддержке Санкт-Петербургской группы Национального комитета по автоматическому управлению. Конференция проходила в три этапа. Первый этап проводился 14-16 марта 2006 г. в Государственном научном центре Российской Федерации ЦНИИ «Электроприбор». На этом этапе участвовало 245 человек из Санкт-Петербурга, Москвы, Воронежа, Иркутска, Коврова, Перми, Ростова, Саратова, Тулы, Таганрога, Челябинска и Уфы. Работало девять секций: «Гироскопические системы». «Обработка информации в навигационных системах». «Чувствительные элементы систем навигации и управления». «Теория и системы управления». «Электронные и электромеханические устройства систем навигации и управления». «Навигация и управление подвижными объектами». «Информационные технологии на предприятиях навигационного приборостроения». «Инерциальные и спутниковые системы навигации и ориентации». «Микромеханические датчики, системы и технологии». Было заслушано 98 секционных докладов от 34 организаций и 4 обзорные лекции. По итогам первого этапа работы конференции определены лучшие доклады, авторы которых награждены денежными премиями и почетными дипломами. Кроме того, некоторые авторы рекомендованы в качестве участников на XII Санкт-Петербургскую международную конференцию по интегрированным навигационным системам. Рефераты всех сделан-

ных на первом этапе конференции докладов опубликованы в журнале «Гироскопия и навигация», № 2, 2006.

1.3.1.75. Теоретические основы проектирования информационно-управляющих систем космических аппаратов / В.В. Кульба, Е.А. Микрин, Б.В. Павлов, В.Н. Платонов; Под ред. Е.А. Микрина ; Ин-т проблем упр. им. В.А. Трапезникова РАН. - М. : Наука, 2006. - 579 с.

В монографии представлены результаты исследований, анализа, обобщения опыта проектирования и эксплуатации автоматизированных систем различного класса, что позволило заложить теоретические основы, построить модели и предложить методы анализа, синтеза и отладки оптимальных модульных информационно-управляющих систем специального класса объектов - космических аппаратов (КА). На основе их исследования как специального объекта управления разработаны модели, методы и инструментальные средства создания модульного программного и информационного обеспечения бортового комплекса управления космических систем.

1.3.1.76. Федосенков Б.А., Федосенков Д.Б., Дорри М.Х. Автоматизированное управление с обратными связями по многомерным координатам в виде вейвлет-изображений // Перспективы использования новых технологий и научно-технических решений в ракетно-космической и авиационной промышленности: Тр. междунар. конф., 20-24 авг. 2008 г Москва. - М.: ИПУ РАН, 2008. - С. 17-18. (Б-ка ИПУ. 629.7/Конф. П 27).

1.3.1.77. Пантелеев А.В. Оптимальные нелинейные системы управления: синтез при неполной информации / А.В. Пантелеев. — М.: Вузовская книга, 2008. — 192 с.: ил. – (Б-ка ИПУ. 621.52/1.2 П 16).

Описан новый подход к синтезу оптимального управления непрерывными детерминированными и стохастическими системами при неполной непрерывной и дискретной мгновенной информации о состоянии на основе достаточных условий оптимальности. Изложена методология, позволяющая с единых позиций рассматривать решение трех задач: оптимального управления стохастическими системами, оптимального управления ансамблем траекторий детерминированных систем и оптимального

управления детерминированными системами. Предыдущее издание выходило под названием «Синтез оптимальных систем управления при неполной информации» в 1992 г.

1.3.1.78. "Аэрокосмическая техника: исследования, разработки, пути решения актуальных проблем", молодежная науч.-техническая конф. (2007; Москва). Сборник трудов молодежной научно-технической конференции "Аэрокосмическая техника: исследования, разработки, пути решения актуальных проблем", посвященной 50-летию начала космической эры, Москва, 10-12 окт. 2007 г. / Гос. косм. науч.-произв. центр им. М.В. Хруничева. - М. : Компания Спутник+, 2008. - 230 с. : ил. – Библ. в конце докл. – (Б-ка ИПУ. 629.7/Конф. А 99).

Сборник трудов содержит материалы докладов молодежной научно-технической конференции «Аэрокосмическая техника: исследования, разработки, пути решения актуальных проблем», посвященной 50-летию начала ц космической эры, которая проходила при самом активном участии Совета и молодежи ГКНПЦ им. М.В. Хруничева в городе Москва с 10 по г 12 октября 2007г. В работе конференции приняли активное участие специалисты многих подразделений ГКНПЦ и его филиалов. В Оргкомитет конференции было подано 66 докладов от 75 авторов. За три дня проведения конференции на четырёх секциях, были заслушаны 46 докладов. По итогам выступления докладчиков на каждой секции были определены: одно первое место; одно второе место; одно третье место; и ряд поощрительных мест (в общей сумме 18 поощрительных мест по всем четырём секциям). Все отмеченные выше докладчики были награждены памятными грамотами. Кроме того, членами комиссий по секциям №2 и №3 особо был отмечен очень высокий уровень заслушанных докладов. Указанные итоги конференции нашли непосредственное отражение в самой структуре сборника трудов.

1.3.1.79. Методика оценивания эффективности функционирования системы управления малогабаритных космических аппаратов / Сергеев В. А., Блажко А. К., Шосталь В. Ю. // Изв. вузов. Приборостр. - 2005. - 48, № 1. - С. 10-14. - Библ. 6.

Представлена методика оценивания и проверки соответствия требованиям вероятности попадания малогабаритного космического аппарата в заданную область. Обоснован план испытаний с определением ошибки 2-го рода для принятия решения с определенными вероятностью и ошибкой 1-го рода.

1.3.1.80. Оценка эффективности спецификаций алгоритмов бортового интеллекта антропоцентрического объекта / Ткаченко А. П., Федун Б. Е. // Изв. АН. Теория и системы упр. – 2003. - № 5. - С. 102-122. - Библ. 9.

Для начальных этапов проектирования системы бортовых алгоритмов (разработка спецификаций) антропоцентрического объекта (Антр/объекта) предлагается для каждой типовой ситуации функционирования объекта метод оценки эффективности разработанных для нее спецификаций алгоритмов, реализованных в бортовых цифровых вычислительных машинах, и алгоритмов деятельности экипажа (алгоритмов бортового интеллекта). Метод основан на методологии построения имитационной мат. модели функционирования Антр/объекта в типовой ситуации, методике построения с помощью ИММ марковской цепи значимых событий (дерева развития типовой ситуации) и способе оценки по дереву развития исходов типовой ситуации

1.3.1.81. Оптимальное управление и методы сглаживания при расчетах межорбитальных переходов и встречи с минимальным расходом топлива. Optimal control and smoothing techniques for computing minimum fuel orbital transfers and rendezvous / Epenoy Richard, Bertrand Regis (CNES, 18 avenue Edouard Belin 31401 Toulouse Cedex 9, France) // Proceedings of the 18 International Symposium on Space Flight Dynamics, Munich, 11-15 Oct., 2004. - Noordwijk: ESTEC. 2004. - С. 131-136. - (ESA SP). - Библ. 9.

Расчет межорбитальных переходов и с мин. расходом топлива представляет решение проблемы оптимального управления. Предложена методика, использующая принцип макс. Понтрягина, сводящая проблему к решению граничной задачи с двумя граничными точками. Возникают трудности в виде разрывности решения, если целевой функцией является расход топлива. Предложена модификация целевой функции путем введения малого параметра, что позволяет обеспечить сходимость решения.

Сформулированы теоремы сходимости. Предложенная методика проиллюстрирована на примерах перехода с геостационарной переходной орбиты на экваториальную ГСО, а также встречи на низких околоземных орбитах.

1.3.1.82. Технология проектирования качественных управляющих программ / Тюгашев А. А. // Вестн. Самар. гос. техн. ун-та. – 2005. - № 33. - С. 131-134. - Библ. 6.

Статья посвящена рассмотрению методологии ГРАФ-КОНТ/ГЕОЗ, позволяющей проектировать управляющие программы реального времени для бортовых вычислительных систем космических аппаратов с использованием современных подходов и средств автоматизации и обеспечивающей повышение качества и надежности программ, снижение трудоемкости и стоимости разработки. Предлагается специальная математическая модель для представления управляющих алгоритмов (УА) реального времени, на основе которой разработаны языки описания УА. Рассматривается структура программного комплекса ГРАФ-КОНТ/ГЕОЗ, приводится пример созданной в нем временной диаграммы управляющей программы для космического аппарата дистанционного зондирования Земли.

1.3.1.83. Синтез оптимального направления вектора управления угловым положением космического аппарата / Бандура И. Н., Симонов В. Ф. (Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского "ХАИ", Украина) // Авиац.-косм. техн. и технол. – 2005. - №2. - С. 82-84, 102-103. - Библ. 7.

В данной статье синтезируется направление вектора управляющего момента, при котором обеспечивается минимизация расхода рабочего тела, необходимого для гашения или набора вектора угловой скорости, произвольно направленного относительно осей связанной системы координат OXYZ КА.

1.3.1.84. Разработка и исследование коэволюционного подхода для автоматизации проектирования систем управления космическим аппаратом / Токмин К. А. // Решетневские чтения: Материалы 10 Международной научной конференции, посвященной памяти генерального конструктора ракетно-космических систем академика М. Ф. Решетнева, Красноярск, 8-10 нояб., 2006. Конференция проводится в

рамках Сибирского авиационно-космического салона (САКС-2006), Красноярск, 2006. - Красноярск: Сиб. гос. аэрокосм. ун-т, 2006. - С. 272-273. - Библ. 5.

Предлагается коэволюционный подход для автоматизации проектирования систем управления космическим аппаратом. Эффективность работы коэволюционного генетического алгоритма исследуется на практических задачах оптимизации технол. и целевого контуров системы управления космического аппарата.

1.3.1.85. Компенсация динамики приводов в нелинейном управлении спутниками. Compensation of actuator dynamics in nonlinear missile control / Chwa Dongkyoung, Choi Jin Young, Seo Jin H. // IEEE Trans. Contr. Syst. Technol. - 2004. - 12. - № 4. - С. 620-626. - Библ. 15.

Проведено исследование влияния динамики приводов на работу нелинейных регуляторов космических аппаратов. Описана использованная модель динамики. Показано, что динамика 2-го порядка приводит к риску дестабилизации системы как целого. Предложена структура компенсатора, практически устраняющего этот риск. Проведено исследование эффективности и управления и устойчивости при использовании нового компенсатора. Приведены результаты имитационного моделирования при динамике приводов 1-го и 2-го порядка, показывающие эффективность предложенного подхода и возможность его удобной реализации.

1.3.1.86. Об универсальном критерии "нормы" процесса командно-логического и программно-временного управления сложными техническими объектами / МикринЕ. А., Кнутов А. С. // Проблемы управления безопасностью сложных систем: Труды 10 Международной конференции, Москва, дек., 2002. Ч. 2. - М.: Изд-во РГГУ; М.: МПА-Пресс, 2002. - С. 237.

Предлагается обобщенный критерий оценки корректности процесса командно-логического и программно-временного управления, формулируемый с использованием понятия энтропии целевого состояния объекта управления. Приводится модель взаимодействия системы командно-логического и программного-временного управления с объектом управления, основанная на

положениях теории передачи информации. Формулируется критерий сходимости единичной транзакции процесса управления как монотонное убывание энтропии целевого состояния объекта. Приводится правила формирования обобщенной "нормы" управления сложным техн. объектом.

1.3.1.87. Конструирование управления движением в заданную точку фазового пространства / Богуславский И. А. // Вестн. компьютер. и инф. технол. - 2006. - № 6. - С. 2-11. - Библ. 7.

Изложен принципиальный алгоритм для конструирования управления движением в заданную точку фазового пространства, который основан на сочетании метода простого поиска и нового метода полиномиальной аппроксимации. Алгоритм апробирован при рассмотрении: задачи коррекции за миним. время околоорбитальной орбиты искусственных спутников земли (ИСЗ) и его положения на орбите посредством релейного управления двумя двигателями малой тяги; задачи конструирования пространственного маневра летательных аппаратов для его доставки в заданное конечное положение в заданный момент времени посредством управления перегрузкой и углом крена.

1.3.1.88. Синтез робастного адаптивного следящего ПИД-управления для космических систем с неопределенностями: нечеткий подход. Robust adaptive PID tracking control design for uncertain spacecraft systems: A fuzzy approach / Stankovic Ljubisa, Djukovic Igor, Thayaparan Thayananthan // IEEE Trans. Aersp. and Electron. Syst. - 2006. - 42, № 4. - С. 1506-1514.

Рассматривается задача следящего управления положением в пространстве космической системой и обсуждаются особенности ее решения. Предлагается метод синтеза нечеткого ПИД-регулятора для робастного качества H_∞ -слежения космической системой в условиях параметрических неопределенностей объекта управления и внешних возмущений. Аппроксимация неопределенностей объекта обеспечивается входящей в регулятор системой нечеткой логики. Робастность качества понимается в терминах нечувствительности к внешним возмущениям. Выводятся достаточные условия устойчивости в виде линейных матричных неравенств. Описываются результаты моделирования.

1.3.1.89. Распределенное оценивание, передача сообщений и управление группами космических аппаратов в глубоком космосе. Distributed estimation, communication and control for deep space formations / Smith R. 5., Hadaegh F. Y. // IET Contr. Theory and Appl. - 2007.- 1, № 2. - С. 445-451. - Библ. 37.

Обсуждаются некоторые требования по управлению совместной группой летательных космических аппаратов, оснащенных средствами получения интерферометрических изображений планет и других солнечных систем. Наличие таких средств требует очень точного поддержания относительного положения между аппаратами, разделенными большими расстояниями. Кроме того, миссии в глубоком космосе обычно требуют высокого уровня автономии. Предлагаются распределенные архитектуры для управления и координации группы космических аппаратов, которые отвечают всем этим требованиям.

1.3.1.90. Научно-технические разработки КБ «Салют». 2006-2008 гг. / Бахвалов, А.В. Альбрехт, Е.А. Абрамова и др.; Под ред. Ю.О. Бахвалова. - М.: Машиностроение, 2010. - 398 с., ил.

Настоящая книга - сборник статей сотрудников конструкторского бюро одного из крупнейших ракетно-космических центров страны - ГКНПЦ им. М.В. Хруничева - и их соавторов из академических и учебных институтов. Книга является вторым выпуском, первый был издан в мае 2006 г. Он охватывал тематику работ КБ от самолетов В.М. Мясищева, ракет-носителей В.Н. Челомея, космических аппаратов с мощными энергетическими системами ДА. Полухина до космических станций «Салют», «Мир» и Международной космической станции. В центре публикуемых в настоящем сборнике статей актуальные научно-технические вопросы работы ГКНПЦ им. М.В. Хруничева на современном этапе. Это сегодняшний день Международной космической станции и ее развитие в будущем, модернизация ракеты-носителя «Протон» и разработка новых перспективных носителей и космических аппаратов. На страницах этой книги нашли отражение основные направления работы КБ «Салют» - от проектных и расчетных вопросов до наземных стендовых испытаний новых образцов ракетно-космической техники. Для научных работников. Будет полезна широкому кругу специалистов аэро-

космической промышленности, преподавателям и студентам старших курсов высших технических учебных заведений.

1.3.2. Методы идентификации математических моделей космических объектов

1.3.2.1. Система идентификации условного времени сгорания массы разгонного блока: Пат. 2209157 Россия, МПК⁷ В 64 G 1/24 / Сыров А. С., Соколов В. Н., Ежов В. В.; Федерал. гос. унитар. предприятие Моск. ОКБ «Марс». - № 2001133791/28; Заявл. 18.12.2001; Оpubл. 27.07.2003.

Изобретение относится к космической технике, а более конкретно, к бортовым средствам терминального управления разгонных блоков с нерегулируемыми маршевыми ракетными двигателями. Предлагаемая система содержит последовательно соединенные измеритель кажущегося ускорения, определитель обратной величины и 1-й интегратор, подключенный к 1-ому входу вычислителя условного времени сгорания массы разгонного блока. Изобретение направлено на повышение точности и быстродействия вычисления времени отсечки двигателя разгонного блока и определения на его основе траектории движения этого блока.

1.3.2.2. Особенности решения некоторых баллистических задач при аварийном полёте КА / Давыдов Е. А., Лысов Н. С. // 5 Научные чтения памяти М. К. Тихонравова по военной космонавтике, "Космос и обеспечение безопасности России", Юбилейный, Московская обл., 20-21 окт., 2004- Т. 3. Секц. 7-9. - М.: СИП РИА; Юбилейный (Моск. обл.): Хоружевский, 2006. - С. 57-58.

Если в процессе навигационно-баллистического обеспечения лётных испытаний или штатной эксплуатации КА возникает аварийная ситуация, которая приводит к незапланированному изменению параметров орбиты, то возникает баллистическая задача определения причин, которые привели к нештатному полёту КА. Предлагается методика, позволяющая определить вероятные причины аварии в случаях, когда известны только параметры орбит до и после аварии, а также при наличии минимума

априорных данных, полученных по каналам телеметрии или из других источников. Рассматриваются несколько моделей возмущающей силы.

1.3.2.3. Применение методов определения резонансных частот при автоматизации процесса нахождения собственных частот машин. Застосування методів визначення резонансних частот при автоматизації процесу знаходження власних частот машин / Олійник П. Б. // Наук. вісті Нац. техн. ун-ту України "Київ. політехн. ін-т". – 2005. - № 5. - С. 107-111. - Библ. 5.

Характеризуются известные методы диагностики колебаний быстроходных машин на основе определения резонансной частоты. Описывается исследование, проведенное с маховичным двигателем, используемым в системе ориентации космического аппарата с массивным ротором. Исследование имело целью достичь автоматизированного определения собственной частоты, представляющую одну из задач модального анализа конструкции. Предложен алгоритм и приведены результаты его испытания, которые позволили повысить эффективность нахождения собственных частот на основе использования двух методов — пиковой амплитуды и обратной АФЧХ.

1.3.2.4. Совместное оценивание коэффициентов модели гиросtabilизированной платформы и вектора состояния объекта / Погорелов В. А. // Изв. РАН. Теория и системы упр. – 2006. - № 4. - С. 135-140. - Библ. 11.

Решается задача совместной идентификации параметров модели дрейфа гиросtabilизированной платформы и оценивания вектора состояния автономной навигационной системы. В качестве модели дрейфа гироплатформы выбран многочлен второго порядка с нестационарными коэф. Поставленная задача решается без каких-либо упрощающих допущений о характере движения объекта и распределения шумов измерений.

1.3.2.5. Применение двухэтапной обработки измерений для определения положения навигационного спутника / Лаптев А. А. // Решетневские чтения. Материалы 10 Международной научной конференции, посвященной памяти генерального конструктора ракетно-космических систем академика М. Ф. Решетнева, Красноярск, 8-10 нояб., 2006. Конфе-

ренция проводится в рамках Сибирского авиационно-космического салона (САКС-2006), Красноярск, 2006. - Красноярск: Сиб. гос. аэрокосм. ун-т, 2006. - С. 247-248. - Библ. 2.

Предложен способ построения сглаживающей оценки вектора состояния спутника при использовании метода фильтрации Калмана. Применен алгоритм генетического программирования. Его использование позволяет находить и функциональную форму и численные коэф.

1.3.2.6. Алгоритм определения кватерниона ориентации малого космического аппарата по двум астроориентирам / Ананенко В. М. // Изв. вузов. Приборостр. - 2007. - 50, № 6. - С. 59-64. - Библ. 4.

Рассматривается алгоритм определения кватерниона ориентации малого космического аппарата (МКА) в реальном времени относительно инерциальной системы координат с использованием двух известных астроориентиров. Алгоритм основан на определении параметров трех поворотов, которые необходимо выполнить для совмещения осей связанной системы координат с осями инерциальной.

1.3.2.7. Оценка неопределенности в нейронных сетях с помощью байесовской статистики: применение в анализе данных со спутников. Neural network uncertainty assessment using Bayesian statistics a remote sensing application / Aires F., Prigent C., Rossow W. B. // Neural Comput. - 2004. - 16, № 1. - С. 2415-2458. - Библ. 35.

Предложен байесовский метод оценки влияния неопределенности при решении задач регрессии с помощью нейронных сетей. Метод дает возможность оценивать неопределенность не только в отдельных коэффициентах, как традиционные подходы, но в нейронной сети как целом. Описано его применение в мониторинге робастности нейронных сетей. Приведены примеры использования предложенного метода в прикладной системе, предназначенной для оценки температуры кожи, микроволнового излучения с поверхности и содержания паров воды в атмосфере на основании данных, полученных с помощью ИК датчиков на спутниках. Представлены результаты проведенных численных экспериментов по методу Монте-Карло.

1.3.2.8. Анализ изменений параметров распределенного наблюдателя для управления движением. An analysis of parameter variations of disturbance observer for motion control / Kobayashi Hideyuki, Katsura Seiichiro, Ohnishi Kouhei // IEEE Trans. Ind. Electron. - 2007. - 54, № 6. - С. 3413-3421. - Библ. 26.

Анализируются свойства наблюдателя возмущений в системе управления движением в контексте вариации его параметров, которыми являются вариации момента инерции и вариация коэф. момента. Показывается, что наблюдатель возмущений позволяет вводить влияние фазовой компенсации надлежащим выбором параметров номинальной модели возмущений. Предлагается метод синтеза распределенного наблюдателя, который обеспечивает требуемую фазовую компенсацию возмущений. Показывается, что такой распределенный наблюдатель приводит к упрощению синтеза и реализации системы управления движением. Достоверность предложенного метода синтеза подтверждается экспериментами.

1.4. Системы, обеспечивающие движение и ориентацию космических объектов

1.4.1. Системы стабилизации космических объектов

1.4.1.1. Решение проблемы с магн. возмущениями на ИСЗ RADARSAT. Resolving RADARSAT torque rod magnetic disturbances problem / Kirn Y. V., Deraspe G. // Proceedings of the 5 ESA International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems, Frascati, 22-25 Oct., 2002. - Noordwijk: ESTEC, 2003. - С. 345-351. - (ESA SP). - Библ. 5.

Описывается метод уменьшения влияния магн. возмущений на работу системы управления пространственным положением ИСЗ. Эти возмущения создают паразитную обратную связь с вводом магнетометра и являются причиной параметрического резонанса контура управления указанной системы. Проблема была решена для первого канадского спутника наблюдения Зем-

ли, запущенного в ноябре 1995 г. Через 7 лет система управления позволяет очень точно стабилизировать спутник.

1.4.1.2. Устойчивость и предельные циклы системы стабилизации спутника с упругим стержнем и газореактивными двигателями с постоянным временем запаздывания / Андрейченко К. П., Андрейченко Д. К. // Авиакосм. приборостр. - 2005. - № 2. - С. 11-17, 62. - Библ. 5.

Составлена система дифференциальных уравнений возмущенного моментом внешних сил движения спутника с упругим стержнем. На основе точного решения линеаризованной системы уравнений получена передаточная функция системы стабилизации в форме отношения квазимногочленов. В пространстве коэффициентов ОС построены области устойчивости с учетом времени запаздывания в газореактивных исполнительных двигателях, проанализированы переходные функции ошибки стабилизации. Исследованы предельные циклы и проанализировано поведение спутника при потере устойчивости.

1.4.1.3. Управление положением гибкого ИСЗ с помощью адаптивной нечеткой линеаризации. Flexible satellite attitude control via adaptive fuzzy linearization / Guan Ping, Liu Xiang-dong, Chen Jia-bin, Liu Xiao-he // J. Beijing Inst. Technol. - 2005. - 14, № 2. - С. 140-144. - Библ. 5.

Гибридный регулятор строится объединением адаптивного, нечеткого управления и линеаризации соотношения вход/выход. Предложена базовая структура регулятора. Анализируются правила выбора параметров регулятора, гарантирующие стабилизацию положения ИСЗ.

1.4.1.4. Активное подавление вибраций в конструкциях КА на базе применения линейно-квадратичного гауссовского контроллера и фильтра Калмана. Active vibration suppression in spacecraft structures based on LQG-controller and Kalman-observer / Wagner Mark, Grillenbeck Anton, Abou-El-Ela Ahmed (IABG mbH, Ottobrunn, Germany) // Proceedings of the European Conference on Spacecraft Structures, Materials and Mechanical Testing, Noordwijk, 10-12 May, 2005. - Noordwijk: ESTEC, 2005. - С. 248-256. - (ESA SP). - Библ. 9.

Спроектирована, аппаратурно реализована и проверена экспериментально методика активного подавления колебаний гиб-

кой конструкции КА, имеющая основной целью снижение колебаний конструкции под действием неожиданных внешних возмущений. Практическая направленность разработки представляла стабилизацию бортовой научной ПН зондирующих ИСЗ, для чего к гибкой части конструкции были прикреплены 4 пьезоэл. привода. Цель работы состояла не в создании новой системы, а в выборе и практической реализации существующих методов управления колебаниями структуры с низким коэф. затухания. После опробования нескольких алгоритмов управления был выбран линейно-квадратичный гаусовский контроллер в сочетании с фильтром Калмана, как наиболее удобный и стабильный. Система была доработана применительно к динамическим свойствам фермы КА СЕМ-3 для НИЦ NASA в Лэнгли. В эксперименте было показано ослабление главных колебательных мод объекта на 30 дБ в диапазоне частот 20-70 Гц.

1.4.1.5. Проблемы стабилизации космических аппаратов с гибкой динамикой. Ч. 2. Робастное и нейроадаптивное управление. Проблеми стабілізації космічних апаратів з гнучкою динамікою. Частина 2. Робастне та нейроадаптивне керування / Бублик Г. Ф., Мелашенко О. М. // Наук. вісті Нац. техн. ун-ту України "Київ. політехн. ін-т". – 2006. – № 6. – С. 61-70. – Библ. 60.

Рассмотрены вопросы получения робастных оценок фазового вектора космических аппаратов с гибкой динамикой (КАГД). Показано, что при наличии параметрической неопределенности для повышения качества управления КАГД необходимо использовать подходы синтеза параметрическиробастных регуляторов. Рассматриваются также алгоритмы нейроадаптивного управления. Отмечается, что на основании этих алгоритмов возможно решать задачи управления КАГД в случае усложненности параметризации неопределенности его модели.

1.4.1.6. Об устойчивости предельных циклов в системах стабилизации спутников с упругими стержнями / Андрейченко Д. К., Андрейченко К. П. // Изв. РАН. Теория и системы упр. – 2007. – № 5. – С. 137-149. – Библ. 9.

Составлены системы дифференциальных уравнений возмущенного моментом внешних сил движения спутников с упругими стержнями, содержащими на концах абсолютно жесткие тела.

Выполнено моделирование предельных циклов и переходных процессов в нелинейной системе управления с учетом времени запаздывания в газореактивных двигателях. На основе доказанной ранее теоремы об устойчивом квазимногочлене предложен метод строгого исследования устойчивости предельных циклов.

1.4.1.7. Стабилизация геостационарного спутника связи с использованием ограниченных движений спутника-гиростата без измерений угловой скорости / Сумароков А. В. // Труды 50-й Научной конференции МФТИ "Современные проблемы фундаментальных и прикладных наук" Долгопрудный, Моск. обл., 2007. Ч. 3. Аэрофизика и космические исследования. Т. 1. – М.; Долгопрудный (Моск. обл.): МФТИ, 2007. – С. 74-76. – Библ. 5.

Рассматривается резервный режим поддержания орбитальной ориентации спутника-ретранслятора в случае отказа датчиков углов и угловых скоростей. В качестве первичной информации в этом режиме используются измерения угловых скоростей вращения роторов трёх маховиков со взаимно ортогональными осями (период квантования сигнала 0,4 с) и редкие периодические измерения угловых рассогласований, формируемые на Земле по падению мощности ретранслируемого радиосигнала (период измерений от 3 до 20 мин). Решение поставленной задачи сводится к поиску таких решений уравнения, описывающего динамическое поведение твёрдого тела, снабженного системой маховиков с ненулевым суммарным кинетическим моментом (спутника-гиростата), которые обеспечивают гироскопическую стабилизацию несущего тела.

1.4.1.8. Глобальный контроль за угловой ориентацией космического летательного аппарата [КЛТА] с помощью магнитного средства при наличии гравитационного градиента. Global magnetic attitude control of spacecraft in the presence of gravity gradient / Lovera Marco, Astolfi Alessandro // IEEE Trans. Aerosp. and Electron. Syst. – 2006. – 42, № 3. – С. 796-805. – Библ. 22.

Магнитные катушки, определяющие изменения напряжённости геомагнитного поля, являются широко распространённым, простым и надёжным средством определения/контроля изменения углов ориентации КЛА при его полёте по орбите и приме-

няются с начала 1960-х гг. Однако до сих пор не было разработано общей теории построения исполнительных механизмов (актуаторов) контроля за изменением углов ориентации КЛА, возникающими от наличия крутящего момента, вызванного гравитационными градиентами, являющимися мерой изменения силы тяжести на пути движения КЛА по орбите, включая принципы построения средств стабилизации, которые при наличии отклонений в ориентации КЛА возвращали бы его в исходное положение равновесия. Представлены: вывод дифференциальных уравнений динамики и кинематики крутящихся моментов, действующих на КЛА и вызванных гравитационными градиентами, и принципы их решения по измерениям изменений напряжённости магнитного поля Земли, выполняемых магнитными катушками, оси которых направлены по трём главным осям инерции тела КЛА; метод решения этих уравнений с анализом условий, при которых решение становится безусловленным; принципы стабилизации тела КЛА на орбите при превышении величин углов ориентации КЛА от допустимых значений; теоретические основы построения на этих принципах стабилизатора (программно-аппаратного контроллера) КЛА, возвращающего его тело в положение равновесия. Представлены также эксперименты по определению крутящихся моментов с помощью магнитных катушек по имитированным данным для КЛА, обращающегося по квазиполярной ($i=87^\circ$) круговой орбите с высотой 450 км, и результаты стабилизации корпуса КЛА с помощью контроллера, работа которого имитирована на основе упомянутых выше принципов. Результаты эксперимента подтвердили, что устройства, построенные по этим принципам, и методы обработки данных должны обеспечить стабильность корпуса КЛА на орбите в условиях наличия крутящего момента от гравитационных градиентов в глобальном масштабе.

1.4.1.9. Проектирование H_∞ регулятора гибких пространственных структур с неопределенностью коэффициента демпфирования / Chaе Jang-Soo, Park Tae-Won // Te hanggi kyohag hvinon mun chib. A=Trans. Kor. Soc. Mech. Eng. A. - 2002. - № 4. - С. 602-608. - Библ. 16.

Гибкая пространственная структура, как например, матрица солнечных батарей или антенна космического базирования,

очень чувствительна к внешним или внутренним возмущениям и шумам. В то же время, требования минимизации массы космического носителя и использования легких материалов еще более осложняют проблему структурной неустойчивости и управляемости. Рассматривается задача управления вибрациями размещаемых в космосе больших пространственных структур и описываются методы моделирования конечными элементами систем управления гибкими структурами с использованием пьезодатчиков и пьезопроводов. Исследуется проблема робастности в условиях неопределенности коэф. демпфирования структуры.

1.4.1.10. Решение задачи стохастического управления гиросtabilизированной платформой с параметрически неопределенной моделью дрейфа / Погорелов В. А. // Изв. РАН. Теория и системы упр. – 2003. - № 2. - С. 152-160. - Библ. 14.

Решена проблема управления гиросtabilизированной платформой с параметрически неопределенной моделью ее собственных уходов. Управление гиросtabilизированной платформой и идентификация параметров модели дрейфа осуществляется одновременно исходя из требования обеспечения максимума информации о векторе состояния подвижного объекта. В качестве оптимизируемого функционала выбран критерий Шеннона. Рассмотрен численный пример, иллюстрирующий эффективность предложенного подхода.

1.4.2. Системы управления космическими объектами

1.4.2.1. Исследование принципов терминального управления пассивным возвращением космических объектов в задачах повышения безопасности полетов / Андриенко А. Я. // Тр. Ин-та пробл. упр. РАН. - 2002. – 19. - С. 68-75. - Библ. 4.

Применительно к задаче повышения безопасности полетов в околоземном пространстве анализируются принципы терминального управления средствами пассивного возвращения космических объектов на Землю практически без использования реактивных двигателей. Предложенный алгоритм управления гибкой связкой базируется на минимальной информации о текущем состоянии связки (от датчиков силы натяжения и длины

смотанной с катушки части троса) и позволяет вернуть космический объект на Землю в условиях существенной неопределенности в параметрах связи при эксплуатационно приемлемых массе троса и продолжительности операции возвращения.

1.4.2.2. 5-я Международная конференция ЕКА по наведению, навигации и системам управления КА. Proceedings of the 5 ESA International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems, Frascati, 22-25 Oct., 2002 / Harris R. A., Fletcher K. (ред.). - Noordwijk: ESTEC, 2003. – xi. - 640 с.- (ESA SP).

Приводятся материалы 5-й Международной конференции ЕКА по наведению, навигации и системам управления КА, состоявшейся в г. Фраскати (Италия) 22-25 октября 2002 г. Материалы включают вступительное слово председателя, программу конференции, список из 190 участников, в т. ч. 4 представителя России, и краткое изложение докладов. Доклады разбиты по секциям: "Достижения в области навигационных датчиков и исполнительных механизмов", "Межпланетная навигация, использование планетных атмосфер и точная посадка", "Полет КА в составе формирования и встреча", "Проектирование систем управления", "Космические экспедиции и операции на орбите", "Малые ИСЗ", "Перспективные системы управления".

1.4.2.3. Особенности терминального управления выводением разгонного блока с нелинейной программой ориентации / Сыров А. С., Соколов В. Н., Ежов В. В. (ФГУП МОКБ "Марс") // Проблемы совершенствования робототехнических и интеллектуальных систем летательных аппаратов: Сборник докладов 6 Всероссийской научно-технической конференции, Москва, 21-23 мая, 2002. - М.: Изд-во МАИ, 2002. - С. 136-140, 331. - Библ. 1.

Исследованы особенности терминального управления продольным движением разгонного блока при выведении на заданную орбиту с использованием нелинейной программы изменения его ориентации на активном участке полета.

1.4.2.4. Предварительное управление пространственным положением и моментом для спутников с магнитным приводом. Predictive attitude and momentum control for satellites with magnetic actuators / Silani Enrico, Lovera Marco //

Proceedings of the 5 ESA International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems, Frascati, 22-25 Oct., 2002. - Noordwijk: ESTEC, 2003. - С. 609-612. - (ESA SP). - Библ. 12.

Рассмотрена задача комбинированной стабилизации и управления моментом для КА с использованием момента/реакции маховиков и магн. катушек в качестве приводов и предложен новый подход к решению задачи в рамках теории управления. Представлены результаты моделирования для КА класса МИТА на низкой околоземной орбите.

1.4.2.5. Подходы к управлению малых спутников. Control approaches to small student build satellites / Schilling Klaus, Fullmer Rees // Proceedings of the 5 ESA International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems, Frascati, 22-25 Oct., 2002. - Noordwijk: ESTEC, 2003. - С. 483-487. - (ESA SP). - Библ. 11.

Предлагаемые малые спутники открывают мотивированное поле применения для обучения студентов. Рассматриваются относительно недорогие системы управления пространственным положением спутников. В качестве конкретного примера применения обсуждается система управления, разработанная студентами ун-та шт. Юта для спутника USUSat массой 15 кг, и двух астрономических спутников ABRIXAS и EUVSAT.

1.4.2.6. Управление упругодеформируемыми космическими аппаратами / Литвинов Н. Д. // Изв. РАН. Теория и системы упр., 2003. - № 3. - С. 164-175. - Библ. 10.

Рассматривается задача управления упругодеформируемым космическим аппаратом. Задача решается путем синтеза многофункционального регулятора, реализующего режимы функционирования с помощью подсистем. Определяются основные требования к подсистемам, способы их реализации и управление подсистемами.

1.4.2.7. Расчет управляющего устройства пространственным положением для фазы подъема орбиты КА Artemis. Attitude controller design for the ARTEMIS orbit raising phase / Surauer M., Keeve R., Ertongur N., Müller C., Boeinghoff A., Mille F., Ruhland P. // Proceedings of the 5 ESA International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Sys-

tems, Frascati, 22-25 Oct., 2002. - Noordwijk: ESTEC, 2003. - С. 393-402. - (ESA SP). - Библ. 3.

Описано трехосное управление пространственным положением во время фазы подъема орбиты КА Artemis с использованием ионного двигателя. Особенно во время фазы разгона производились только инерциальные двухосные измерения пространственного положения по солнечному датчику и двухосные измерения скорости с помощью гироскопического устройства. Проиллюстрирована принципиальная стратегия маневра КА Artemis.

1.4.2.8. Работа подсистемы управления положением в пространстве и орбитой КА ENVISAT. ENVISAT AOCS in orbit performances / Lejault Jean-Pascal, Bargellini Pier, Mantovani Gianaldo // Proceedings of the 5 ESA International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems, Frascati, 22-25 Oct., 2002. - Noordwijk: ESTEC, 2003. - С. 403-406. - (ESA SP).

КА является самым большим аппаратом, созданным в Европе. Он рассчитан на мониторинг земной обстановки, наблюдение и съемку Земли. Он выведен на солнечно-синхронную орбиту высотой 800 км. Он несет несколько ПН, включая как оптическую, так и радиолокационную съемку. Представлена фаза запуска и ранней операции с точки зрения подсистемы управления положением в пространстве и орбитой КА был запущен РН Ariane V 1 марта 2002 г.

1.4.2.9. Модернизация системы управления движением космических аппаратов "Фотон", "Бион" / Антонов Ю. Г., Головченко А. А., Платонов С. Н., Сучков Б. К., Пылаев Ю. К. // 10 Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам, Санкт-Петербург, 26-38 мая, 2003. - СПб: Изд-во ГНЦ РФ - ЦНИИ "Электронприбор", 2003. - С. 77-83. - Библ. 4.

Рассмотрена модернизация системы управления движением автоматических низкоорбитальных КА "Фотон", "Бион", предназначенных для проведения технол., биологических и науч. экспериментов в интересах различных отраслей промышленности и науки.

1.4.2.10. Робастный контроль траектории и пространственного положения гибкой РН. Robust trajectory and attitude control of a flexible launcher / Attolico M., Bernelli-Zazzera F., Susca S., Bini P. (Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale Politecnico di Milano) // Proceedings of the 5 ESA International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems, Frascati, 22-25 Oct., 2002. - Noordwijk: ESTEC, 2003. - С. 275-282. - (ESA SP). - Библ. 9.

Представлен робастный контроллер пространственного положения малой РН на стадии горения её первой ступени, которая длится 100 с в условиях изменяемой динамики и рассеивания. РН является системой с переменной массой, поэтому в полёте её инерционные характеристики, а значит частоты и формы мод, изменяются. На рассматриваемой стадии полёта из-за изменения скорости в чрезвычайно большом диапазоне также меняются динамическое давление и аэродинамические коэф. Также совершенно нестабилен профиль тяги. Предлагается набор контроллеров, позволяющих осуществлять робастный контроль траектории и пространственного положения гибкой ракеты в нестабильных условиях полёта на стадии горения первой ступени.

1.4.2.11. Концепции управления в безвоздушном пространстве для миссии STEP. Drag-free control concepts for the STEP mission / Schleicher Alexander, Theil Stephan // Proceedings of the 5 ESA International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems, Frascati, 22-25 Oct., 2002. - Noordwijk: ESTEC, 2003. - С. 595-598. - (ESA SP). - Библ. 6.

Спутниковая проверка принципа эквивалентности (STEP) рассчитана на космический эксперимент в области фундаментальной физики с большим увеличением точности. Точность измерений, необходимая для достижения этой цели, требует очень малых возмущений окружающей среды спутника. В статье внимание сосредоточено на исследовании подходящих концепций управления и разработке алгоритмов контроллера для системы управления положением в безвоздушном пространстве в миссии STEP.

1.4.2.12. Myriade - концепция для AOCS. Myriade: an adaptative AOCS concept / Le Du Michel, Maureau Jerome, Prieur Pascal // Proceedings of the 5 ESA International Confer-

ence on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems, Frascati, 22-25 Oct., 2002. - Noordwijk: ESTEC, 2003. - С. 437-444. - (ESA SP). - Библ. 2.

Муриаде представляет собой концепцию микроспутников иницированную французским агентством CNES. Представлена система управления пространственным положением и орбитой. (Attitude and Orbit Control System (AOCS)) в двух случаях применения, характерных для Муриаде. Платформа DEMETER и особое применение, использующее управление на базе магн. поля, рассчитаны на миссию наблюдения Земли.

1.4.2.13. Управление спуском возвращаемых космических аппаратов в балансировочном равновесии на больших углах атаки / Афанасьев В. А. // 5 Международная научно-техническая конференция "Кибернетика и технологии XXI века", Воронеж, 12-13 мая, 2004 - Воронеж: НПФ "Саквое", 2004. - С. 181-192. - Библ. 8.

На примере запатентованной космической трансформирующейся ракеты при спуске в атмосфере решается проектная задача её модификации, исходя из условий образования устойчивого балансировочного равновесия на больших углах атаки с помощью двух поворотных плоскостей хвостового горизонтального оперения. Методом кусочной постоянно-линейной аппроксимации программируется закон управления угловыми разворотами на основе аналитического решения дифференциальных уравнений движения. Результаты имеют прикладное значение для разработки космической транспортной системы нового поколения и её бортовых алгоритмов управления.

1.4.2.14. Система управления движением малых космических аппаратов дистанционного зондирования Земли и связи / Туманов А. В., Матвеев В. Ф., Чугунов Е. Е. // Труды Всероссийской научно-технической конференции "Аэрокосмические технологии", посвященной 15-летию Аэрокосмического факультета МГТУ им. Н. Э. Баумана при НПО машиностроения, Реутов, 22 мая, 2002. - М.: Изд-во МГТУ, 2003. - С. 207-209.

Рассмотрены вопросы создания унифицированной системы управления движением малых КА дистанционного зондирования Земли и связи. Показано, что современное приборное оборудо-

вание и принципы унификации в проектировании позволяют создать малогабаритную, легкую и экономичную систему управления движением, удовлетворяющую высоким требованиям по точности и надежности

1.4.2.15. Назначение и состав баллистико-навигационного обеспечения в структуре технологии управления космическим полетом / Иванов Н. М., Лысенко Л. Н. // Изв. АН. Теория и системы упр. РАН. - 2004. - № 2. - С. 137-150. - Библ. 6.

Рассматривается современное состояние баллистико-навигационного обеспечения космических полетов, являющегося основным системообразующим элементом организационно-технического управления космическими аппаратами и орбитальными комплексами. Дается определение предметной области. Показывается место баллистико-навигационного обеспечения в общей структуре технологии управления. Основное внимание уделяется проблемам дальнейшего совершенствования баллистико-навигационного обеспечения с учетом появления новых информационных возможностей и переходом на малопунктные технологии управления.

1.4.2.16. Управляемая телеоперация на базе модели с интерфейсом. Model-based robot teleoperation with haptic interface / Woo-Keun Yoon, Yuichi Tsumaki, Masaru Uchiyama // Ind. Robot. - 2003. - 30, № 6. - С. 584-591.

Разработана экспериментальная телеоперационная система для космических роботов. Целью использования этой системы является развитие космической управляемой телеоперационной технологии, которая м. б. использована астронавтом. Время задержки связи является одной из самых крупных проблем, встречающихся при телеоперациях космического робота с Земли. Также разработан компактный интерфейс в качестве главного интерфейса. Эффективность модельных телеоперационных технологий подтверждена с помощью реальной системы управления на спутнике ETS-VII.

1.4.2.17. Бортовой автономный метод оценки в реальном времени траектории и положения спутников с помощью прослеживания движения на изображениях. Ein bordautonomes Verfahren zur Echtzeitschätzung von Bahn und

Lage eines Satelliten mithilfe von Bildbewegungsverfolgung / Dyblenko Serguei, Janschek Klaus // Automatisierungstechnik. - 2004. - 52, № 12. - С. 553-561. - Библ. 14.

Предложена новая концепция автономной навигации спутников. Разработанный метод основан на прослеживании векторов движения на изображениях в плоскости камеры. Преимущество перед методами, основанными на использовании неподвижных меток, заключается в значительно меньшем объеме требуемой априорной информации. Показано, что новый метод дает возможность определять и траектории, и положения спутников в реальном времени. Описаны возможности его применения в межпланетных экспедициях. Указаны границы применения нового метода.

1.4.2.18. Первая система управления мягкой посадкой космических аппаратов / Юревич Е. И. // Авиакосм. приборостр. - 2004. - № 5. - С. 58-60, 66. - Библ. 2.

Изложена история создания системы управления мягкой посадкой спускаемых космических аппаратов, положившего начало новому научно-техн. направлению "Фотонная техника".

1.4.2.19. Жесткое и адаптивное управление системой космического манипулирования с неопределенными параметрами / Chen Li (College of Mechanical Engineering, Fuzhou University, Fuzhou Fujian 350002, China) // Kongzhi lilun yu jingyong=Conlr. Theory and Appl. - 2004. - 21, №4. - С. 512-516. - Библ. 8.

Обсуждается проблема свободноплавающего манипулятора и анализируется кинематика и динамика системы. Показано, что матрица Якоби и динамические уравнения системы являются нелинейной функцией системы. Предложена схема управления манипулятора.

1.4.2.20. Труды 18-го международного симпозиума "Динамика космического полета". Proceedings of the 18 International Symposium on Space Flight Dynamics, Munich, 11-15 Oct., 2004 / Montenbruck O., Battrick B. (ред.). - Noorwijk: ESTEC, 2004. - х, 620 с.- (ESA SP). - Библ. в конце ст.

Опубликованы труды 18-го международного симпозиума по теме "Динамика космического полета", состоявшегося в Мюнхене 11-15 октября 2004 г. Представлено 99 докладов на пленарных

заседаниях и постерной секции, распределенных по разделам: "Определение ориентации и управление", "Полет КА в формированиях", "Операции полетной динамики", "Наведение и управление", "Построение и оптимизация траектории", "Определение орбиты", "Марсианские экспедиции", "Анализ и разработка экспедиций", "Управление параметрами орбиты", "Вход в атмосферу", "Межпланетные перелеты", "Траектории на малой тяге".

1.4.2.21. Система управления спуском космического аппарата "Союз-ТМА" / Беренов Н. К., Бранец В. Н., Евдокимов С. Н., Климанов С. И., Комарова Л. И., Микрин Е. А., Рыжков В. С., Самитов Р. М. // Гироскопия и навигация. - 2004. - № 3. - С. 5-13.

Приведены результаты работ по модернизации системы управления спуском, выполненной для пилотируемого корабля Союз ТМА. Эта модернизация касается введения в систему бортовой вычислительной машины и пространственного измерителя ускорений. Дается описание задачи управления на атмосферном участке и тех новых алгоритмических решений, которые реализованы в этой системе.

1.4.2.22. Управление движением космического аппарата по нестабильной орбите. Stabilization of spacecraft flight in halo orbits: an ∞ approach / Kulkarni Jayant E., Campbell Mark E., Dullerud Geir E. // IEEE Trans. Contr. Syst. Technol. - 2006. - 14, № 3. - С. 572-578. - Библ. 24.

Корнелльским университетом (США) разработана система управления движением космического аппарата по нестабильной орбите в окрестностях точки либрации (системы Солнце— Земля). Традиционный способ управления по типу Ноо адаптирован для применения к системам с линейным варьированием характеристик во времени (по дискретно-линейному типу).

1.4.2.23. Главный конструктор автономных систем управления / Михаленко Ю. Ф. // Биржа интеллект. собственности. - 2004. - 3, № 12. - С. 25-28.

Посвящается памяти основателя Научно-исследовательского центра автоматики и приборостроения академика Н. А. Пилюгина, выдающегося советского ученого и конструктора в области систем управления ракетными и ракетно-космическими ком-

плексами, академик АН СССР, члена Президиума АН СССР, дважды Герой Социалистического Труда, лауреат Ленинской и Государственной премий.

1.4.2.24. Некоторые аспекты создания систем управления движением низкоорбитальных космических аппаратов наблюдения в ГНПРКЦ "ЦСКБ-Прогресс" / Богданова Н. В. // Труды Научно-технической конференции с международным участием "Перспективные информационные технологии в научных исследованиях, проектировании и обучении" ("ПИТ-2006"), Самара, 29-30 июня, 2006'. К 30-летию факультета информатики. Т. 3. - Самара: СГАУ, 2006. - С. 161-164. - Библ. 4.

Системы управления низкоорбитальными космическими аппаратами наблюдения (КАН) имеют ряд характерных особенностей, связанных с условиями их эксплуатации, назначением целевой аппаратуры, а также с особенностями их конструкции. Эксплуатация КАН происходит на низких орбитах (140-500 км), где они испытывают существенные и постоянно меняющиеся возмущающие воздействия (влияние космических частиц и верхней атмосферы, перепады температур и т. д.), которые приводят к торможению и закручиванию КА. Система управления движением должна обеспечить надежную ориентацию КА и стабильность работы всех его систем. Точность навигации КАН должна быть очень высокой. В зависимости от назначения целевой аппаратуры и задач, решаемых КА (обзорное, детальное, высокодетальное; одиночное, маршрутное наблюдение и т. д.), разрабатываются системы навигации.

1.4.2.25. Нелинейная динамика упругого спутника при начальном успокоении / Сомов С. Е. // Изв. Самар. науч. центра РАН, 2005. - 7, № 1. - С. 107-117. - Библ. 3.

Рассматриваются проблемы параметрического синтеза дискретных алгоритмов широтно-импульсного управления реактивными двигателями упругого космического аппарата при его начальном успокоении. Представляются результаты исследования динамики спутника связи Sesat с крупногабаритными панелями солнечных батарей в этом режиме.

1.4.2.26. Маневрирование на орбите большими космическими гибкими структурами с помощью свободно летающих

роботов. The on-orbit maneuvering of large space flexible structures by free-flying robots / Ishijima Yoshiyuki, Tzeranis Dimitrios, Dubowsky Steven (Japan Aerospace Exploration Agency, Ibaraki, Japan) // Proceedings of i-SAIB,AS 2005: The 8 International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space, Munich, 5-8 Sept., 2005. - Noordwijk: ESTEC, 2005. - С. 419-426. - (ESA SP). - Библ. 6.

Международная космическая станция является примером большой космической структуры, построенной космонавтами из больших сборочных модулей. Будущие космические структуры, такие как солнечные батареи, имеют длину порядка нескольких км и модули, составленные из гибких структур. Сборка таких модулей на орбите представляет собой очень трудную задачу. Предлагается осуществлять такую сборку больших гибких структур с помощью летающих роботов. При этом одна группа роботов осуществляет сборку модулей, а другая группа роботов управляет первыми. Описывается система управления и планирования маневрированием больших гибких космических структур с помощью свободно летающих роботов.

1.4.2.27. Разработка системы управления для орбитального аппарата. Adaptive task flow management of distributed spacecraft bus based on multi-agent reinforcement learning / Eishima Takashi, Nakasuka Shinichi // Proceedings of i-SAIRAS 2005: The 8 International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space, Munich, 5-8 Sept., 2005. - Noordwijk: ESTEC, 2005. - С. 688-694, 12; 6. - (ESA SP). Библ. 10.

Университетом г. Токио (Япония) на основе применения сетевых средств разработана децентрализованная система управления для орбитального аппарата. Обеспечено использование множественных факторов-посредников (технология обучения системы обеспечивает повышенную устойчивость системы при возникновении аномальных состояний). Возможности оптимизации системы уступают реализуемой системой с иерархической структурой, тогда как нагрузка по выполнению расчетных операций снижена.

1.4.2.28. Решетневские чтения. Решетневские чтения: Материалы 10 Международной научной конференции, по-

священной памяти генерального конструктора ракетно-космических систем академика М. Ф. Решетнева, Красноярск, 8-10 нояб., 2006. Конференция проводится в рамках Сибирского авиационно-космического салона (САКС-2006), Красноярск, 2006. - Красноярск: Сиб. гос. аэрокосм. ун-т, 2006. - С. 404-412.

На конференции работали секции: "Проектирование и производство летательных аппаратов, космические исследования и проекты"; "Крупногабаритные трансформируемые конструкции космических аппаратов"; "Двигатели, энергетические установки и системы терморегулирования космических аппаратов"; "Системы управления, космическая навигация и связь"; "Перспективные материалы и технологии в аэрокосмической отрасли" и др.

1.4.2.29. Проблемы нелинейного управления ориентацией деформируемых космических аппаратов. Ч. 1. Уравнения и особенности динамики конструкции и процессов управления / Рутковский В. Ю., Суханов В. М. (Институт проблем управления РАН) // Мехатрон., автоматиз., упр. – 2006. - № 9. - Прилож. - С. 6-14. - Библ. 25.

Изложены основные результаты научной деятельности коллектива, сформированного в 60-х годах прошедшего века академиком Б. Н. Петровым, в области создания прикладной теории управления сложными динамическими объектами из класса большемерных космических аппаратов с существенно нежесткой конструкцией. Дан обзор проблемных вопросов, возникающих при решении задач управления ориентацией деформируемых космических аппаратов (ДКА) в классе разрывных систем. Описана новая, модально-физическая форма представления математической модели деформируемых космических аппаратов, позволившая выявить целый ряд особенностей динамики управляемого движения упругих объектов. Предложен инструмент анализа и синтеза динамических свойств ДКА, определенный как "портрет" динамики конструкции, позволяющий решать задачи упреждающей многокритериальной оптимизации механической структуры ДКА как объекта регулирования. Введен строгий метод анализа динамики релейного управления ориентацией одномодального упругого ДКА — метод фазовой биплоскости, и дано его расширение для приближенного исследования динами-

ки многочастотных ДКА — метод размытой фазовой биплоскости.

1.4.2.30. Наземная экспериментальная система свободно плавающего робота, захватывающего объекта в космическом пространстве. A ground experiment system of freefloating robot for capturing space target / Xu Wenfu, Liang Bin, Xu Yangsheng, Li Cheng, Qiang Wenyi (Harbin Institute of Technology, Harbin, China) // J. Intell. and Rob. Syst. - 2007. - 48, № 2. - С. 187-208.

Рассматриваются технические системы, предназначенные для захвата целей в космическом пространстве. Для обеспечения успешной работы системы проведено наземные эксперименты для проверки алгоритмов планирования и управления для космической робототехнической системы до ее вывода на орбиту. При проведении эксперимента применяется гибридный подход, при котором математическая модель сочетается с физической моделью. Основой концепции являются динамическая имитация и кинематическая равнозначность, при которых в случае использовании динамических уравнений рассчитывается поведение космической робототехнической системы. Движение исполнительного органа и цели реализуется двумя промышленными роботами. При различных точках наблюдения имитируются два режима процесса захвата. В эксперименте использованы два промышленных робота, глобальная визуальная система и пять компьютеров. Протестированы алгоритмы космического робота при различных геометрических параметрах и различных весовых свойствах. Алгоритм предназначен для автономного планирования траектории движения в процессе проведения эксперимента по захвату движущейся цели. Разработана пространственная система имитационного моделирования в реальном масштабе времени для имитации процесса.

1.4.2.31. Многоцветная структура для малых ИСЗ систем AOCS. A reusable software architecture for small satellite AOCS systems / Alminde Lars, Laursen Karl Kaas, Bendtsen Jan Dimon // Proceedings of the 48 Symposium: Small Satellites, Systems and Services, Chia Laguna, Sardinia. 25-29 Sept., 2006. - Noordwijk: ESTEC, 2006. - С. 186-194. - (ESA SP). - Библ. 12.

Описывается математический инструмент для гибридных систем управления ИСЗ, в частности, проект Sophy, рассматриваемый учёными из Aalborg University (Дания). Изучается система управления положением ИСЗ в пространстве. Демонстрируются возможности Sophy-проекта. Будущее данного проекта или ему подобных - в связи с существующими компьютерными мощностями оптимизировать технические характеристики ИСЗ и повысить возможность их адаптации при каких-либо возникающих в полёте критических ситуациях.

1.4.2.32. Формирование стратегии управления собираемой на орбите большой космической конструкцией / Глумов В. М., Рутковский В. Ю., Суханов В. М. // Автомат. и телемех. – 2007. - № 12. - С. 21-37. - Библ. 12.

Приводится вывод уравнений углового движения большой космической конструкции, собираемой из отдельных строительных элементов непосредственно на орбите. Учитывается дискретный характер изменения мех. структуры и наличие существенной нежесткости конструкции, обусловленной упругостью шарнирных связей соединяемых элементов каркаса. Предлагается методика компьютерного анализа процесса изменения динамических свойств собираемой конструкции как объекта управления, модель которого имеет переменные коэффициенты и ярко выраженные свойства упругой многочастотной колебательной системы. Формируется последовательность изменяющихся стратегий управления движением таких объектов, решающая проблему устойчивого по отношению к упругим колебаниям и высокоточного управления на всех этапах сборки. Приводятся структурные схемы систем ориентации развивающейся конструкции, реализующие принятые стратегии управления на соответствующих этапах сборки. Анализируются результаты моделирования, подтверждающие работоспособность предложенных алгоритмов управления.

1.4.2.33. Орбитальный аппарат для исследования спутников Юпитера. A dissipative control design for Jupiter Icy Moons Orbiter / Shi Jianjun, Kelkar Atul G. // Trans. ASME. J. Dyn. Syst., Meas., and Contr. - 2007. - 129, № 4. - С. 559-565. - Библ. 9.

Разработан орбитальный аппарат для применения в процессе исследований спутников планеты Юпитер. Применение системы управления нелинейного типа обеспечило требуемые показатели стабильности при выполнении орбитального манёвра. Для 30 режимов колебаний упругих элементов конструкции значения собственной частоты варьируются в интервале 0,4306-21,2882 Гц. Продольный размер орбитального аппарата 27 м, масса 21 т.

1.4.2.34. Бортовая система управления колесного робота с двумя независимыми ведущими колесами / Бирюлина А.А., Бойков В. И., Купцов В. Ю., Паськов В. Е., Ратников С. Н., Сергеев К. А., Соколов К. А. // Инф.-измерит. и управл. системы. - 2007. - 5, № 2. - С. 79-83. - Библ. 12.

Рассмотрены вопросы организации системы управления колесным роботом. Предложена структура системы управления, особенность которой состоит в использовании для всех датчиков единой схемы обработки сигналов. Представлена схема обработки данных.

1.4.2.35. Особенности динамики управления деформируемым космическим аппаратом в процессе его преобразования в большую космическую конструкцию / Крутова И.Н., Суханов В. М. // Автомат. и телемех. – 2008. - № 5. - С. 41-56. - Библ. 14.

Исследуются особенности динамики управления угловым движением деформируемого космического аппарата (ДКА) при его преобразовании в большую космическую конструкцию (БКК). Формально это преобразование осуществляется путем постепенного снижения конструктивной жесткости до малых значений, обуславливающих возникновение НЧ-колебаний ($f < 0,05$ Гц), являющихся одним из основных признаков принадлежности рассматриваемого объекта к классу БКК. Получено уточнение известного количественного определения БКК. Показано, что при сближении частот упругих колебаний конструкции с частотами управления "жестким" движением объекта возникает особый вид взаимосвязи двух типов движений ("захватывание" частоты регулятора частотой упругих колебаний), снижающей эффективность управления вплоть до потери устойчивости системы. Предложены аналитический (для линейных систем управления) и машинный (для дискретных систем) методы опре-

деления границ, разделяющих две качественно различные формы существования трансформирующегося упругого объекта. Приведены некоторые результаты компьютерного моделирования процессов управления ориентацией изменяющегося объекта (ДКА и БКК).

1.4.2.36. Разработка системы управления для аэрокосмического аппарата / Zhang Chun-yu, Jiang Chang-sheng, Zhu Liang // Yuhang xuebao=J. Astronaut. - 2007. - 28, № 1. - С. 33-38. - Библ. 14.

Технологическим университетом аэрокосмической отрасли (Китай) разработана система управления движением аэрокосмического аппарата. Наблюдатель возмущений функционирует на основе использования нечетких правил. В системе обеспечено оценочное определение возможных неопределенностей и возмущений. Высокие показатели качества управления подтверждены моделированием.

1.4.2.37. Автономное планирование пути и экспериментальное исследование свободно плавающего в пространстве робота для захвата цели. Autonomous path planning and experiment study of free-floating space robot for target capturing / Xu Wenfu, Liu Yu, Liang Bin, Xu Yangsheng, Qiang Wenyi (The Chinese University of Hong Kong, Hong Kong, China) // J. Intell and Rob. Syst. - 2008. - 51, № 3. - С. 303-331.

Отмечается, что пространственные космические робототехнические системы могут играть большую роль в будущем. Роботы, функционирующие в орбитальном пространстве, могут быть широко применены для реализации научных и практических задач. Авторы предлагают систему автономного планирования пути роботов для захвата целей. Задача сформулирована для прямоугольного пространства, специальный двигатель может перемещать манипулятор для захвата целей в этом пространстве. Обсуждается то, какая информация необходима для решения задачи автономного планирования пути свободно плавающего робота (положение, ориентация, линейная и угловая скорости), реальность разработки датчиков, необходимых для этих целей в системе управления роботом, реальность получения датчиков для характеристики движения цели, необходимость использования при оценках фильтров Калмана. Отмечаются теоретические ра-

боты, которые необходимо выполнить до практического планирования работ. Обсуждаются возможность и целесообразность проведения экспериментальных работ для уточнения планов реализации этой задачи.

1.4.2.38. Технический обзор автономного управления и бортовой обработки данных для космических носителей / Dai Shu-wu, Sun Hui-xian // Yuhang xuebao=J. Astronaut. - 2003. - 24, № 1. - С. 17-22. - Библ. 20.

Формулируются концепции и задачи автономных космических кораблей и проводится сравнение автономных систем управления космического базирования с традиционными неавтономными космическими системами. На концептуальном уровне дается обзор автономного управления и бортовой обработки данных. Утверждается, что особенно важным для эффективности автономной работы космического носителя является его архитектурная автономность, которая интегрирует все виды автономных функций. Выделяют три важных технологий автономности: интеллектуальное планирование и составление расписаний, диагностика отказов и реконструкция системы на базе моделей, автономность бортовой обработки.

1.4.2.39. Модели и методы оптимизации систем управления сложными объектами / Семенкин Е. С., Терсков В. А. - Красноярск: Изд-во Сиб. юр. ин-та МВД России, 2000. - 211 с. - Библ. 30.

Монография посвящена проблемам моделирования систем управления сложными автономными объектами и методам выбора их эффективных вариантов. В ней рассматривается работа основных контуров систем управления космическими аппаратами, строятся аналитические модели функционирования многопроцессорных вычислительных комплексов систем управления сложными объектами, предлагаются алгоритмы решения возникающих оптимизационных задач, приводятся техн. решения и схемы специализированных процессоров, позволяющих существенно повысить производительность многопроцессорных вычислительных комплексов систем управления сложными объектами.

1.4.2.40. Основанное на нечеткой логике полное автономное управление всем корпусом космического корабля,

возвращающегося в атмосферу. Fuzzy logic based full-envelope autonomous flight control for an atmospheric re-entry spacecraft / Wu S. F., Engelen C. J. H., Babuska R., Chu Q. P., Mulder J. A. // *Constr. Eng. Pract.* - 2003. - 11, № 1. - С. 11-25.

Разработана система интеллектуального автономного управления полетом космического корабля во время его входа в атмосферу, реализующая методы нечеткого управления в сочетании с численным решением обратных задач аэродинамики. Использована схема нечеткого регулятора Мамдани ПД-типа с 5 контролируемыми областями, каждой из которых соответствует своя конфигурация приводов. Для оптимизации конфигурации применяется метод решения обратных задач аэродинамики. Для настройки, в ходе которой поступающие сигналы приводятся к единой форме и выравниваются по величине, используется линейное преобразование. После этого применяются единые нечеткие правила вывода.

1.4.2.41. Оптимальное управление комфортабельным вертикальным приземлением возвращаемых космических аппаратов при неопределенности и ограничениях / Мещанов А. С. // 5 Международная научно-техническая конференция "Кибернетика и технологии XXI века", Воронеж, 12-13 мая, 2004 - Воронеж: НПФ "Саквоее", 2004. - С. 172-180. - Библ. 4.

Для многоразовых спускаемых космических аппаратов (СКА) различных аэродинамических форм с устойчивой угловой ориентацией на участке отвесного падения предложен метод решения задачи определения простых и надежных в эксплуатации законов многошагового терминального управления ограниченной тормозной тягой. Обеспечивается комфортабельное приземление СКА с выполнением с требуемой точностью при миним. расходе топлива заданных ограниченных терминальных и промежуточных модельных значений ускорений, скорости, высоты и массы при учете пост, воздействия на систему управления неопределенных параметрических и внешних возмущений.

1.4.2.42. Нелинейное управление космическими кораблями на основе переменных структур и построение автопилота с высокоманевренными приводами. Variable structure-based nonlinear missile guidance/autopilot design with highly maneuverable actuators / Yeh Fu-Kuang, Cheng Kai-Yuan, Fu

Li-Chen // *IEEE Trans. Contr. Syst. Technol.* - 2004. - 12, № 6. - С. 944-949. - Библ. 12.

Предложена структура автопилота с высокоманевренными приводами, обеспечивающая способность достигать цели при существенных ограничениях возможных типов движения приводов. Подробно описана реализованная стратегия нелинейного управления космическими кораблями на основе перем. структур. Проведен анализ устойчивости разработанной схемы по Ляпунову. Приведены результаты имитационного моделирования схемы управления с 5 степенями свободы.

1.4.2.43. Пассивное управление высотой гибких космических станций с кватернионными измерениями. Passive attitude control of flexible spacecraft from quaternion measurements / Gennaro S. Di. // *J. Optimiz. Theory and Appl.* - 2003. - 116, № 1. - С. 41-60.

Разработан динамический регулятор для космических станций с гибкими связями. Реализована оригинальная стратегия пассивного управления высотой. Для расчетов используются кватернионные представления. Показано, что новая стратегия дает достаточно хорошие результаты даже в тех случаях, когда входе выполнения маневров ОС не дает достаточной информации об угловой скорости в определенные моменты времени. Для иллюстрации рассмотрено несколько примеров выбора стратегии управления в ситуациях, близких к чрезвычайным.

1.4.2.44. Управление с планируемой передаточной функцией смещающимися космическими объектами / Li Kouen, Nagasio Tomoyuki, Kida Takashi // *Nihon kikai gakkai ronbunshu. C=Trans. Jap. Soc. Mech. Eng. C.* - 2004. - 70, № 693. - С. 1401-1408. - Библ. 7.

Рассматривается проблема орбитального управления расширяющимися в объеме космическими структурами в среде градиента силы тяжести. Проводится формальное описание уравнения движения изменяющегося в размерах орбитального объекта и показывается, что в контексте управления это есть система с линейно изменяющимися параметрами, для которой наиболее эффективным является использование управления с планируемой передаточной функцией. Предлагается аналитический метод определения наименьшего числа планируемых параметров, что по-

зволяет синтезировать неконсервативный регулятор с планируемой передаточной функцией. Обсуждаются вопросы робастности.

1.4.2.45. Крутова И.Н., Суханов В.М. Особенности динамики управления деформируемым космическим аппаратом в процессе его преобразования в большую космическую конструкцию // А и Т. – 2008. - № 5. – С.41-56.

Исследуются особенности динамики управления угловым движением деформируемого космического аппарата (ДКА) при его преобразовании в большую космическую конструкцию (БКК). Формально это преобразование осуществляется путем постепенного снижения конструктивной жесткости до малых значений, обуславливающих возникновение низкочастотных колебаний ($< 0,05$ Гц), являющихся одним из основных признаков принадлежности рассматриваемого объекта к классу БКК. Получено уточнение известного количественного определения БКК. Показано, что при сближении частот упругих колебаний конструкции с частотами управления "жестким" движением объекта возникает особый вид взаимосвязи двух типов движений ("захватывание" частоты регулятора частотой упругих колебаний), снижающий эффективность управления вплоть до потери устойчивости системы. Предложены аналитический (для линейных систем управления) и машинный (для дискретных систем) методы определения границ, разделяющих две качественно различные формы существования трансформирующегося упругого объекта. Приведены некоторые результаты компьютерного моделирования процессов управления ориентацией изменяющегося объекта (ДКА и БКК).

1.4.2.46. Ivanov V.P., Kablova E. Control of the Times of Engine Shutdown by the Launch Safety Criterion // IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace, 16th (June 14-18, 2004). Preprints: VI. - Saint-Petersburg, 2004. - P.274-278. (Б-ка ИПУ. 621.52/Symp. I 69).

IFAC International Federation of Automatic Control. 16th IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace. PREPRINTS. Volume 1. Editor: Alexander Nebylov. June 14-18, 2004. International Institute for Advanced Aerospace Technologies of State University of Aerospace Instrumentation, Saint-Petersburg, Russia. Preface This

symposium is the 16th one in the series of planned IF AC Symposia on Automatic Control in Aerospace, and the first one held in Russia. The idea to organize this symposium in Saint-Petersburg was born in 1999 at the 14th Symposium in Seoul, Korea and was developed in details before the 15th Symposium in Bologna, Italy. According to the general scope, of IF AC Technical Committee on Aerospace activity, it was decided that the Symposium will cover every aspect of dynamics, control and mission control of aeronautical and space related systems. This includes launch and reentry vehicles, missiles, satellites, space stations and probes, aircraft, helicopters, autonomous aerospace systems. Control, navigation and guidance systems, their optimization, testing and verification methods, system conceptual definition were considered as the areas of interest. Theory and applications, analysis and design methods, recent research and future trends were planned to be presented. Contributions based on recent flight experience were particularly welcome. After Symposium wide announcement, 222 draft papers from 29 countries were submitted by the deadline of October 25, 2003. According to the international reviewing results, 51 oral presentations in regular sessions, 30 oral presentations in special sessions and 109 poster presentations were included in the Symposium program. Besides, the program includes 6 plenary lectures devoted to the analysis of current status and prospects of development of national and international aerospace programs, and also some key problems of automatic control theory applications in aerospace field. The total number of papers in the preprints is 196, divided into two volumes. Volume 1 includes 6 plenary lectures, and also 88 contributed papers from the regular sessions 2-6. Volume 2 takes in 102 contributed papers from the regular sessions 7-9 and special sessions 10-15. These preprints were reproduced by means of the photo-offset process using manuscripts supplied by the authors of the different papers. The manuscripts have been typed using different typewriters and typefaces. The layout, figures and tables of some papers may do not completely agree with the standard requirements. To ensure rapid publication this discrepancy could not be changed: nor could the English be checked completely. Therefore the readers are asked to excuse any deficiencies of this publication, which may occur due to the above reasons. The final version of all presented papers will be published in the Symposium Proceedings.

1.4.2.47. Гольдин ДА. Структура информационно-управляющей системы автономного космического аппарата // Перспективы использования новых технологий и научно-технических решений в ракетно-космической и авиационной промышленности: Тр. междунар. конф., 20=24 авг. 2008 г., Москва. - М.:ИПУ РАН, 2008. - С.12-13. (Б-ка ИПУ. 629.7/Конф. П 27).

1.4.2.48. Соловьев В.А. Управление космическими полетами: учеб, пособие: в 2 ч. / В. А. Соловьёв, Л. Н. Лысенко, В. Е. Любинский; под общ. ред. Л. Н. Лысенко. - М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2009-2010. - Ч. 1. – 2009. - 477 с.: ил.; - Ч. 2. – 2010. - 426, [1] с., ил. (Б-ка ИПУ. 629.78. С 60).

Впервые в учебной литературе систематизированно изложены теоретические основы и научно-технические задачи управления полетами как пилотируемых, так и беспилотных космических аппаратов, выводимых на околоземные и межпланетные орбиты. В первой части рассмотрены общие вопросы технологии управления, системно-теоретические основы построения автоматизированной системы управления и планирования космических полетов. Во второй показаны основные этапы и виды обеспечения управления космическими полетами на разных стадиях их подготовки и осуществления, рассмотрены прикладные аспекты адаптации контура управления полетами к решению целевых задач на борту космических аппаратов и орбитальных комплексов. Выполнен анализ проблем управления полетами перспективных космических аппаратов и показаны пути решения этих проблем. Содержание учебного пособия соответствует курсам лекций, читаемых авторами в МГТУ им. Н.Э. Баумана. Для студентов старших курсов и аспирантов, слушателей, адъюнктов и курсантов военных учреждений высшего профессионального образования., а также специалистам в области управления космическими полетами, в том числе зарубежным, принимающим участие в выполнении совместных космических программ.

1.4.3. Системы ориентации и навигации космических объектов

1.4.3.1. Новое семейство гироскопов на базе оптоволоконной технологии. A new family of IMU based on IFOG technology / Dollon Matthieu, Cros Gilbert, Sevellec Armelle, Antoine Pascal, Muller Gerard, Willemenot Eric, Urgell Alexandre, Hardy Guillaume, Loret Thomas, Faussot Nicolas, Cottreau Yann, Gaiffe Thierry (IXSEA-OCEANO, 55 Av. Auguste Renoir, 78160 Marly-Le-Roi — France) // Proceedings of the 5 ESA International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems, Frascati, 22-25 Oct., 2002. - Noordwijk: ESTEC, 2003. - С. 41-45. - (ESA SP. ISSN 0379-6566. N 516). - Библ. 5.

Сообщается о разработке трех модификаций нового семейства твердотельных гироскопов для ИСЗ на базе оптоволоконной технологии. Целью работы является обеспечение европейских и иных разработок оптимизированными системами для всех классов ИСЗ, в т. ч. для наблюдений земной поверхности, научных и телекоммуникационных приложений. Используемая технология обеспечивает высокие и очень высокие характеристики инерциальных систем ориентации благодаря отсутствию в приборах движущихся частей, очень низкому уровню шумов и углового дрейфа, малой массе, низкому потреблению энергии, высокой надежности и длительному ресурсу. Работа поддерживается ЕКА и космическим агентством Франции.

1.4.3.2. Лабораторные эксперименты по управлению моментом гироскопного блока для быстро движущихся миниспутников. Laboratory experiments of a control moment gyroscope cluster for agile small satellites / Lappas V. J., Steyn W. H., Underwood C. I. // Proceedings of the 5 ESA International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems, Frascati, 22-25 Oct., 2002. - Noordwijk: ESTEC, 2003. - С. 109-113. - (ESA SP. ISSN 0379-6566. N 516). - Библ. 2.

Предложена новая практическая САУ для целей ориентации миниспутника, основанная на гироскопах с управляемым моментом. Приводные механизма обеспечивают вращательное усилие, нужный угловой момент и быстрый поворот малых спутников

без увеличения мощности, массы или объема, что способствует их большей подвижности и маневренности. Обсуждается разработка и характеристика гироскопного кластера, удовлетворяющая требованию поворота спутника с быстродействием в среднем $3^\circ/\text{с}$.

1.4.3.3. Разработка реактивного микродвигателя малой мощности / Kim Sang Wook, Kang Tae Goo, Cho Young-Ho // Te hangí kyohag hvinon mun chib. B=Trans. Kor. Soc. Mech. Eng. B. – 2002. - № 6. - С. 868-874. - Библ. 6.

Для применения в системе управления по ориентации орбитального аппарата разработаны реактивные микродвигатели малой мощности импульсного действия. Устройства используют жидкое топливо с низкой температурой кипения и рабочее тело (жидкость с высокой вязкостью). Типичный вариант устройства имел размеры $7 \times 13 \times 1,5 \text{ мм}^3$ и обеспечивал в импульсном режиме тяговое усилие $6,4 \times 10^{-8} \text{ н/с}$. Двигатели с жидкостным рабочим телом допускают многократное задействование в импульсном режиме, тогда как твердотельные датчики — исключительно однократное задействование.

1.4.3.4. Алгоритмы и программы оптимальной стратегии измерений в задачах автономной навигации космических аппаратов / Кузнецов В. И., Силов В. Н., Данилова Т. В. // Изв. вузов. Приборостр. - 2003. – 46, № 4. - С. 43-50, 85.

Описываются алгоритмы четырех способов определения оптимальной стратегии измерений для задач автономной навигации КА. Приводятся результаты статистических расчетов по программам, разработанным на основе этих алгоритмов и без них. Все расчеты проводились с учетом конкретной космической обстановки, поэтому приведены подробные исходные данные. Показано, что наиболее устойчивые показатели улучшения навигационных оценок достигнуты на основе поиска минимума следа позиционных элементов корреляционной матрицы погрешностей оценок.

1.4.3.5. Быстродействующая система управления ориентацией для КА Pleiades-HR. Performances of the Pleiades-HR agile attitude control system / Girouart Benedicte, Sebbag Isabelle, Lachiver Jean-Michel // Proceedings of the 5 ESA International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and

Control Systems, Frascati, 22-25 Oct., 2002. - Noordwijk: ESTEC, 2003. - С. 497-500. - (ESA SP. ISSN 0379-6566. N 516). - Библ. 2.

В 2006 г. Французское космическое агентство планирует первый запуск по программе Pleiades-HR, направленной на создание нового класса ИСЗ оптического зондирования с высоким разрешением (лучше 1 м), широким полем зрения и повышенным быстродействием, позволяющим снимать стереоскопические пары или триплеты на одном орбитальном витке. Для обеспечения этих задач разработана быстродействующая система управления ориентацией с исполнительным механизмом нового типа, представляющим пирамидальную связку четырех гиродинов с управляемым моментом. Для быстрого разворота КА производится поворот оси вращения гироина. Система реализует новый нелинейный итеративный алгоритм управления, успешно прошедший предварительные лабораторные испытания и планируемый для испытания на борту КА.

1.4.3.6. Управление ориентацией с точностью в 1 угл. сек. для микро-ИСЗ системы NESS слежения за астероидами и ИСЗ. ARC-second attitude control for the NESS asteroid/satellite tracking microsat / Carroll Kieran A., Grocott Simon C. O. // Proceedings of the 5 ESA International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems, Frascati, 22-25 Oct., 2002. - Noordwijk: ESTEC, 2003. - С. 445-455. - (ESA SP. ISSN 0379-6566. N 516). - Библ. 7.

Программа NESS (разведка околоземного пространства) предусматривает решение с помощью микро-ИСЗ двух задач: поиска и слежения за приближающимися к Земле астероидами, а также слежения за ИСЗ. Слежение будет проводиться с помощью небольшого оптического телескопа, установленного на спутниковой платформе на низкой околоземной орбите. Используется конструкция, прототипом которой является MOST — первый микро-ИСЗ фирмы Dunacon, но система наводки и управления ориентацией значительно усовершенствуется. Для слежения за малыми и оптически слабыми астероидами требуется разрешение лучше $1/2$ пикселя видеокамеры, что соответствует $1,5$ угл. сек. Это требование выполняется за счет применения оптоволоконных гироскопов и дальнейшего повышения точности звезд-

ных датчиков. Излагаются принципы конструирования микро-ИСЗ NESS, и приводятся результаты имитационных испытаний.

1.4.3.7. Нелинейная динамика гироскопической системы AOCS малой массы с плазменными двигателями для коммуникационных спутников. Nonlinear dynamics of the small-mass gyromoment AOCS with plasma thrusters for communication satellites / Titov G. P., Somov Ye. I., Rayevsky V. A., Kozlov A. G., Bartenev V. A., Baiget A. // Proceedings of the 5 ESA International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems, Frascati, 22-25 Oct., 2002. - Noordwijk: ESTEC, 2003. - С. 541-550. - (ESA SP. ISSN 0379-6566. N 516). - Библ. 4.

Представлены некоторые результаты системы AOCS для малых геостационарных коммуникационных спутников. Подход базируется на базе двух основных допущений: тяговое устройство на базе плазменных ракетных двигателей выполняет 2 задачи: управление пространственным положением спутника и аккумуляемого углового момента и управление орбитой спутника гироскопическим устройством с малым моментом массы на базе реактивного колеса.

1.4.3.8. Формирование облика резервного контура интегрированной системы навигации и определения ориентации малого искусственного спутника Земли: Автореф. дис. на соиск. уч. степ. канд. техн. наук / Белоусов И. А. / Моск. авиац. ин-т (гос. техн. ун-т). - Москва, 2004. - 28 с. - Библ. 7.

Цель работы состоит в формировании облика резервного контура интегрированной системы навигации и определения ориентации малого ИСЗ из условия обеспечения требуемой точности оценки параметров орбитального и углового движений. Основные задачи исследований: разработка структуры резервного контура, использующего наблюдения земной поверхности; определение состава бортовой аппаратуры; разработка мат. моделей орбитального и управляемого углового движения малого ИСЗ с учетом необходимого состава неконтролируемых факторов; разработка мат. моделей бортовой аппаратуры; создание объектно-ориентированного компьютерного комплекса для моделирования процессов функционирования резервного контура и интегрированной навигационной системы в целом.

1.4.3.9. Разработка гироскопической системы управления для ИСЗ Ресурс ДК. A power gyroscopic attitude control system of a space vehicle Resource-DK / Sorokin A. V., Bashkeev N. I., Yaremenko V. V., Antonov U. G., Kuroedov N. A., Suchkov B. K., Somov E. I. // 9 Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, St. Petersburg, 27-29 May, 2002. - St. Petersburg: Elektropribor, 2002. - С. 429-436.

Институтом устройств и систем управления (Россия) разработана система управления по положению и ориентации для ИСЗ Ресурс ДК. ИСЗ предназначен для сбора информации о состоянии земной поверхности. Применены мощные гироскопические устройства (гиродины) с двумя степенями свободы. Минимизированы собственная масса и энергопотребление системы.

1.4.3.10. Глобальная устойчивость фазовых астатических систем управления / Леонов Г. А. // Изв. АН. Теория и системы упр. РАН, 2004. - № 3. - С. 13-17. - Библ. 22.

Для астатических фазовых систем управления угловой ориентацией космических аппаратов и тактовыми генераторами цифро-, вых сигнальных процессоров получены условия глобальной устойчивости.

1.4.3.11. Способ оценочного определения ориентации орбитального аппарата. Systems and methods for determining a spacecraft orientation: Пат. 6775600 США, МПК⁷ G 05 D 1/00 / Harman Richard R., Luquette Richard J., Lee Michael H.; USA the Administrator of the Nat. Aeronautics and Space Administration (США). - № 10/267092; Заявл. 07.10.2002; Оpubл. 10.08.2004; НПК 701/13.

Запатентован способ и система для оценочного определения ориентации орбитального аппарата. Система телеметрии обеспечивает передачу в наземный центр данных положения неподвижных звезд, наблюдаемых с орбитального аппарата. В наземном центре получаемые данные сопоставляются с данными астрономических каталогов (на экране дисплея отображаются истинное и наблюдаемое положения астрономических объектов). Два различных изображения (некоторого единичного объекта) совмещаются оператором. Операторный ввод данных (с использованием мыши) позволяет произвести оценочное определение ориентации орбитального аппарата. Ил. 8.

1.4.3.12. Анализ возможностей наблюдения для систем инерциальной навигации / Yu Jia-cheng, Chen Jia-bin, Xu Xue-qiang, Han Jun-hai // Beijing ligong daxue xuebao= Trans. Beijing Inst. Technol. - 2004. - 24, № 2. - С. 150-153, 157. - Библ. 9.

Технологическим институтом (Китай) выполнен анализ возможностей наблюдения для имеющей в своём составе подвесные элементы системы инерциальной навигации. Изучены вариации показателя матрицы возможности наблюдения. Основным фактором влияния является величина угла ориентации, значения показателя возможности наблюдения изменяются с достаточной скоростью в диапазоне значений угла 0-90°, установлено незначительное влияние величины угла тангажа и разворота (угол тангажа 10-20°). Предложены теор. подходы к выполнению высокоточного регулирования в системах инерциальной навигации.

1.4.3.13. Бортовые системы навигации и ориентации искусственных спутников Земли / Анучин О. Н., Комарова И. Э., Порфирьев Л. Ф. - СПб. Изд-во ГНЦ РФ - ЦНИИ "Электронприбор", 2004. - 326 с.- Библ. 66.

Рассмотрены вопросы, связанные с теорией и практикой построения комплексных бортовых систем навигации и ориентации, составляющих основу современных систем управления движением космических аппаратов (КА) и искусственных спутников Земли (ИСЗ). Предложено алгоритмическое описание процессов их функционирования, дана оценка точности решаемых ими задач при различных составах используемых источников первичной навигационной информации, организации ее измерений. Описаны способы обработки информации на современном научном уровне и на современной элементной базе.

1.4.3.14. Повышение автономности интегрированной навигационной системы космического аппарата на основе нейросетевого подхода / Ефимов В. В., Пасталака В. В. // Изв. вузов. Приборостр. - 2005. - 48, № 6. - С. 51-56. - Библ. 13.

Рассматривается задача навигационного обеспечения космического аппарата с помощью интегрированной системы ориентации и навигации, построенной на основе бесплатформенного инерциального модуля и аппаратуры потребителя спутниковой радионавигационной системы. В интересах увеличения длитель-

ности интервалов автономного функционирования навигационной системы предлагается метод коррекции погрешностей инерциального модуля на основе использования нейронной сети, аппроксимирующей ошибки навигационных определений после обучения по информации от спутниковой навигационной системы

1.4.3.15. Разработка системы управления по ориентации орбитального аппарата / Liu Zhi-hua, Bai Yue, Li Hai-wen, Jia Hong-guang, Wu Yi-hui // Guangxue jingmi gongcheng=Opt. and Precis. Eng. - 2006. - 14, № 1. - С. 127-132. - Библ. 8.

Н.-и. институтом прикладной оптики, физических проблем и точной механики АН Китая разработана система управления по ориентации орбитального аппарата (система построена на основе комплекса маховиков). Основные факторы погрешности — погрешность положения и эксцентриситет маховика, погрешность измерения скорости, погрешность управления (выполнен анализ влияния со стороны обеспечиваемого разрешения датчиков скорости и положения маховика).

1.4.3.16. Разработка навигационной системы / Wang Peng, Zhang Yingchun // Dongnan daxue xuebao. Ziran kexue ban=J. Southeast Univ. Natur. Sci. Ed. - 2005. - 35. - Прилож. II. - С.84-89. - Библ. 8.

Харбинским технологическим институтом (Китай) разработана навигационная система интегрированного типа (использующая принцип инерциальной навигации и навигации по астрономическим объектам). С применением методов моделирования изучено поведение системы на протяжении периода времени в 2000 с. Значение погрешности положения 10 м, погрешность определения скорости 0,2 м/с, погрешность определения ориентации 5", 25". Дрейф Ю-⁵ (О/ч).

1.4.3.17. Система управления по ориентации для орбитального аппарата / Geng Yun-hai, Zhang Ming-guo, Cao Xi-bin // Feixing lixue=Flight Dyn. - 2005. - 23, № 4. - С. 40-44. - Библ. 6.

Харбинским технологическим институтом (Китай) разработана система управления по ориентации для орбитального аппарата с гибким характером взаимосвязи отдельных элементов. Поставлена задачи ограничения нежелательных вибраций. Макс,

значение момента управления 18 н/м, длительность периода управления 0,2 с, мин. период мех. колебаний 0,05 с, показатель пропорциональности управления 5,576 н/м, показатель скольжения 0,2.

1.4.3.18. Управление по ориентации орбитального аппарата / Yuan Jinpeng, Yang Xu, Yang Di // Dongnan daxue xuebao. Ziran kexue ban=J. Southeast Univ. Natur. Sci. Ed. - 2005. - 35. - Прилож. II. - С. 137-141. - Библ. 8.

Современные орбитальные аппараты построены на основе комплекса взаимодействующих элементов. Харбинским технологическим институтом (Китай) разработана система управления по ориентации, позволяющая минимизировать остаточные колебания элементов орбитального аппарата по достижении требуемой ориентации. В системе использован ПИ-контроллер. Величина амплитуды колебаний понижена до уровня в 10% (в сравнении с обеспечиваемого системами ранней разработки).

1.4.3.19. Система управления по ориентации орбитального аппарата / Ninimiya Keiken, Hashimoto Tatsuaki, Maeda Ken, Saitoh Tetsu, Akusue Masahiko, Genba Asami // Uchu kagaku kenkyujo hokoku=Rept Inst. Space and Astronaut. Sci. - 2003. - № 121. - С. i-iii, 1-213.

Корп. NEC TOSHIBA Space Systems (Япония) разработана система управления по ориентации для орбитального аппарата-носителя рентгеновского телескопа. Масса орбитального аппарата 1667,81 кг. Угол наклона эллиптической орбиты 31, макс, величина удаления от земной поверхности 580 км. Приведены данные функционирования системы управления в процессе нахождения аппарата на орбите.

1.4.3.20. Разработка системы управления для малого орбитального аппарата / Wang Jing, Liu Liang-dong // Yuhang xuebao=J. Astronaut. - 2003. - 24, № 3. - С. 235-239. - Библ. 10.

Институтом технологий управления (Китай) разработана система управления по ориентации для малого орбитального аппарата. Применение робастного контроллера обеспечивает повышенные качества управления в условиях наличия неопределённости параметрического (либо непараметрического) характера.

1.4.3.21. Разработка навигационной системы для орбитального аппарата. Satellite relative navigation based on visual feedback / Diaz J. C., Abderrahim M., Rossi C., Salichs M. A., Gandia F., Casas A. Garcia // Proceedings of i-SAIRAS 2005: The 8 International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space, Munich, 5-8 Sept., 2005. - Noordwijk: ESTEC, 2005. - С. 771-778. - (ESA SP. ISSN 1609-042X. №603) - Библ. 19.

Университетом им. Карлоса III разработана навигационная система RISANAR для применения в составе бортового комплекса орбитального аппарата. Управление реализовано на основе использования визуальной ОС (относит, навигация в системе из двух орбитальных аппаратов). По результатам эксперим. работы на лабораторном стенде погрешность отработки положения находилась в пределах 3,00-4,83; 1,18-6,13; 2,96-5,66; 2,72-7,00; погрешность положения, соответственно, 0,03-0,39; 0,17-0,07; 0,22-0,92; 0,36-0,14.

1.4.3.22. Управление пространственной переориентацией космического аппарата по методу свободных траекторий / Левский М. В. // Изв. РАН. Теория и системы упр. - 2007. - №6. - С. 127-141. - Библ. 9.

Рассматривается задача оптим. управления пространственной переориентацией космического аппарата за заданное время. Минимизируется функционал, имеющий смысл расхода рабочего тела. Представлены варианты численного решения поставленной задачи. Оптим. управление разворотом космического аппарата определяется в классе управлений со структурой "разгон — свободное движение — торможение". Исходная задача оптим. управления сводится к решению трех задач — разгону космического аппарата до необходимого кинетического момента, неуправляемому вращению космического аппарата и гашению угловой скорости. Для повышения точности приведения космического аппарата в заданное угловое положение предлагаются способы управления, реализующие метод свободных траекторий. Синтезированные управления инвариантны к внешним возмущениям и параметрическим ошибкам. Представлены результаты мат. моделирования, демонстрирующие высокую экономичность разработанных алгоритмов управления. Приводятся

количественные оценки затрат рабочего тела на осуществление программного разворота.

1.4.3.23. Разработка системы управления по ориентации орбитального аппарата / Jia Ying-hong, Хи Shi-jie // Hangkong xuebao=Acta aeron. et astronaut. sin. - 2007. - 28, № 3. - С. 647-653.

Разработана комплексная система управления по ориентации орбитального аппарата, применены гироскопические устройства с регулируемой величиной скорости и обеспечиваемого момента. Используется принцип управления с глобальной асимптотической стабильностью. Минимизированы риски вхождения гироскопических устройств в режим насыщения по обеспечиваемому показателю скорости.

1.4.3.24. Надежный и устойчивый к ошибкам контроллер для управления ориентацией верхней ступени РН при выводе ИСЗ на орбиту. Robust and fault tolerant controller for attitude control of a satellite launch vehicle / Das R. K., Sen S., Dasgupta S. // IET Contr. Theory and Appl. - 2007. - 1, № 1. - С. 304-312. - Библ. 29.

Изложено описание надежного и устойчивого к ошибкам контроллера для управления ориентацией верхней ступени РН при выводе ИСЗ на орбиту. Предложены 2 типа контроллеров: для номинальной системы, снижающий влияние возмущений, и модифицированный вариант, рассчитанный на стабилизацию системы путем помещения полюсов замкнутого контура управления в заданную область, так чтобы гарантировать ослабление возмущений до величин ниже определенного уровня. Для конструирования контроллеров использовался метод линейной матрицы неравенств. Приведены характеристики номинального и модифицированного контроллеров.

1.4.3.25. Материалы 14 Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам, Санкт-Петербург, 28-30 мая, 2007: Докл. [14 Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам, Санкт-Петербург, 28—30 мая, 2007] // Гироскопия и навигация. – 2007. - № 3. - С. 1-2.

28-30 мая 2007 г. в ЦНИИ "Электроприбор" прошла XIV Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. Конференция проведена Государственным научным центром РФ ЦНИИ "Электроприбор" при поддержке Научного совета РАН по проблемам управления движением и навигации, Российского фонда фундаментальных исследований, международной общественной организации "Академия навигации и управления движением", Американского института аэронавтики и астронавтики, Института инженеров по электротехнике и электронике (США), Ассоциации астронавтики и аэронавтики Франции, Французского института навигации и Немецкого института навигации. На конференции было представлено 25 пленарных и 52 стендовых доклада. Полностью все доклады опубликованы на английском языке в сборнике "14th Saint Petersburg International Conference of Integrated Navigation Systems" (ISBN 978-5-900780-67-2), а доклады российских и украинских участников конференции выпущены и на русском языке в сборнике "XIV Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам" (ISBN 978-5-900780-66-5). Ряд докладов, сделанных на конференции, вызвал большой интерес ее участников, в связи с чем Программным комитетом конференции и редакционной коллегией журнала "Гироскопия и навигация" было принято решение опубликовать на его страницах статьи по наиболее значимым из них. В данном номере журнала помещены рефераты всех докладов, сделанных на конференции.

1.4.3.26. Анализ функционирования системы инерциальной навигации / Yao Jian-jun // Zhongguo guanxing jishu xuebao=J. Chin Inertial Technol. - 2006. - 14, № 3. - С. 11-17.

Изучено функционирование системы инерциальной навигации (модель с двумя степенями свободы). В системе применен лазерный гироскоп с мех. элементом взаимодействия. С применением методов численного моделирования изучено влияние собственных значений параметров опорного элемента на частоту вибраций мех. элемента взаимодействия. Показатель демпфирования элемента взаимодействия лазерного гироскопа (величина амплитуды вибраций обычно мала при относительно высокой частоте вибраций).

1.4.3.27. Среднеточная ИНС "АИСТ-320" с кориолисовым вибрационным гироскопом "АИСТ-100". Идеология и результаты разработки, производства и испытаний / Мезенцев А. П., Фролов Е. Н., Клишкин М. Ю., Мезенцев О. А. // Гироскопия и навигация. – 2007. - № 3. - С. 3-19. - Библ. 3.

Рассмотрены результаты разработки, производства и испытаний среднеточной бесплатформенной инерциальной навигационной системы "АИСТ-320" на базе кориолисова вибрационного гироскопа "АИСТ-100", состоящего из мех. модуля — чувствительного элемента (ЧЭ) — и платы электроники. ЧЭ имеет в своем составе подвижный микромех. узел, который может совершать угловые колебания вокруг оси возбуждения на металлических торсионах. Микромех. узел — это три соединенных пластины (две стеклянные и одна кремниевая). В кремниевой пластине хим. травлением образована рамка, которая может совершать угловые колебания в узле вокруг оси, перпендикулярной оси возбуждения. По результатам моделирования выбраны структура, параметры и алгоритмы функционирования ОС электронных устройств.

1.4.3.28. Управление по ориентации сверхмалогабаритного орбитального аппарата / Liu Hai-ying, Wang Hui-nan, Cheng Yue-hua // Yingyong kexue xuebao=J. Appl. Sci. - 2007. - 25, №4. - С. 377-381.

Технологическим университетом аэрокосмической отрасли (Китай) разработана система управления по ориентации для сверхмалогабаритного орбитального аппарата. Разработан способ сбора данных и поддержания стабильной ориентации (применён контроллер с ОС, контроллер линейно-квадратичного типа). В системе применены также элементы с магнитным взаимодействием.

1.4.3.29. Отслеживание ориентации космического аппарата / Wang Fang, Zhan Yi, Zhang Hong-hua // Yuhang xuebao=J. Astronaut. - 2007. - 28, № 2. - С. 470-474. - Библ. 6.

Н.-и. институтом проблем управления (Китай) разработана эффективная система отслеживания ориентации космического аппарата. Обеспечено высокое значение показателя глобальной стабильности в условиях существования неопределённостей (имеющих непрерывный либо периодический характер). Разра-

ботка контроллера системы выполнена с применением метода "обратного шага" (использование инерциальной модели).

1.4.3.30. Управление по ориентации космического аппарата / Kong Ling-yun, Zhou Feng-qi // Yuhang xuebao=J. Astronaut. - 2007. - 28, № 1. - С. 99-102. - Библ. 10.

Северозападным политехн. университетом (Китай) на основе применения эксперим. методик разработан способ управления по ориентации космического аппарата (при хаотическом изменении ориентации). В конструкции эксперим. установки применён пневматический стол с 3 степенями свободы. Имитированы условия хаотического изменений ориентации.

1.4.3.31. Разработка системы управления по ориентации для орбитального аппарата / Chen Xie-qin, Zhang Ying-chun, Geng Yun-hai, Li Hua-yi // Yuhang xuebao=J. Astronaut. - 2007. - 28, № 1. - С. 94-98. - Библ. 7.

Харбинским технологическим институтом (Китай) разработана система управления по ориентации для орбитального аппарата. Система наделена способностью к реконfigurированию при возникновении аномальных состояний. Предложен алгоритм определения эффективности управления (что позволяет вынести решение о необходимости реконfigurирования). Высокие качественные показатели управления подтверждены моделированием.

1.4.3.32. Разработка системы управления по ориентации космического аппарата / An Wen-ji, Ma Guang-fu, Song Bin // Kongzhi gongcheng=Contr. Eng. China. - 2008. - 15, № 2. - С. 185-188.

Харбинским технологическим институтом (Китай) разработана система управления по ориентации космического аппарата (с орбитальным телескопом в составе бортового комплекса). Процесс моделирования построен на основе объектно-ориентированных методов. Контроллер системы обеспечивает требуемую стабильность на основе использования теор. категорий по Ляпунову. При разработке системы используется VC++.

1.4.3.33. Управление по ориентации орбитального аппарата / Gao Da-yuan, Luo Cheng, Shen Hui, Hu De-wen // Yuhang xuebao=J. Astronaut. - 2007. - 28, № 2. - С. 442-447. - Библ. 10.

Национальным университетом оборонных технологий (Китай) разработан контроллер для системы "несвязанного" управления по ориентации орбитального аппарата с гибкими конструкционными элементами. Реализовано "несвязанное" управление по некоторому набору каналов (при обеспечении повышенной робастности). Применён модифицированный комплекс инверсного типа по Найквисту.

1.4.3.34. Система ориентации малого космического аппарата "Юбилейный" / Козырев А. Н, Мазанов В. В., Титов Г. П., Якимов Е. Н. // Решетневские чтения: Материалы 11 Международной научной конференции, посвященной памяти генерального конструктора ракетно-космических систем академика М. Ф. Решетнева, Красноярск, 6-10 нояб., 2007. - Красноярск: СибГАУ, 2007. - С. 326-327.

Потребность в системе ориентации для малого космического аппарата (МКА) "Юбилейный" возникла по ряду причин, связанных с научными экспериментами, которые предполагается выполнить в процессе полета с применением в контуре баллистического обеспечения МКА навигационной аппаратуры пользователя (НАП) и рациональным использованием площадей неподвижных панелей солнечных батарей с фотоэлементами на основе арсенида галлия.

1.4.3.35. Нелинейный анализ контроля и стабильности определения угловой ориентации космического летательного аппарата [КЛА]. Nonlinear control and stability analysis of spacecraft attitude recovery / Tafazoli S., Khorasani K. // IEEE Trans. Aerosp. and Electron. Syst. - 2006.- 4.2, № 3. - С. 825-845.- Библ.37.

Представлена теория решения задачи определения в реальном масштабе времени углов ориентации, обладающей "гибкой" структурой, под которой понимается наличие тонких панелей с большой поверхностью и малой массой, вынесенных из компактного тяжёлого корпуса КЛА на значительное от него расстояние (например, панелей солнечных батарей). Гибкость структуры вызывает нелинейность динамики углов ориентации и приводит к внезапным и сильным изменениям этих углов в результате разбалансированности масс КЛА, вызванной, например, несанкционированным перемещением масс внутри корпуса

КЛА, воздействием силового импульса при осуществлении манёвра или столкновении КЛА с микрометеоритом. Для решения задачи разработан метод преобразования нелинейных систем дифференциальных уравнений, описывающих экстремально высокую динамику углов ориентации в указанных случаях, в линеаризованные уравнения путём использования морфической обратной связи между данными измерений функционалов углов ориентации (входными данными) и целевыми значениями этих углов (выходными данными). На основе этого метода разработано программно-аппаратное средство (controller) определения изменений углов ориентации гибкого КЛА и автоматического регулирования поведения их изменений в целях осуществления затухания крутящих моментов и асимптотического возвращения КЛА в сбалансированное состояние. Представлены: конфигурация гибкого КЛА и система координат, используемые при выводе дифференциальных уравнений динамики углов ориентации жёсткого и гибкого КЛА; теория линеаризации этих уравнений с параметризацией составляющих углов ориентации гибкого КЛА; принципы построения контроллера поведения этих составляющих и средств, позволяющих реализовать автоматически затухание закручиваний и вибраций корпуса гибкого КЛА, возникших от разбалансированности масс в корпусе КЛА и внешних силовых воздействий на него; результаты тестирования метода и контроллера по имитированным входным данным.

1.4.3.36. Разработка системы управления по ориентации орбитального аппарата / Tong Xi-yue, Li Dong-xu // Yuhang xuebao=J. Astronaut. - 2007. - 28, № 3. - С. 539-544. - Библ. 6.

Национальным технологическим университетом оборонной отрасли (Китай) разработана система управления по ориентации орбитального аппарата. В системе применён контроллер с ОС, реализующий функции статического вывода. Функционирование контроллера предполагает использование алгоритма итерации (с применением линейно-матричных неравенств).

1.4.3.37. Алгоритм функционирования имитационной модели процедуры калибровки инерци-альной навигационной системы / Щипицына М. А. // Вестн. ЮжУрГУ. Сер. Компьютер, технол., упр., радиоэлектрон. - 2008. - № 3. - С. 21-25. - Библ. 2.

Ранее выполнено мат. описание для процедуры калибровки инерциальной навигационной системы (ИНС) на движущемся объекте относительно вращающейся Земли. Следуя методу этой работы и использованные в ней обозначения, но принимая основное допущение о том, что ИНС-А и ИНС-В функционально можно разделить на 3 подсистемы, каждая из которых представляет собой одноосную стабилизированную в инерциальном пространстве площадку и установленные на этой площадке 2 взаимно ортогональных акселерометра, расположенных в плоскости, перпендикулярной оси площадки, найдено решение задачи для одной такой подсистемы, т. е. частной задачи. Изменяя ориентацию оси площадки путем циклической перестановки, получено решение общей задачи для платформенных ИНС-А, ИНС-В.

1.4.3.38. Двухуровневая система управления ориентацией деформируемых космических аппаратов с активной стабилизацией упругих колебаний конструкции / Ермилов А.С., Ермилова Т. В., Рутковский В. Ю., Суханов В. М. // Автомат. и телемех. – 2008. - № 6. - С. 26-40.

Показано, что для формирования устойчивого управления ориентацией упругих объектов из класса деформируемых космических аппаратов (ДКА) необходимо помимо реализации основной задачи управления осуществлять активную стабилизацию упругих колебаний. Сформирован алгоритм калмановского оценивания координат и параметров ДКА и предложен принцип двухуровневого управления ориентацией на основе использования в реальном времени полученных оценок регулируемых координат. При этом первый уровень управления осуществляет ориентацию ДКА по полученным оценкам "жесткой" составляющей общего движения, а второй уровень управления стабилизирует упругие колебания конструкции, используя в качестве управляющих сигналов оценки упругих мод. Предложен ряд алгоритмов активного демпфирования упругих колебаний и с помощью методов мат. моделирования показано, что общее движение ДКА при реализации двухуровневого управления представляет собой устойчивое многообразие, замкнутое в ограниченной области, в которой удовлетворяются требования к обеспечению желаемой динамики процессов ориентации ДКА.

1.4.3.39. Ермилов А.С., Ермилова Т.В., Рутковский В.Ю., Суханов В.М. Двухуровневая система управления ориентацией деформируемых космических аппаратов с активной стабилизацией упругих колебаний конструкции. // Автоматика и телемеханика. - 2008. - № 6, - С.26-40.

Показано, что для формирования устойчивого управления ориентацией упругих объектов из класса деформируемых космических аппаратов (ДКА) необходимо помимо реализации основной задачи управления осуществлять активную стабилизацию упругих колебаний. Сформирован алгоритм калмановского оценивания координат и параметров ДКА и предложен принцип двухуровневого управления ориентацией на основе использования в реальном времени полученных оценок регулируемых координат. При этом первый уровень управления осуществляет ориентацию ДКА по полученным оценкам "жесткой" составляющей общего движения, а второй уровень управления стабилизирует упругие колебания конструкции, используя в качестве управляющих сигналов оценки упругих мод. Предложен ряд алгоритмов активного демпфирования упругих колебаний и с помощью методов математического моделирования показано, что общее движение ДКА при реализации двухуровневого управления представляет собой устойчивое многообразие, замкнутое в ограниченной области, в которой удовлетворяются требования к обеспечению желаемой динамики процессов ориентации ДКА.

1.4.3.40. Ориентация и навигация подвижных объектов: современные информационные технологии / Под ред. Б. С. Алёшина, К. К. Веремеенко, А. И. Черноморского. - М.: ФИЗМАТЛИТ, 2006. — 424 с. – (Б-ка ИПУ. 629.13/а О-65).

Рассмотрены средства, методы и алгоритмы получения и обработки навигационной информации в комплексах ориентации и навигации (КОН) подвижных объектов. Информационным ядром в большинстве комплексов является бесплатформенная инерциальная навигационная система, корректируемая от спутниковой навигационной системы. Дано обобщенное представление о структуре и функциональном составе КОН и приведены примеры технических решений КОН подвижных объектов различных типов. Рассмотрены вопросы математического обеспечения обработки информации в комплексах. Обсуждаются особенности

построения и реализации программно-математического обеспечения вычислительных систем КОИ. Рассмотрены структуры, функциональные алгоритмы и погрешности бесплатформенных инерциальных и спутниковых навигационных систем. Дана характеристика инерциальных чувствительных элементов, в частности микромеханических, и изложены варианты построения нетрадиционных гравиметров для КОИ. Представлены разработки алгоритмического обеспечения КОИ ряда подвижных объектов, включая алгоритмы на основе нейронных сетевых технологий. Рассмотрены структурные алгоритмы систем обеспечения безопасности полета как элементов КОИ авиационного применения.

1.4.3.41. Глумов В.М., Суханов В.М. Математическое и программное обеспечение виртуального стенда для исследования систем управления ориентацией деформируемых космических аппаратов / Научное издание. - М: ИПУ РАН, 2010. - 120 с. (Б-ка ИПУ. 629.78 Г 55).

Разработано математическое и программное обеспечение, позволившее сформировать структуру и последующую реализацию виртуального стенда, предназначенного для решения задач синтеза сложных (в том числе адаптивных) алгоритмов и исследования динамики систем управления ориентацией деформируемых космических аппаратов (ДКА) с учетом плохой определенности и переменности параметров их математической модели. Предложен подход к компьютерному построению граф-модели дискретно изменяющейся в процессе сборки на орбите большой космической конструкции. Разработан ряд адаптивных алгоритмов управления ориентацией объектов этого класса на последовательности этапов дискретно развивающейся конструкции, обеспечивающих робастность, высокую точность и экономичность управления в соответствующих фазах существования собираемой конструкции. Приведены результаты моделирования динамики ДКА с помощью разработанного виртуального стенда, подтверждающие эффективность его применения как при решении задач синтеза алгоритмов ориентации, так и при исследовании особенностей взаимодействия систем управления ДКА с упругими колебаниями их конструкции.

1.4.4. Адаптивные и прочие системы

1.4.4.1. Эволюция вычислительных систем с элементами ИИ, применяемых в системах управления космическими аппаратами / Черток Б. Е., Бранец В. Н., Микрин Е. А., Кнутов А. С. // Искусственный интеллект - 2002: Материалы Международной научно-технической конференции, п. Кацивели, Крым, 16-20 сент., 2002. Т. 1. - Таганрог; Донецк: Изд-во ТРТУ, 2002. - С. 155-161.

Бортовые средства, работающие на принципах ИИ, используя механизмы углубленного анализа и дедуктивного вывода, могут генерировать точный диагноз состояния борта на основе доступной им информации, и формировать необходимые процедуры управления по выходу из нерассмотренных критических ситуаций. Объем сведений, закладываемый в базу знаний, должен в себе содержать: модель функционирования МКС как целого; модели функционирования отдельных систем, приборов; устройств и агрегатов в отдельности; модель влияния внешней среды; закон управления, заложенный в бортовых алгоритмах; формализованное содержимое инструкций по управлению для экипажа.

1.4.4.2. Системы управления летающими роботами: Докл. [13 Общее собрание Академии навигации и управления движением, Санкт-Петербург, 30 мая, 2002] / Анцев Г. В., Сарычев В. А., Тупиков В. А., Турецкий Л. С. // Гирскопия и навигация. - 2002. - № 4. - С. 131-142. - Библ. 24.

Рассматривается научно-техн. деятельность ОАО "НПП "Радар ММС", направленная на создание систем транспорта, реализующих принципы интеллектуального управления. Дается краткая характеристика предприятия. Оцениваются возможности разработанных и производимых предприятием изделий АРГС-35, РЛС "Айсберг—Разрез", БРЛС для вертолета КА-137, РЛС посадки "Видимость", РЛС "Заря". Обсуждаются пути интеллектуализации управления летающими роботами: ЭС, работающие в реальном времени, интеллектуальные системы, а также системы экспертного управления.

1.4.4.3. Летные прототипы систем активного регулирования вибрации и очень точного наведения. Flight prototyping of active control of vibration and very high accuracy pointing systems / Vaillon L., Sanctorum B., Sperandei J., Defendini A., Griseri G., Alberti M. von, Spanoudakis P. // Proceedings of the 5 ESA International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems, Frascati, 22-25 Oct., 2002. - Noordwijk: ESTEC, 2003. - С. 599-602. - (ESA SP. ISSN 0379-6566. N 516). - Библ. 3.

Представлены 2 летных прототипа системы контроля микро-вибрации на борту спутников высокоточного наведения. Устройство IADD (Integrated Active Damping Device) является отдельно стоящим устройством, объединяющим все функции, необходимые для активного демпфирования. IADD имеет модуль датчик/привод (пьезопленки в упаковке из стекловолокна), легко присоединяемый к каналам конструкции спутника, для обнаружения и компенсации изгибных вибраций несущей конструкции и электронный блок с минимумом эл. выходов. Также имеется многоцелевая система MAIS для активной изоляции чувствительной ПН, оптических телескопов и т.д.

1.4.4.4. Динамика и система управления полетом аппарата Икар при выводе на орбиту ИСЗ Глобстар. Dynamics and flight support of a vehicle Ikar control system at orbiting globalstar satellites / Somov Ye. I., Butyrin S. A., Anshakov G. P., Antonov Y. G., Makarov V. P., Manturov A. I., Ustalov Y. M. // Contr. Eng. Pract. - 2003. - 11, № 5. - С. 585-597.

Представлены результаты разработки нелинейной, логически-динамической системы управления и её применение к надёжной системе управления движением маневрирующего ИСЗ Икар, разработанного в ЦКБ Прогресс для вывода к размещению на орбите ИСЗ системы.

1.4.4.5. Адаптация системы стабилизации космического аппарата в нештатных ситуациях с использованием нейронных сетей / Готин С. В., Белов К. А. // Прикладные задачи моделирования и оптимизации: Межвузовский сборник научных трудов. Воронеж, гос. техн. ун-т. - Воронеж: Изд-во ВГТУ, 2003. - С. 175-181. - Библ. 3.

Приведен метод адаптации системы угловой стабилизации (СУС) космического аппарата с использованием нейронной сети при возникновении нештатных ситуаций на борту. Подробно рассмотрен случай отказа гиросприборов СУС.

1.4.4.6. Разработка системы управления для космического аппарата / Wu Jian-jun, Li Hong-wei // Guofang keji daxue xuebao=J. Nat. Univ. Def. Technol. - 2002. - 24, № 6. - С. 1-5.

Национальным университетом военных технологий (Китай) разработана автономная интеллектуальная система управления для применения в составе аппаратного комплекса космического аппарата. Система обеспечивает управление работой двигательной установки в условиях наличия значительного числа факторов неопределенности. Предложены пути выполнения возможной реконфигурации системы управления

1.4.4.7. Размещение исполнительных устройств и эффективность микроуправления адаптивными параболическими оболочками. Actuator placement and micro-actuation efficiency of adaptive paraboloidal shells / Tzou H. S., Ding J. H. // Trans. ASME. J. Dyn. Syst., Meas. and Contr. - 2003. - 125, № 4. - С. 577-584. - Библ. 18.

В космических антенных системах используются тонкие параболические поверхности антенн. Решается задача корректировки и поддержания формы антенны системой микроприводов. Решается задача их размещения и управления.

1.4.4.8. Использование адаптивной нейронной сети MRAN (сети минимального размещения ресурсов) для управления гибкой системой. Use of MRAN adaptive neural network for control of a flexible system: Докл. [Conference on Independent Component Analyses, Wavelets, and Neural Networks, Orlando, Fla, 22-25 Apr., 2003] / Rogers Steven C. // Proc. SPIE. - 2003. - 5102. - С. 84-91. - Библ. 6.

Гибкие системы используются во многих промышленных приложениях для уменьшения веса и потребления энергии. Рассматривается применение гибких динамических систем в космических приложениях для уменьшения вредных влияний нежелательных частот в системах управления. Рассматривается применение сети MRAN в многомерной линеаризованной пространст-

венной структуре. Гибкая система с нейронной сетью MRAN может заменить множество фильтров.

1.4.4.9. Развитие вычислительных систем с элементами искусственного интеллекта, применяемых в системах управления космическими аппаратами / Бранец В. Н., Клаб Д., Кнутов А. С., Микрин Е. А., Черток Б. Е., Шеррил Д. // Изв. АН. Теория и системы упр. РАН. – 2004. - № 4. - С. 146-149.

Приводится обзор основных этапов развития вычислительных средств, применяемых в системах управления пилотируемыми космическими аппаратами — как российских, так и американских. Изложены особенности и техн. характеристики бортовых ВС. Перечислены наиболее важные задачи, решаемые в системах управления широко известных космических аппаратов. Одновременно с этим изложены основные вехи развития методологии и технологии разработки программного обеспечения. Разработанные системы управления космическими аппаратами сопоставляются с современным представлением об интеллектуальных системах.

1.4.4.10. Управление по положению и ориентации орбитального аппарата / Yamada Katsuhiko, G Yonechi Hiroo, Waka Masaki, Fujiwara Yuuichi, Kosugi Shiro // Nihon kikai gakkaikai ronbunshu. C=Trans. Jap. Soc. Mech. Eng. C. - 2004. - 70, № 689. - С. 97-104. - Библ. 5.

10 сент. 2002 г. Национальным космическим агентством Японии запущен орбитальный аппарат DRTS, предназначенный для эксперим. работы с передачей данных по спутниковому каналу. Система управления по положению и ориентации орбитального аппарата разработана корп. Mitsubishi Electric. Для случая реализации управления по трём осям величина управляющего воздействия составляет, соответственно, 0,089; 0,119; 0,085 рад/с, при возможностях адаптации 0,0025; 0,0052; 0,0025 рад/с. Обеспечиваемое разрешение — по ориентации — 0,0009°; по величине угла ориентации антенны — 0,005°; по величине развиваемого момента, соответственно, —0,0761; 0,0087 н м/с. Система перспективна для применения в составе бортового комплекса космического аппарата.

1.4.4.11. Интеллектуальное автоматизированное управление системами жизнеобеспечения, использующее пропор-

циональные представления. Intelligent automated control of life support systems using proportional representations / Wu Annie S., Garibay Ivan I. // IEEE Trans. Syst., Man. and Cybern. B. - 2004. - 34, № 3. - С. 1423-1434. - Библ. 41.

Рассматриваются задачи, связанные с системами поддержки условий жизнеобеспечения при космических полётах. Системы жизнеобеспечения являются очень сложными, что требует разработки специальных методов синтеза управления. В работе изучаются способы управления основанные на оптимизации генетическим алгоритмом и стохастическим алгоритмом поиска. Сообщаются результаты экспериментов с тремя системами.

1.4.4.12. Разработка контроллера для бортового комплекса орбитального аппарата / Wang Shunquan, Yin Xunhe, Zhao Guangheng // Kongjian kexue xuebao=Chin. J. Space Sci. - 2006. - 26, № 1. - С. 54-58. - Библ. 6.

Исследовательским центром аэрокосмических технологий и прикладной физики АН Китая (г. Пекин) разработан адаптивный контроллер для системы управления процессом маневрирования орбитального аппарата. Устройство использует неявные правила. Выполнено моделирование процесса исполнения команд по вариациям углового положения 30; 90; 150° (значения прилагаемого момента 300; 400 мг/м²). Подтверждены высокие качественные показатели управления.

1.4.4.13. Разработка системы стабилизации орбитального аппарата / Guan Ping, Chen Jia-bin, Liu Xiao-he // Beijing ligong daxue xuebao=Trans. Beijing Inst. Technol. - 2005. - 25, № 2. - С. 127-130. - Библ. 8.

Технол. институтом (Китай) разработана система стабилизации орбитального аппарата с гибкими конструкционными элементами. Использован принцип управления со скользящим режимом. Используемая нечеткие правила система управления наделена способностью к обучению в автоматическом режиме. Повышена эффективность режекции возмущений, обусловленных осцилляциями гибких конструкционных элементов. Эффективность вынесения решений изучена при длительности периода обучения 60 с (величина перерегулирования 0,23°, величина погрешности 0,014°).

1.4.4.14. Управление положением элементов орбитального аппарата / Zhou Lian-wen, Zhou Jun, Li Wei-hua // Huabei gongxueyuan xuebao=J. N. China Inst. Technol. - 2004. - 25, № 4. - С. 246-249. - Библ. 4.

Северозападным политехи, университетом (Китай) разработана система управления по положению конструктивных элементов орбитального аппарата (жесткой центральной части и гибкого балочного элемента). Управление реализовано на основе применения маховика и малого реактивного двигателя, обеспечена компенсация вибрационных явлений. Численное моделирование выполнено для значения момента системы 3250 кг/м^2 , частоты вибраций — 0,12; 0,34 Гц. Подтверждена эффективность используемой стратегии управления.

1.4.4.15. Разработка системы управления аэродинамическими рулями / Komatsu Hayato, Suzuki Tatsuya, Okuma Shigeru, Yamaguchi Yasuhiro // Nihonikai gakkai ronbunshu. C=Trans. Jap. Soc. Mech. Eng. C. - 2005. - 71, № 704. - С. 1292-300. - Библ. 12.

Университетом г. Нагоя (Япония) разработана система управления аэродинамическими рулями для орбитального аппарата многократного использования. Обеспечено поддержание приемлемых показателей качества управления при аномальных состояниях элеронов. Макс, время реакции системы для команды задания показателя тангажа 3,0 с, угла крена 5,0 с, угла скольжения на крыло 7 с. Макс, перерегулирование 10%.

1.4.4.16. Разработка системы управления для орбитального аппарата / Zhao Xiu-feng, Wang Hong. Henan daxue xuebao // Ziran kexue ban=J. Henan Univ. Natur. Sci. - 2005. - 35, № 4. - С. 82-85. - Библ. 3.

Университетом Nankai (Китай) разработана система управления с отслеживанием по ориентации и взаимному расположению элементов орбитальных аппаратов сложной структуры. В системе применены ПД-контроллер и адаптивный контроллер со способностью к компенсации. Времязатраты сбора данных 0,01 с (реализация управления на основе способа Runge-Kutta).

1.4.4.17. Тестирование системы управления по ориентации орбитального аппарата // JAXA Res. and Dev. Rept. - 2004. - № 04-007. - С. i-iii, 1-76.

Выполнена программа эксперим. работы по тестированию системы управления по ориентации орбитального аппарата ETS-VIII (Япония). Масса аппарата 3 т, орбита близка к геостационарной. В системе применены датчики ускорения с частотным диапазоном 0-10 Гц, макс, вариации измеряемых значений 10 мЖи, величина разрешения 10 мкЖи, частота выборки 10 Гц, датчик инерции имеет частотный диапазон 0-10 Гц при вариациях измеряемых значений $0,1^\circ/\text{с}$, разрешения $0,0001^\circ/\text{с}$ и частоте выборки 10 Гц. Разработан робастный контроллер с варьированием величины усиления по некоторому временному графику (для целей реализации управления на основе модели с изменяемыми параметрами).

1.4.4.18. Проект создания автономных космических систем. Экспериментальная система AGATA. AGATA, a lab bench project for spacecraft autonomy / Charneau Marie-Claire, Bensana Eric // Proceedings of i-SAIRAS 2005: The 8 International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space, Munich, 5-8 Sept., 2005.- Noordwijk: ESTEC, 2005. - С. 72-77. - (ESA SP. ISSN 1609-042X. № 603). - Библ. 15.

Сообщается, что в июле 2004 г. космические ведомства подписали соглашение о начале осуществления совместной исследовательской программы по развитию автономных космических систем. В соответствии с программой исследователи и инженеры работали с целью достижения общих целей по созданию автономных систем с разработкой демонстрационного проекта. Программа состояла из этапа исследований архитектуры систем, разработки ПО автономного планирования и диагностики, а также методов аттестации систем. Результатом работ явилась разработка лабораторного образца системы AGATA (Общая автономная архитектура — испытания и применение). Даются принципы классификации функций, выполняемых в космосе в соответствии с требованиями к их автономности. Оцениваются возможности системы по обеспечению автономности при выполнении новых задач.

1.4.4.19. Разработка специального программно-математического комплекса планирования операций для управления КА "Бауманец" / Жигастова О. К. // Основные направления и формы использования инновационных раз-

работок при создании ракетно-космической техники: Научно-практический семинар молодых ученых и специалистов предприятий космической промышленности: Сборник материалов, Королев Московская обл., 11-13 дек., 2006. - Королев (Моск. обл.): ИПК Машприбор, 2007. - С. 19-29.

Целью настоящей работы является разработка спец. программно-математического комплекса планирования операций для управления КА "Бауманец", а также определения основных задач планирования целевого функционирования КА, принципов построения технол. цикла управления КА и структура информационного взаимодействия организаций, участвующих в процессе управления КА.

1.4.4.20. История создания и перспективы развития космической навигации в России / Косенко В. Е., Бартнев В. А., Звонарь В. Д., Чеботарев В. Е., (ФГУП "Научно-производственное объединение прикладной механики имени академика М. Ф. Решетнева", Россия, Железногорск) // Навигационные спутниковые системы, их роль и значение в жизни современного человека: Тезисы докладов Всероссийской научно-технической конференции, посвященной 40-летию запуска на орбиту навигационного КА "Космос - 192" и 25-летию запуска К А "Глонасс", Железногорск, 10-14 окт., 2007. - Красноярск: СибГАУ, 2007. - С. 5-6.

Отмечаются основные моменты на пути создания Глобальных космических навигационных систем первого и второго поколений: объем и содержание, этапы и сроки проведения работ, основные характеристики системы. Раскрываются основные направления развития и модернизации космического сегмента отечественной Глобальной космической навигационной системы второго поколения, определенные в Федеральной целевой программе "Глобальная навигационная система".

1.4.4.21. Системы наведения целевой аппаратуры на основе автоматических поворотных платформ для РС МКС / Лобанов В. С., Тарасенко Н. В., Шульга Д. Н., Зборошенко В.Н., Федосеев С. В., Хаханов Ю. А. // 14 Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам, Санкт-Петербург, 28-30

мая, 2007: Сборник материалов. - СПб: ЦНИИ "Электроприбор", 2007. - С. 206-213. - Библ. 7.

Разработка систем наведения целевой аппаратуры на основе автоматических поворотных платформ в настоящее время имеет особенно актуальное значение в связи с развертыванием программы научных исследований на Российском Сегменте МКС. При заданной конфигурации МКС многие космические эксперименты, входящие в программу научно-прикладных исследований, при размещении аппаратуры на борту могут быть реализованы только при условии их установки на автоматических поворотных платформах. Рассмотрены системы наведения целевой аппаратуры на основе автоматических поворотных платформ (АПП). Представлены четыре базовых типа АПП, предназначенных для работы на международной космической станции (МКС) и других КА. Приводятся технические требования к системам управления каждого типа платформ, дан анализ научно-техн. задела, имеющегося в России, определены принципы построения, структура и приборный состав систем управления базовых вариантов АПП.

1.4.4.22. Система управления с нечеткой логикой для спутниковой группировки / Капо-Луго П. А., Байнум П. М. // Актуал. пробл. авиац. и аэрокосм. систем. - 2007. - 12, № 3. - С. 31-54.

Спутниковая тестовая группировка NASA в форме тетраэдра (NASA Benchmark Tetrahedron Constellation) — это сложная конфигурация, которая может преобразовываться в три различных формата (конфигурации). Процесс реконфигурации, т. е. преобразование от одного определенного размера к другому, достаточно сложна и может требовать произведения сложных вычислительных операций. Целью данной работы является описание нечеткой логической системы управления, в которой процедура реконфигурации группировки в форме тетраэдра может выполняться без применения сложных математических преобразований. Для выполнения этой реконфигурации используются планетные уравнения Лагранжа (Lagrange Planetary equations). Эти уравнения представляют собой весьма нелинейную систему, однако, извлекая определенные данные, нечеткое управление можно использовать как нелинейное управляющее устройство. Сле-

довательно, нечеткая система управления дает перспективный вариант применения систем управления в космических задачах при выполнении процедуры реконфигурации.

1.4.4.23. Управление ограниченным движением гибких манипуляционных роботов на базе рекуррентных нейронных сетей. Constrained motion control of flexible robot manipulators based on recurrent neural networks / Tian Lifnfang, Wang Jun, Mao Zongyuan // IEEE Trans. Syst., Man. and Cybern. B. - 2004. - 34, № 3. - С. 1541-1552. - Библ. 48.

Предлагается одна реализация нейросетевого подхода к управлению движением гибких манипуляторов в ограниченной среде, при котором обеспечивается управления одновременная как контактной силой, создаваемой гибким манипулятором, так и положением контактирующего с поверхностью концевой эффектора. Выводятся динамические уравнения вибрации гибкого звена и ограниченной силы, параметры которых адаптивно оцениваются входящей в схему управления рекуррентной нейронной сетью. Описываются обучающие правила при обновлении весов связей адаптивной нейросетевой модели, обсуждаются свойства локальной устойчивости системы управления.

1.4.4.24. Локализация и управление траекторным движением мобильного робота с танковой компоновкой шасси, оснащенного лазерным дальномером и средствами технического зрения / Ляшин А. М., Васильев И. А. // Искусств. интеллект. – 2004. - № 3. - С. 738-741. - Библ. 4.

Рассмотрено управление мобильным роботом, автономная локализация на известной заранее карте и методы построения траекторий. Также рассмотрены некоторые виды корректоров для улучшения качества движения по траектории

1.4.4.25. Нелинейное адаптивное управление положением в пространстве космического аппарата с использованием солнечного давления. Nonlinear adaptive spacecraft attitude control using solar radiation pressure / Singh Sahjendra N., Yim Woodoon // IEEE Trans. Aerosp. and Electron. Syst. - 2005. - 41, № 3. - С. 770-779. - Библ. 22.

Космические аппараты и межпланетные зонды, движущиеся по высоким орбитам, подвержены силам давления солнечного излучения, которые могут использоваться для совершения ма-

невров. Рассматриваются проблемы углового маневрирования ИСЗ для изменения положения по тангажу, используя для этого момент силы солнечного давления. Для генерации такого момента при совершении горизонтального поворота в продольной плоскости используются две отражающие поверхности управления. Момент силы солнечного излучения является сложной нелинейной функцией положения и параметров ИСЗ, параметров орбиты и углов отклонения отражающих поверхностей. Выводится закон нелинейного адаптивного управления.

1.4.4.26. Гибридное управление с ограничениями полетом группы микроспутников. Hybrid constrained formation flying control of micro-satellites / Vacconi F., Mosca E., Casavola A. // IET Contr. Theory and Appl. - 2007. - 1, № 2. - С. 513-521. - Библ. 17..

Рассматривается решение проблемы реконфигурирования и сохранения конфигурации группы микроспутников при наличии длительных возмущений, при насыщении входного управления и ограничениях по точности конфигурации. При этом рассматривается возможность маневра как с большими, так и с малыми углами. Предлагается схема управления, которая базируется на гибридном банке регуляторов, составленном из регуляторов линейно-квадратичного управления и нелинейных командных задатчиков. Линейно-квадратичные регуляторы компенсируют систему без учета ограничений, в то время как задатчики используются для генерации модифицированной версии задающего сигнала для выполнения эволюции с учетом ограничений.

1.5. Алгоритмы функционирования систем

1.5.1. Алгоритмы стабилизации космических объектов

1.5.1.1. Алгебраический синтез регуляторов гироскопических систем стабилизации и управления / Смирнов В. А. // Навигация и управление движением: Материалы 4 конференции молодых ученых, Санкт-Петербург, 12-14 марта, 1

авг.-30 нояб., 2002. – СПб.: Изд-во ГНЦ РФ - ЦНИИ "Электроприбор", 2002. - С. 129-136. - Библ. 8.

Рассматривается задача синтеза гироскопических систем стабилизации и управления. Предлагается алгоритм отыскания структуры и параметров реализуемых регуляторов, обеспечивающих выполнение требований подавления возмущений, обработки задающих воздействий и грубости замкнутой системы. Обсуждаются подходы к оптимизации структуры и параметров регулятора по критериям грубости и инвариантности. Дан пример синтеза контура стабилизации. Приведены результаты компьютерного моделирования синтезированной системы.

1.5.1.2. Аналитический синтез регуляторов гироскопических систем / Родионов В. И. // Изв. вузов. Приборостр. - 2003. - 46, № 9. - С. 38-46, 63. - Библ. 2.

Рассматривается методика аналитического синтеза многомерных регуляторов гироскопических систем, которая позволяет реализовать законы управления в контурах стабилизации, обеспечивающие астатизм и инвариантность динамической ошибки к возмущениям, недоступным прямому измерению, при сохранении грубости системы.

1.5.1.3. Стабилизация положения и ориентации орбитального аппарата. Attitude stabilization of a rigid spacecraft with two controls / Li Shi-Hua, Tian Yu-Ping // Zidonghua xuebao=Acta autom. sin. - 2003. - 29, № 2. - С. 168-174.

Юго-восточным университетом (Китай) разработан способ стабилизации положения и ориентации орбитального аппарата с двумя элементами управления. Учтены трудности обеспечения локальной асимптотической стабилизации при условии использования в непрерывном режиме контуров с исключительной реализацией ОС по состоянию. Разработан контроллер с плавным варьированием временных характеристик (предложено использование вспомогательной переменной состояния при одновременном выполнении линеаризации в контуре ОС). Понижена степень структурной сложности системы управления. Эффективность предложенного типа управления подтверждена моделированием.

1.5.1.4. Пассификация и синтез регулятора для стабилизации вращения спутника с учетом фазового ограничения

/ Краснощёченко В. И. // Авиакосм. приборостр. – 2003. - № 10. - С. 40-49, 71. - Библ. 12.

Рассмотрена процедура пассивации нелинейных многомерных систем управления на основе тензорного подхода, который позволяет не только дать геометрическую интерпретацию многомерной пассивации, но и показать совпадение процедур одномерной и многомерной пассивации. Приведен практический пример процедуры пассивации и синтеза регулятора. Показано, что выбором соответствующей функции запаса можно учитывать фазовое ограничение. Предложенный регулятор с переменной структурой позволяет максимально использовать положительные стороны каждого типа регулятора.

1.5.1.5. Простой, не использующий скоростей, регулятор положения космического аппарата, включающий ОС с запаздыванием. A simple velocity-free controller for attitude regulation of a spacecraft with delayed feedback / Ailon Amit, Segev Reuven, Arogeti Shai // IEEE Trans. Autom. Contr. - 2004. - 49. - № 1. - С. 125-130. - Библ. 13.

Разработан регулятор положения космического аппарата, использующий в качестве приводов реактивные, газовые двигатели. Полученные простые условия экспоненциальной устойчивости управляемой системы, содержащей запаздывания в контуре управления. Изучаются свойства замкнутого контура.

1.5.1.6. Задачи определения ориентации и управления угловым движением твердого тела (космического аппарата): Автореф. дис. на соиск. уч. степ. канд. физ.-мат. наук / Бирюков В. Г. (Саратовский государственный университет им. Н. Г. Чернышевского, 410071, г. Саратов, ул. Астраханская, 83) / Ин-т пробл. точ. мех. и упр. РАН. - Саратов, 2005. - 21 с. - Библ. 12.

Целью работы являются: разработка алгоритмов определения неизвестной компоненты вектора абсолютной угловой скорости КА с использованием информации о направлении местной вертикали; построение в нелинейной постановке кинематических законов стабилизирующего управления угловым движением твердого тела, обеспечивающих желаемые качества, и колич. характеристики переходных процессов, а также оптим. кинема-

тических законов стабилизирующего управления; построение оптим. законов изменения вектора кинетического момента КА.

1.5.1.7. Стабилизации космического аппарата с упругими элементами посредством управления с запаздывающей релейной обратной связью / Старыгин В. В., Поляков А. Е., Ефремов М. С. // 6 Международная научно-техническая конференция "Кибернетика и высокие технологии XXI века", Воронеж, 17-19 мая, 2005. - Воронеж: НПФ "Саквоее", 2005. - С. 48-60. - Библ. 7.

Предлагается алгоритм управления космическим аппаратом с упругими динамическими элементами. Предполагается, что элементы обладают диссипативными свойствами, на систему действуют неизвестные внешние возмущения и управление осуществляется посредством релейной ОС неопределенным запаздыванием.

1.5.1.8. О стабилизации спутника связи, несущего маховики, без использования датчиков углов и угловых скоростей / Бранец В. Н., Платонов В. Н., Сумароков А. В., Тимаков С. Н. // Изв. РАН. Теория и системы упр. – 2008. - № 1. - С. 127-137. - Библ. 7.

Предложен алгоритм поддержания трехосной орбитальной ориентации, использующий ограниченные угловые движения спутника-гиростата. В качестве первичной информации алгоритм использует измерения угловой скорости вращения роторов маховиков и измерения угловых рассогласований, сформированных на Земле по данным радиоизмерений от наземных станций. Данный алгоритм может быть применен в качестве резервного при отказах датчиков углов и угловых скоростей для продления ресурса спутника-ретранслятора.

1.5.1.9. Об одном алгоритме стабилизации космического аппарата с вязкоупругими элементами упругой заделкой, неопределенностями и релейной обратной связью с запаздыванием / Стрыгин В. В., Ефремов М. С., Поляков А. Е. // 7 Международная научно-техническая конференция "Кибернетика и высокие технологии XXI века", Воронеж, 16-18 мая, 2006. Т. 1. - Воронеж: НПФ "Саквоее", 2006. - С. 328-338. - Библ. 17.

Рассматривается проблема стабилизации углового положения космического аппарата с упругими динамическими элементами. Управление осуществляется посредством релейной ОС с неопределенным запаздыванием. Учитывается упругость заделки и диссипативные свойства упругих элементов. Считается, что на систему действуют неизвестные внешние возмущения.

1.5.1.10. Линейные гамильтоновы системы и некоторые задачи об устойчивости движения спутника относительно центра масс. - М.; Ижевск: Ин-т компьютер. исслед.: R&C Dynamics, 2009. - 394 с. – Библ.: С. 384-394. – (Б-ка ИПУ. 517.93 М 26).

Дано изложение современных методов исследования устойчивости материальных систем, описываемых линейными дифференциальными уравнениями Гамильтона с периодическими коэффициентами. Описываются результаты применения упомянутых методов и алгоритмов в целом ряде задач об устойчивости движения спутника - твердого тела относительно центра масс на круговой и эллиптической орбитах. Значительная часть содержащегося в книге материала представляет собой результаты собственных исследований автора.

1.5.2. Алгоритмы управления космическими объектами

1.5.2.1. Алгоритмы наведения КА при маневрах с использованием атмосферы. Guidance algorithms for spacecraft aeroassist manoeuvres / Ferreira E., Vernis P., Augros P. (EADS Launch Vehicles 66, route de Verneuil, 78133 Les Mureaux, France eugenio.ferreira@launchers.eads.net) // Proceedings of the 5 ESA International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems, Frascati, 22-25 Oct., 2002. - Noordwijk: ESTEC, 2003. - С. 125-134. - (ESA SP. ISSN 0379-6566. N 516). - Библ. 6.

Межпланетные полеты будущего требуют существенного снижения массы КА. Одним из средств такого снижения является использование торможения в атмосфере планет, позволяющее экономить топливо, а одной из проблем на пути реализации этого метода — навигация в таких сложных условиях. Была прове-

дена сравнительная оценка нескольких методов навигации применительно к задаче NASA-CNES по доставке образца марсианского грунта на Землю. Среди схем, дающих требуемую точность и надежность, предпочтение отдавалось использующим наиболее простые алгоритмы. Приводится сравнение набора решений навигационной задачи, включающей аэродинамический захват. Три изложенные схемы наведения основаны на численном методе "предиктор-корректор", простом пропорциональном законе управления внутри заданного ограниченного коридора и управлении траекторией с обратной связью.

1.5.2.2. Применение H_∞ -подхода для контроля автоматического ТКА ATV во время стыковки. Application of H_∞ design on ATV control loop during the rendezvous phase / Bourdon Jerome, Delpy Patrick, Ganet Martine, Quinquis Isabelle, Ankersen Finn (EADS Launch Vehicles, 66, rte de Verneuil BP 3002, 78133 LES MUREAUX Cedex, France) // Proceedings of the 5 ESA International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems, Frascati, 22-25 Oct., 2002. - Noordwijk: ESTEC, 2003. - С. 289-296. - (ESA SP. ISSN 0379-6566. N 516). - Библ. 7.

Во время финального причаливания ATV к МКС могут возникнуть возмущения, вызванные механическим контактом. Представлена схема позиционного контроллера ATV. Особое внимание уделено функциям наведения, навигации и управления, а также факторам среды, способным нарушить контрольный контур. Дано описание дискретного H_∞ -подхода, используемого для создания контура контроля положения ATV на финальной стадии стыковки.

1.5.2.3. H_∞ -схема контроля применительно к РН Ariane 5 E/CB. An H_∞ control design approach for space vehicles application to Ariane 5 E/CB / Jeanneau Matthieu, Beugnon Celine, Frapard Benoit, Clement Benoit, Biard Arnaud (Astrium, Toulouse, France) // Proceedings of the 5 ESA International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems, Frascati, 22-25 Oct., 2002. - Noordwijk: ESTEC, 2003. - С. 267-274. - (ESA SP. ISSN 0379-6566. N 516). - Библ. 5.

Концерн Astrium применяет четырехблочную H_∞ -схему при синтезе законов робастного контроля для своей космической

техники. Более чем 6-летний опыт разработки, внедрения и тестирования подобных сложных методов контроля позволяет испытывать уверенность в их надёжности. Специфика создаваемой РН Ariane 5 E/CB вызывает необходимость приложения H_∞ -схемы к разработке законов её контроля на основании исходных данных по носителю. Представлено исследование критических случаев, по результатам которого был построен контроллер для всей области вариаций характеристик носителя.

1.5.2.4. Система AOCS с гироскопами управления моментом на магнитных подшипниках. AOCS with magnetic bearing CMC: From failure to recovery / Monteort Eric, Dulot Jean-Louis // Proceedings of the 5 ESA International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems, Frascati, 22-25 Oct., 2002. - Noordwijk: ESTEC, 2003. - С. 591-594. - (ESA SP. ISSN 0379-6566. N 516).

Пирамидальная конфигурация с четырьмя одинарными карданными подвесами гироскопов момента управления является элегантным решением для обеспечения трехосной маневренности низкоорбитальной платформы наблюдения Земли. Описывается нормальный режим работы системы управления пространственным положением и орбитой (AOCS) и архитектура гироскопов управления моментом.

1.5.2.5. Нелинейное робастное управление без измерений скорости для определения параметров полета спутников. Nonlinear robust control without velocity measurements for satellite formation flying / Zhang Yu-kun, Dai Jin-hai // Yuhang xuebao=J. Astronaut. - 2003. - 24, № 1. - С. 23-27, 37. - Библ. 4.

Разработана линейная динамическая модель с ограниченными возмущениями для управления относит. положением в системе из многих спутников. На ее основе разработан нелинейный алгоритм управления. Доказана устойчивость. Реализован нелинейный наблюдатель. Численные испытания подтверждают теор. результаты.

1.5.2.6. Управление высотой в широком угле для космического корабля с насыщением приводов. Large angle attitude control of spacecraft with actuator saturation / Bang H., Tahk M.-J., Choi H.-D. // Contr. Eng. Pract. - 2003. - 11, № 9. - С. 989-997.

Сформулирована задача оптим. управления высотой полете космического корабля с насыщением приводов в случае большого угла возможных траекторий. При традиционно используемом управлении с помощью ПИД-регуляторов с кватернионными переменными нежелательные внешние возмущения входов могут вызвать неограниченно большие погрешности управления. Для снижения таких погрешностей предложено использовать интеллектуальные интеграторы. Описана реализация нового ПИД-регулятора, обеспечивающего значительное снижение величины поворотов космического корабля, вызванных случайными внешними возмущениями.

1.5.2.7. Приложение обратной связи по нагрузке схватывания для Робонавта. Haptic feedback applications for Robonaut / O'Malley M. K., Ambrose R. O. // Ind. Robot. - 2003. - 30, № 6. - С. 531-542.

Робот-гуманоид космического назначения по названию Robonaut разработан в отделе Технологии робототехнических систем в Космическом центре Джонсон при Национальном агентстве космических исследований США (NASA) в сотрудничестве с Агентством по перспективным оборонным проектам (DARPA). Описывается применение ОС в соответствующей компьютерной программе Robsim. Излагаются результаты трех вычислительных экспериментов с анализом приемов телеуправления Робонавтом.

1.5.2.8. Алгоритм управления полетом при входе в атмосферу на базе нелинейного программирования. A NLP based reentry flight guidance algorithm / Gräßlin M., Schöttle U. (Institute of Space Systems, University of Stuttgart) // Proceedings of the 18 International Symposium on Space Flight Dynamics, Munich, 11-15 Oct., 2004. - Noordwijk: ESTEC, 2004. - С. 99-104. - (ESA SP. ISSN 0379-6566. № 548). - Библ. 9.

Важной составляющей стоимости космического транспорта, особенно многоразового, являются эксплуатационные расходы. Структура системы навигации, наведения и управления (GNC) определяет степень автономности этого транспорта и необходимую наземную поддержку. Современные системы GNC требуют больших затрат людских ресурсов с земли, что приводит к высокой стоимости операций и отсутствию гибкости в их проведе-

нии. Транспортные системы нового поколения для коммерческой эффективности требуют снижения эксплуатационных затрат. Одним из способов движения этого является конструирование системы GNC с высокой автономностью и гибкостью. Рассматривается в качестве возможного способа достижения этой цели использование бортового предиктора полетной траектории в комбинации с программами численной оптимизации при управлении входом КА в атмосферу. Приведены численные результаты для демонстрации возможностей такого подхода.

1.5.2.9. Алгоритмы бортовой системы управления в проектировании ракетного буксировщика / Афанасьев В. А., Дегтярев Г. Л., Мещанов А. С., Сиразетдинов Т. К. (Государственный ракетный центр "КБ им. В. П. Макеева") // Авиакосм. приборостр. - 2004. - №3. - С. 24-30, 59. - Библ. 1

На базе нового технического решения для ракетного буксировщика (РБ), предназначенного для обслуживания МКС, методом многошагового терминального управления проводится синтез алгоритмов разгона-торможения, моделирование которых в условиях неопределенных возмущений показывает высокую точность встречи РБ с возвращаемым, а также позволяет выбирать проектные параметры РБ, число которых расширяется с совершенствованием модельной системы, которая аппроксимирует исходную систему дифференциальных уравнений и для которой находится аналитическое решение. Простота и наглядность синтеза предполагают достаточно быструю и надежную реализацию полученных алгоритмов в бортовой системе управления РБ.

1.5.2.10. Гидроскопическое связывание и демпфирование колебаний космических конструкций при гиросиловом управлении / Сомов Е. И. // Устойчивость и колебания нелинейных систем управления: 8 Международный семинар, Москва, 2-4 июня, 2004. Тезисы докладов. - М.: Изд-во ИПУ РАН, 2004. - С. 176-178.

Силовые гироскопические комплексы (СГК) на основе гироскопов (ГД), широко используемые в настоящее время для управления ориентацией космических аппаратов (КА), интенсивно изучаются уже более 40 лет. Основные проблемы применения СГК и управления ими включают обоснования: маломассовой схемы расположения ГД на корпусе КА с рациональным

уровнем избыточности; закона настройки — распределения потребного кинетического момента СГК между ГД, в общем случае с прохождением либо обходом возможных сингулярных состояний; способа реализации бортовых отказоустойчивых алгоритмов управления СГК и ГД. Безупорные ГД с моментными приводами, наряду со свойством усиления передаваемого на корпус КА момента, обладают важным достоинством — естественной реакцией на любые угловые перемещения корпуса КА, в том числе обусловленные упругими колебаниями его конструкции — панелей солнечных батарей, крупногабаритных антенн и т. д. В рамках нутационной теории гироскопических систем рассматривается задача синтеза алгоритмов управления СГК минимально-избыточной схемы и каждым из четырех ГД в его составе для силовой гиросtabilизации углового движения упругого КА.

1.5.2.11. Решение задачи оптимального разворота сферически-симметричного космического аппарата с ограниченным и импульсным управлением при произвольных граничных условиях / Молоденков А. В., Сапунков Я. Г. // Изв. АН. Теория и системы упр. РАН. - 2004. - № 2.- С. 165-176. - Библ. 14.

Рассматривается задача оптим. разворота космического аппарата как твердого тела со сферическим распределением масс при произвольных граничных условиях по угловому положению и угловой скорости космического аппарата с ограничением на модуль управляющего воздействия в кватернионной постановке. В качестве критерия оптимальности используется функционал, который объединяет время и интегральную величину модуля вектора управления, затраченных на разворот космического аппарата. Представлено два варианта решения задачи оптим. управления: при ограниченном и импульсном управлении. Для первого варианта на основании принципа максимума Л. С. Понтрягина получены выражения для оптим. управления и сопряженной системы уравнений. Для второго варианта, используя предельный переход, в котором верхнее значение величины управляющего воздействия неограниченно возрастает, строится аналитическое решение импульсной задачи оптим. разворота космического аппарата, реализующее двухимпульсную схему управления. Описывается оригинальная процедура численного

решения непрерывной задачи оптим. разворота космического аппарата с ограниченным управлением, приводятся примеры расчетов. Дается численная апробация предлагаемого аналитического алгоритма решения импульсной задачи оптим. разворота космического аппарата.

1.5.2.12. Произвольное оптимальное с точки зрения потребления топлива маневрирование по высоте несимметричного космического корабля в системе координат, связанной с кораблем. Arbitrary fuel-optimal attitude maneuvering of a non-symmetric space vehicle in a vehicle-fixed coordinate frame / Ioslovich I. // Automatica. - 2003. - 39, № 3. - С. 557-562.

Рассмотрена задача оптимизации поворотов несимметричного космического корабля. Рассмотрены произвольные маневры и случай без ограничения времени. Критерий оптимизации поворотов - миним. потребление топлива. Предложен метод аналитического решения задачи, основанный на оптимизации с использованием достаточных условий Кротова-Беллмана.

1.5.2.13. Планирование задач и алгоритмы управления свободно летающими космическими манипуляционными роботами / Куркин В. И., Барков Д. Е. // Проектирование и методы расчета элементов конструкций космической техники и мехатронных технологий; Моск. техн. ун-т связи и информат. - М., 2004. - С. 2-9. - Деп. в ЦНТИ "Информсвязь" 04.07.2004, № 2250-св2004.

Рассматриваются особенности управления свободно летающими космическими манипуляторами и алгоритмы управления с учетом динамического взаимодействия между манипулятором и космическим аппаратом (КА), которые не характерны для наземных манипуляторов. Дан обзор существующих алгоритмов управления, приведены уравнения кинетической энергии и углового импульса системы и инерционной матрицы. Показано, что с учетом, что Якобиан системы зависит от положения КА, любой алгоритм управления для неподвижно закрепленных манипуляторов будет действовать применительно к свободно плавающим системам.

1.5.2.14. Алгоритм терминального управления угловыми скоростями КА методом прогнозирующей модели / Таран В. Н., Трофименко В. Н., Трофименко В. Н. // Современные

проблемы радиоэлектроники: Материалы 1 Межрегиональной научной конференции, Ростов-на-Дону, 2006: Сборник научных трудов. Вып. 1. - Ростов н/Д: Изд-во Рост. гос. пед. ун-та, 2006. - С. 83-88. - Библ. 9.

По методу прогнозирующей модели в аналитическом виде получен закон терминального управления угловыми скоростями КА, представляющего собой осесимметричное твердое тело. Приведены результаты моделирования. Выявлена зависимость точности достижения терминальных условий от коэф. усиления системы управления. Использование этого метода позволяет получить эффективные алгоритмы управления ориентацией КА, в частности, алгоритмы управления угловыми скоростями. Метод прогнозирующей модели, основанный на использовании функционала обобщенной работы, находит широкое применение для синтеза алгоритмов управления различными объектами [4], что объясняется рядом существенных достоинств по сравнению с методом динамического программирования Беллмана [5]. К таким достоинствам следует отнести, в первую очередь, уменьшение вычислительных затрат, повышение помехоустойчивости. Вычислительная эффективность этого метода особо проявляется при управлении нелинейными объектами. Так в работах [1-3] синтезированы законы управления в замкнутой форме для объектов, модели которых описываются нелинейными уравнениями.

1.5.2.15. Управление пространственным разворотом космического аппарата с минимальным кинетическим моментом / Левский М. В. // Двойн. технол. – 2007. - № 2. - С. 43-50. - Библ. 5.

Рассмотрена и решена задача управления пространственным разворотом космического аппарата (КА) из произвольного начального в требуемое конечное угловое положение за заданное время с миним. величиной кинетического момента. Получено аналитическое решение поставленной задачи. На основе мат. аппарата кватернионов найдены необходимые условия оптимальности. Показано, что оптим. решение может быть определено в классе регулярных движений, близких к прецессии твердого тела вокруг некоторой неподвижной оси. Контроль движения КА относительно центра масс в ходе разворота осуществляется по информации о текущей ориентации КА и его угловой скорости.

Для динамически симметричного КА представлено полное решение задачи переориентации в замкнутой форме. Приводятся результаты мат. моделирования, демонстрирующие экономичность и практическую реализуемость предложенного метода управления поворотным маневром КА.

1.5.2.16. Абсолютная автономная инерционная система поддержания станции, использующая орбитальный управляющий комплект фирмы Microcosm. Absolute autonomous inertial stationkeeping using microcosm's Orbit Control Kit (ОСК): Докл. [Conference on Sensors for Propulsion Measurement Applications, Kissimmee, Fla, 20-21 Apr., 2006] / Plam Yegor, Van Allen Richard E., Graven Paul, Wertz James R., Hansen L. Jane // Proc. SPIE. - 2006. – 6222. - С. 622200/1-622200/12. - Библ. 18.

Характеризуется разработанная автономная бортовая система управления станцией, реализация которой впервые была проверена при обслуживании спутника UoSat-12 в 1999 г. вращаемого почти на круговой орбите высотой 630 км. Рассматриваются функции орбитального управляющего комплекта, содержащего 2 принципиальные программы — прецизионная автономная навигация (PAN) и высокоточный орбитальный пропегатор (HPOP) взаимосвязанные с бортовым GPS-приемником данных. Полученные экспериментальные данные были учтены в модифицированном комплекте для спутника TacSat-12 с учетом требований для применения ПИД-регулятора.

1.5.2.17. Оптимальное управление платформенным манипулятором / Джзмаян А. Ю. // Инф. технол. и упр. – 2003. - № 1, ч. 1. - С. 48-52. - Библ. 3

Рассмотрена задача оптим. управления платформенными манипуляторами и предложен алгоритм численного метода ее решения.

1.5.2.18. Активные участки экстремальных траекторий в линейном центральном поле / Азимов Д. М. // Автомат. и телемех. – 2005. - № 10. - С. 3-23. - Библ. 12.

Рассматривается вариационная задача Майера об определении оптим. траекторий движения космического аппарата (КА). Предполагается, что движение центра масс КА осуществляется с ограниченным секундным расходом массы и пост, скоростью

истечения газов, в тонком сферическом слое в окрестности некоторой опорной орбиты. Основное предположение связано с тем, что движение происходит в линейном центральном поле. Получены 3 новых класса аналитических решений канонических уравнений вариационной задачи для экстремальных участков промежуточной и макс. тяг. В качестве примера рассматривается перелет между заданными круговыми орбитами в ньютоновском поле, который содержит 2 участка макс. тяги. Получены условия (для отношения радиусов граничных орбит и параметра орбит перехода), при выполнении которых рассматриваемый перелет представляется возможным. Приведен численный пример.

1.5.2.19. Каюмов О. Р. Глобально управляемые механические системы. — М.: ФИЗМАТЛИТ, 2007. - 168 с. - Библ. 133 назв. - (Б-ка ИПУ. 531 К 31).

В монографии рассмотрена математическая теория глобально управляемых механических систем. На основе функции Ляпунова приведены достаточные условия стабилизируемости и глобальной управляемости натуральных лагранжевых систем в случае, когда число управляющих воздействий меньше числа степеней свободы. Методом «достижимых кривых» подход распространен на негладкие механические системы. В частности, показана глобальная управляемость некоторых объектов с трением, а также систем с идеальными односторонними связями. Введено понятие параметрической управляемости, даны ее достаточные условия применительно к механическим объектам, а также рассмотрены две частные задачи синтеза оптимального управления. Для научных работников и аспирантов, занимающихся аналитической механикой, теорией устойчивости и теорией управления движением, а также для студентов старших курсов вузов соответствующих специальностей.

1.5.2.20. Синтез модифицированного PD-алгоритма управления угловым движением большой космической конструкции / Крутова И.Н., Суханов В.М. // Автоматика и телемеханика. - 2009. - № 1. - С 39-50.

Рассмотрена задача синтеза алгоритма управления ориентацией большой космической конструкции (БКК) при наличии инфранизких (менее 0,01 гц) частот упругих колебаний, существенно влияющих на качество переходных процессов вследствие

близости собственных частот БКК к частоте управления «жестким» движением объекта. Приведена методика синтеза модифицированного PD-алгоритма ориентации БКК с инфранизкими частотами упругих колебаний конструкции. Предложены способы вычисления коэффициентов дополнительных компонент модифицированного алгоритма и определения границы области собственных частот БКК, правее которой система ориентации обладает свойствами робастности по отношению к девиации частот объекта или неточности их задания. Приведен ряд примеров математического моделирования процессов релейного гиросилового управления ориентацией БКК с использованием предложенного алгоритма.

1.5.3. Алгоритмы ориентации и навигации космических объектов

1.5.3.1. Надежная идентификация звезд при определении ориентации. Robust star identification for spacecraft attitude determination / Satake Yuki, Ohkami Yoshiaki, Taniwaki Shigemune (National Space Development Agency of Japan (NASDA)) // Proceedings of the 5 ESA International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems, Frascati, 22-25 Oct., 2002. - Noordwijk: ESTEC, 2003. - С. 75-78. - (ESA SP. ISSN 0379-6566. N 516). - Библ. 8.

Наиболее точная информация об ориентации КА получается с помощью звездных датчиков, для использования которых требуется идентификация звезд, находящихся в поле зрения датчика. Разработан новый алгоритм для идентификации звезд по бортовому звездному каталогу, обладающий высокой надежностью при небольшом объеме используемой памяти. Новый алгоритм проверялся путем моделирования звездного неба и подтвердил свою надежность и удобство использования для датчика, обладающего узким полем зрения.

1.5.3.2. Методы и алгоритмы ориентации космического аппарата с помощью астросистемы / Гладыревский А. Г., Губаренко С. И. // Exponenta Pro. Мат. в прил. – 2003. - № 1. - С. 60-65.

Использование звезд является одним из наиболее точных и автономных способов для определения ориентации летающих объектов. Предлагаемый в статье метод определения ориентации летательных аппаратов и космических станций с помощью астродатчика и звездной карты, а также способ оценки точности получаемой ориентации, дают разработчикам бортового программного обеспечения простой и надежный инструмент для решения этой важной практической задачи. Ядро предлагаемого программного продукта, реализованного в среде Borland C++ на основе описанного метода, представляет собой законченный "товарный" вариант прикладного программного обеспечения. Алгоритмы и программы хорошо документированы, что делает их открытыми для дальнейших усовершенствований. Новый метод не является итерационным, что существенно снижает требования к бортовому вычислителю. Метод обобщен на случай, когда имеются различные виды погрешностей измерения положений звезд по полю зрения астродатчика. При этом оценка точности рассчитанной ориентации может быть получена непосредственно в полете без использования стохастического моделирования в процессе полунатурных испытаний системы ориентации. Статья представляет интерес для создателей звездных датчиков и навигационных комплексов, для специалистов по разработке бортового программного обеспечения систем околоземной и космической навигации.

1.5.3.3. Управление орбитальным аппаратом в процессе достижения требуемой ориентации. Optimal nonlinear tracking of spacecraft attitude maneuvers / Sharma Rajnish, Tewari Ashish // IEEE Trans. Contr. Syst. Technol. - 2004. - 12, № 5. - С. 677-682. - Библ. 14.

Национальным технол. университетом (Индия) предложена стратегия нелинейного управления с оптимизацией при выполнении орбитальным аппаратом манёвра с конечной целью достижения требуемой ориентации. Разработан способ кинематического представления для модели точного перемещения орбитального аппарата, а также тип управления при отслеживании траектории с неизменной ориентацией (на основе использования функции Ляпунова). Эффективность стратегии управления подтверждена данными численного моделирования.

1.5.3.4. Исследование нейросетевых моделей алгоритмов БИНС / Тихонов В. А. // Авиакосм. приборостр. – 2006. - № 1. - С. 39-45, 76. - Библ. 11.

Рассмотрены нейросетевые модели алгоритмов ориентации и навигации бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС) в составе комплексной системы. Исследованы структуры нейронных сетей (НС) и выбраны оптим. структуры. Получены точностные характеристики НС.

1.5.3.5. Управление по ориентации орбитального аппарата / Liu Xiang-dong, Cui Xiao-ting, Wang Hua, Zhang Yu-he // Beijing ligong daxue xuebao= Trans. Beijing Inst. Technol. - 2006. -26, № 3. - С. 248-250. - Библ. 4.

Технологическим институтом (Китай) разработана система управления по ориентации орбитального аппарата. В системе применён нейроконтроллер с четкими правилами, обучение и регулирование параметров нейронной сети в реальном времени достигнуто на основе использования категории временных разностей. Улучшены показатели качества управления при наличии неопределённости и возмущений. Выполнено моделирование для величины при значении быстрого изменений угла наклона орбиты $0,00108 \text{ рад с}^{-1}$.

1.5.3.6. Разработка системы нечеткого управления по ориентации орбитального аппарата / Wang Hua, Cui Xiao-ting, Liu Xiang-dong, Zhang Yu-he // Beijing ligong daxue xuebao=Trans. Beijing Inst. Teehno. - 2006. - 26, № 3. - С. 226-229. - Библ. 5.

Технологическим институтом (Китай) разработана система управления по ориентации орбитального аппарата. Применение контроллера с четкими правилами, использующего принцип Q-обучения, позволило реализовать эффективное управление в реальном времени. Выполнено моделирование поведения орбитального аппарата при значениях быстроты вариаций угла наклона орбиты $0,001078 \text{ рад с}^{-1}$, начальное значение угла ориентации аппарата $0,1^\circ$, быстроты изменений начального угла ориентации $0,01^\circ \text{ с}^{-1}$, момента инерции орбитального аппарата $0,25 \text{ кг м}^2$.

1.5.3.7. К вопросу совмещения режимов ориентации и коррекции орбиты космического аппарата / Левский М. В. // Авиакосм. приборостр. – 2006. - № 12. - С. 42-49. - Библ. 4.

Рассмотрены вопросы оптимального совмещения режимов ориентации и коррекции при управлении движением КА. Исследуются как общие подходы к решению обозначенной проблемы, так и конкретная постановка задачи совместного управления разворотом КА и траекторным его движением. Приводится конкретный алгоритм совмещенного с коррекцией орбиты управления переориентацией КА применительно к орбитальным станциям. Показана высокая эффективность совмещения режимов ориентации и поддержания высоты орбиты КА. Представлены результаты мат. моделирования для двух схем установки управляющих двигателей и даны оценки показателей эффективности и значения корректирующей скорости, которые могут быть получены при реализации фиксированного числа разворотов.

1.5.3.8. К вопросу оптимального управления пространственной ориентацией космического аппарата / Левский М. В. // Двойн. технол. – 2005. - № 4. - С. 66-74. - Библ. 11.

В статье рассмотрен алгоритм оптим. управления пространственной ориентацией космических аппаратов (КА), позволяющий снизить на 25-40% затраты топлива на разворот существующих КА.

1.5.3.9. Система ориентации малого космического аппарата "Юбилейный" / Козырев А. Н., Мазанов В. В., Титов Г. П., Якимов Е. Н. // Решетневские чтения: Материалы 11 Международной научной конференции, посвященной памяти генерального конструктора ракетно-космических систем академика М. Ф. Решетнева, Красноярск, 6-10 нояб., 2007. - Красноярск: СибГАУ, 2007. - С. 326-327.

Предложено описание и рассмотрена логика работы системы терморегулирования малого космического аппарата "Юбилейный".

1.5.3.10. О пятишаговых алгоритмах вычисления кватернионов для бесплатформенных инерциальных навигационных систем. Про п'ятикрокові алгоритми обчислення кватерніонів для бесплатформенних інерціальних навігаційних

систем / Копитко І. М. // Наук. вісті Нац. техн. ун-ту України "Київ. політехн. ін-т". – 2003. - № 2. - С. 102-108. - Библ. 7.

Описываются примеры построения четырех новых 5-шаговых алгоритмов четвертого-шестого порядков точности для определения вектора угловой ориентации твердого тела с использованием параметров Родрига—Гамильтона, которые предназначены для применения в бесплатформенной инерциальной навигационной системе. Приводится численное решение кинематического дифференциального уравнения и разложения в ряд, на основе которых построен алгоритм с оценкой полученной погрешности. В общем виде изложен мат. метод описания трехмерного вращения тела с помощью ненормированных кватернионов для приведенного кинематического кватернионного дифференциального уравнения.

1.5.3.11. Синтез алгоритмов переориентации космического аппарата на основе концепции обратной задачи динамики / Велищанский М. А., Крищенко А. П., Ткачев С. Б. // Изв. АН. Теория и системы упр. – 2003. - № 5. - С. 156-163. - Библ. 13.

Для задач пространственной переориентации космического аппарата из произвольного начального состояния в конечное состояние покоя находится программная траектория и реализующее ее управление. Осуществляется оптимизация программной траектории по заданному критерию. Решение основано на концепции обратной задач динамики и описании движения в кватернионной форме. Предложен способ нахождения управления при наличии ограничений.

1.5.3.12. Алгоритм навигации адаптивных мобильных роботов по автоматически формируемой карте в условиях динамически изменяющейся внешней среды / Чернухин Ю. В., Приемко А. А. // Изв. ТРТУ. – 2007. - № 1. - С. 46-51.

Предлагается алгоритм навигации адаптивных мобильных роботов по автоматически формируемой карте в условиях динамически изменяющейся внешней среды. Предлагается использовать в составе системы навигации по сформированной карте спец. структур, экстраполирующих перемещения подвижных объектов среды. Суть задачи, решаемой этими структурами, состоит в определении положений подвижных препятствий на сле-

дующем шаге на основании сравнения их текущих положений с теми, которые они занимали в предыдущий момент времени t_{i-1} .

1.5.4. Адаптивные и прочие типы алгоритмов

1.5.4.1. Нелинейное отслеживающее ось управление космическим аппаратом с двигателями, основанными на погрешностях кватернионов. Nonlinear attitude tracking control of a spacecraft with thrusters based on error quaternions / Jing Wu-xing, Xu Shi-jie // Chin. J. Aeron. - 2002. - 15, № 3. - С. 129-138.

Исследуется задача отслеживания оси космического аппарата. Строится регулятор, описываемый с помощью параболической функции переключений, зависящей от ошибок соответствующего кватерниона (описывающего ось вращения).

1.5.4.2. Построение адаптивного H_∞ -регулятора для космических кораблей с разворотом с использованием причала, основанного на гауссовской нейронной сети с гребнями. An adaptive H_∞ controller design for bank-to-turn missiles using ridge Gaussian neural networks / Lin Chuan-Kai, Wang Sheng-De // IEEE Trans. Neural Networks.- 2004. - 15, № 6. - С. 1507-1516. - Библ. 28.

Предложена новая структура автопилота для космических кораблей, которым для разворот требуется причал. Представлена формальная постановка задачи управления. Для построения адаптивного H_∞ -регулятора используется оригинальная архитектура гауссовой нейронной сети с гребнями. Описаны ее динамика и метод обучения. Доказано, что новая система реализует следящее H_∞ -управление. Приведены результаты имитационного моделирования, показывающие практическую эффективность разработанного адаптивного H_∞ -регулятора.

1.5.4.3. Адаптивная система управления на основе нечеткой логики для большой космической конструкции в процессе ее сборки на орбите / Глумов В. М., Крутова И. Н., Суханов В. М. // Автоматика и телемеханика. – 2004. - № 10. - С. 109-127.

Рассматривается задача синтеза нечеткого адаптивного алгоритма управления ориентацией большой космической конструкции в процессе ее сборки на орбите. Дается матричное описание множества модально-физ. моделей дискретно изменяющейся во времени конструкции. Вводятся функции влияния базового управления на динамику автономных моделей изолированных упругих мод, на основе которых формируются нечеткие характеристики системы ориентации. Предлагается методика синтеза адаптивного алгоритма с использованием нечеткой логики, применяемого для решения задачи стабилизации упругого много-частотного космического объекта в процессе его трансформации. Приводятся результаты моделирования предложенной адаптивной системы ориентации.

1.5.4.4. Гибридный эволюционный алгоритм для выбора эффективных вариантов систем управления / Бежитский С. С., Семенкин Е. С., Семенкина О. Э. // Автоматиз. и соврем. технол. – 2005. - № 11. - С. 24-31. - Библ. 10.

Для выбора эффективных вариантов систем управления предлагается гибридный эволюционный алгоритм, сочетающий генетический алгоритм и прямой локальный поиск. Эффективность работы гибридного алгоритма исследуется на практической задаче выбора эффективного варианта технологического контура системы управления космическим аппаратом.

1.5.4.5. Эффективный вычислительный алгоритм субоптимальной идентификации уходов гироскопических базисных направлений / Щербань И. В. // Авиакосм. приборостр. – 2005. - № 2. - С. 2-6, 62. - Библ. 8.

Рассмотренный алгоритм позволяет осуществлять идентификацию скорости уходов гиросtabilизатора в режиме коррекции гироскопической навигационной системы на участках управляемого движения космических аппаратов. Приводятся результаты практического использования алгоритма при идентификации уходов трехстепенного гиросtabilизатора.

1.5.4.6. Применение сигналов систем ГЛОНАСС и GPS для оценки вектора состояния искусственных спутников Земли различных типов / Аверин С. В. // Основные направления и формы использования инновационных разработок при создании ракетно-космической техники: Научно-

практический семинар молодых ученых и специалистов предприятий космической промышленности: Сборник материалов. Королев Московская обл., 11-13 дек., 2006. - Королев (Моск. обл.): ИПК Машприбор, 2007. - С. 110-121. - Библ. 27.

Описываются основные особенности и принципы использования сигналов систем ГЛОНАСС и GPS для определения вектора состояния ИСЗ, предлагается алгоритм решения этой задачи в реальном времени, приводятся результаты моделирования, позволяющие оценить точность определения вектора состояния низкоорбитного, высокоэллиптического и геостационарного ИСЗ. Делается вывод о том, что, используя различные модификации предлагаемого алгоритма, существует возможность определения по сигналам систем ГЛОНАСС и GPS координат ИСЗ различных типов с точностями от 5 до 500 м в реальном времени, в зависимости от типа орбиты.

1.5.4.7. Декомпозиция модели полуактивной связки механических систем на основе принципов беспойсковой адаптации / Суханов В. М., Фирсова Е. М. // Устойчивость и колебания нелинейных систем управления: 8 Международный семинар, Москва, 2-4 июня, 2004: Тезисы докладов. - М.: Изд-во ИПУ РАН, 2004. - С. 178-180. - Библ. 2.

Решена задача формирования адаптивной системы управления, реализующая декомпозицию многосвязного объекта управления на автономные подсистемы, обеспечивающие желаемую динамику управляемых координат. В качестве объекта управления рассматривается космический роботизированный модуль, который в режиме транспортировки полезного груза представляет собой полуактивную связку объединяющую нетесущее тело, шарнирно присоединенный к нему трехзвенный манипулятор и удерживаемый схватом манипулятора пассивный нежесткий груз. Приведена математическая модель связки, при которой учитываются условия малости кориолисовых и центробежных сил.

1.5.4.8. Эволюционный алгоритм для почти оптимального управления автономными ресурсами. An evolutionary algorithm for near-optimal autonomous resource management / Carrel Andrew R., Palmer Phil L. // Proceedings of i-SAIRAS 2005: The 8 International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space. Munich, 5-8 Sept., 2005. -

Noordwijk: ESTEC, 2005. - С. 189-196. - (ESA SP. ISSN 1609-042X. № 603). - Библ. 14.

Описывается новый алгоритм самоуправления, который, как показывается, обеспечивает существенное улучшение скорости выполнения операций космическим аппаратом в реальном времени. Это алгоритм позволяет автономно управлять некоторым числом родовых для данного класса ресурсов и планировать выполнение операций, каждая из которых состоит из одной или нескольких относящихся к ним задач. Алгоритм, названный NEAT ("почти оптим. эволюционный менеджер автономных задач"), использует генетический алгоритм для максимизации пропускной способности системы, вводя по необходимости приоритеты. Рассматривается применение алгоритма.

1.5.4.9. Гибридный частично-логический алгоритм линейного программирования для оптимального планирования пути без столкновений. Hybrid mixed-logical linear programming algorithm for collision-free optimal path planning / Cetin B., Bikdash M., Hadaegh F. Y. // IET Contr. Theory and Appl. - 2007. - 1, № 2. - С. 522-531. - Библ. 26.

Обсуждаются методы решения проблем планирования пути и движения без столкновений и оптим. по затратам топлива для реконfigurирования группы космических летательных аппаратов. Проблема планирования пути формулируется как проблема оптимизации параметра, в которой аппарат представлен невращающимся кубом, а его траектория дискретизируется по времени кубическими сплайнами. Предлагается новый гибридный алгоритм планирования пути, который объединяет несколько концепций: 1) последовательное линейное программирование, 2) реализуемое частично-целочисленное программирование, 3) бисекция целевой функции, базирующаяся на частично-целочисленном программировании.

1.5.4.10. Управление в скользящем режиме для спутников с ранним предупреждением на основе адаптивного обучения нейронных сетей с радиальными базисными функциями / Zhang Ming-guo, Geng Yun-hai, Jia Lin-henq // Jilin daxue xuebao. Gongxue ban=J. Jilm Univ. Eng. and Technol. Ed. - 2007. - 37, №4. - С. 959-964.

Разработаны архитектура нейронной сети с радиальными базисными функциями и метод ее адаптивного обучения, позволяющие реализовать стратегию управления в скользящем режиме для спутников в условиях значительной неопределенности входной информации, что оказывается очень полезным в задачах раннего предупреждения. Обучение основано на ортогональных наименьших квадратах. Приведены примеры использования предложенной системы, доказывающие эффективность решения задачи динамической компенсации.

1.5.4.11. Emeliyanov D.D., Rubinovich E.Ya. The Multiple Hypothesis Extension of the Information Set-Based Tracking Algorithm for Multy-Target Environment // IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace, 16th (June 14-18,2004). Preprints: V.2. - Saint-Petersburg, 2004. - С.62-67. (Б-ка ИПУ. 621.52/Symp. I-69).

1.6. Управление конфигурацией космических объектов

1.6.1. Оптимизация баллистической структуры навигационных спутниковых систем малых космических аппаратов / Горбулин В. И., Котяшова Е. В. // Изв. вузов. Приборостр. - 2005. - 48, № 6. - С. 74-77. - Библ. 6.

Рассмотрена задача обоснования выбора орбитальной структуры для спутниковых навигационных систем, состоящих из малых космических аппаратов. Показано, что для ее решения целесообразно использовать класс диссимметричных систем, который является обобщением широко известных способов орбитального построения.

1.6.2. Синтез систем управления движением группы спутников / Юркевич В. Д. // Решетневские чтения: Материалы 10 Международной научной конференции, посвященной памяти генерального конструктора ракетно-космических систем академика М. Ф. Решетнева. Красноярск, 8-10 нояб., 2006. Конференция проводится в рамках Сибирского авиационно-космического салона (САКС-2006),

Красноярск, 2006. - Красноярск: Сиб. гос. аэрокосм. ун-т, 2006. - С. 103-104. - Библ. 8.

Рассматривается мат. модель движения группы спутников на орбите, где один из спутников является лидером (ведущим), а остальные спутники следуют за спутником-лидером. Обсуждаемая проблема синтеза следящей системы управления состоит в том, чтобы обеспечить требуемое размещение на орбите для каждого спутника по отношению к спутнику-лидеру, а также обеспечить желаемые показатели качества переходных процессов в системе управления по ошибкам позиционирования спутников в условиях неполной информации о внешних возмущениях и переменных параметрах спутников.

1.6.3. Динамика трансформируемой конструкции рефлектора / Бутов В. Г., Жуков А. П., Пономарев С. В., Солоненко В. А., Халиманович В. И. (Научно-исследовательский институт прикладной математики и механики, Россия, Томск ФГУП "Научно-производственное объединение прикладной механики имени академика М. Ф. Решетнева", Россия, Железногорск) // Решетневские чтения: Материалы 9 Международной научной конференции, посвященной 45-летию Сибирского государственного аэрокосмического университета имени академика М. Ф. Решетнева, Красноярск, 10-12 нояб., 2005. - Красноярск: Сиб. гос. аэрокосм. ун-т, 2005. - С. 35.

Рассматриваются вопросы моделирования динамических характеристик трансформируемого рефлектора как предварительно напряженной конструкции с использованием подходов и методов механики деформируемого твердого тела.

1.6.3.1. Zemlyakov S.D., Rutkovsky V.Yu. Computer Aided Modelling and Analytical Synthesis of Control Algorithms for a Spacecraft with Discretely Changing Structure // IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace, 16th (June 14-18,2004). Preprints: VI. - Saint-Petersburg, 2004. - С.418-423. (Б-ка ИПУ. 621.52/Symp. I 69).

1.6.3.2. Rutkovsky V.Yu., Krutova I.N., Sukhanov V.M., Glumov V.M. Graph Models of Orbital Assembly and Dynamics of a Large Space Structure // IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace, 16th June 14-18,2004). Preprints: VI. -

Saint-Petersburg, 2004. - С.73-78. – (Б-ка ИПУ. 621.52/Symp. I 69).

1.7. Обеспечение функциональной работоспособности космических объектов

1.7.1. Аэродинамика, механика и технологии авиационного: Сборник научных трудов. Воронеж. гос. техн. ун-т / Саликов В. А. (ред.). - Воронеж: Изд-во ВГТУ, 2002. - 242 с.

Сборник научных трудов содержит 35 статей, направленных на решение перспективных и текущих проблем в области автоматизированных систем, проектирования, расчета, технол. подготовки производства, управления процессами создания и производства летательных аппаратов и двигательных установок авиационной и космической техники. Большое внимание уделено вопросам исследования процессов пластического деформирования, электрохим. обработки, нанесения покрытий, гидрогазодинамики и тепломассопереноса, прочности сложных конструкций, управления летательными аппаратами, моделирования технологических задач.

1.7.2. Модельная бортовая диагностика дефектов для датчиков космических аппаратов / Rong Jili // Binggong xuebao=Acta Armamentarii. - 2002. - 23, № 2. - С. 242-245. - Библ. 8.

Метод диагностики дефектов жизненно важен для обеспечения надежности и безопасности космических полетов. При этом очень важно реализовать процесс измерения и обработки данных в автоматическом режиме в масштабе реального времени. Разработана методика проверки бортовых космических датчиков. Рассмотрены принципы оценки их надежности. Разработан новый вариант физ. модели для аналитических расчетов. Приведены результаты опробывания бортовой системы диагностики. Рассмотрены характеристики опытного образца. Показано, что новый метод измерения и калибровки м. б. эффективно использован при оценке надежности космических летательных аппаратов в масштабе реального времени.

1.7.3. Первый международный стандарт по безопасности в космосе. The first International Space Safety Standard / Bohle D. K. H., Baccini Я., Preyssl Chr., Ferrante M., Jenkins I., Wood E. (DLR, Linder Hone, 51147 Cologne, Germany, Tel: (+49)-2203-601-4779, Fax: (+49)-2203-601-3235, email: detlev.bohle@dlr.de;) // Proceedings of the Joint ESA-NASA Space-Flight Safety Conference, Noordwijk, 11-14 June, 2002. - Noordwijk: ESTEC, 2002. - С. 393-395. - (ESA SP. N 486) - Библ. 4.

Европа прилагает усилия к формированию комплекса международных стандартов по космосу, которые должны заменить ранее вводившиеся национальные стандарты. Выпущен первый международный стандарт ECSS-Q-40 по безопасности в космосе. Здесь на согласованной межгосударственной основе сформулированы требования к безопасному проведению работ в космосе с точки зрения оборудования, ПО, учета "человеческого фактора" и планирования операций. Представлен план дальнейших работ по стандартизации безопасности, проводимых организацией ECSS (Европейская кооперация по стандартам для космоса). МН21

1.7.4. Новые европейские стандарты по анализу опасностей и оценкам риска для безопасности в космосе. From hazard analysis to safety risk assessment and further: the new European space standards on hazard analysis and safety risk assessment / Tuominen R., Bedford T., Canepa G., Jenkins J., Lenic J., Morelli G., Pearson P., Preyssl C., Stamatelatos M. // (VTT Industrial Systems, Reliability and Risk Management PO Box 1609, FIN-33101 Tampere, Finland Tel: + 358 3 316-3269, E-mail: Risto.Tuominen@vtt.fi) // Proceedings of the Joint ESA-NASA Space-Flight Safety Conference, Noordwijk, 11-14 June, 2002. - Noordwijk: ESTEC, 2002. - С. 397-401. - (ESA SP. N 486). - Библ. 4.

Рассматриваются 2 новых стандарта ЕКА, касающихся анализа опасности и оценки риска при работе в космосе. Анализ предыдущих вариантов подобных сценариев обнаружил необходимость внесения исправлений, начиная с документов более низкого уровня. Переработка стандартов преследовала цели обеспечить единый логический подход; разработать теоретиче-

ски обоснованные, но простые методы, пригодные для промышленности и администрации; обеспечить гибкость аналитической техники вплоть до полного применения методики PRA. Заявлено о достижении поставленных целей в результате выполненной работы.

1.7.5. Управление рисками с помощью активных систем мониторинга состояния при полетах будущих РН многократного использования. Risk management of future reusable launcher mission using active health monitoring systems (HMS) / Renson L. (Smart Structures and Sensors Centre Spatial de Liege, Universite de Liege Avenue du Pre-Aily, B-4031 Angleur, Belgium tel: +32 4-3676668 / fax: +32 4-3675613 email: lrenson@ulg.ac.be) // Proceedings of the Joint ESA-NASA Space-Flight Safety Conference, Noordwijk, 11-14 June, 2002. - Noordwijk: ESTEC, 2002. - С. 247-253. - (ESA SP. N 486). - Библ. 10.

РН многократного использования для космического транспорта будущего отличаются более сложной конструкцией и технологией изготовления в сравнении с современными одноразовыми РН и поэтому требуют новых систем мониторинга их состояния (СМС). Назначение новых СМС, вытекающее из самого понятия многоразовости, состоит в поддержании уровня риска на постоянном уровне или даже снижении этого уровня. После краткого напоминания различных аспектов проблемы управления рисками и возможных путей снижения рисков, присущих эксплуатации любой системы, СМС характеризуется, как приоритетное направление в создании новых технологий, определяющее соотношение цена — риск. Помимо применения на стадии проектирования СМС будут использоваться при эксплуатации многоразовых РН в полете для непрерывного слежения за уровнем безопасности и модификации сценария полета с целью поддержания приемлемого уровня риска. После обзора предъявляемых к СМС требований перечисляются перспективные технологии идентификации возникающих в оборудовании дефектов (поломки, старение), которые поясняются примерами применения в новейшей военной технике.

1.7.6. Синтез регулятора системы подавления возмущений в эксперименте. Controller design for the ST7 disturbance reduction system / Maghami P. G., Markley F. L., Dennehy C. J.,

Houghton M. B., Folkner W. M. // Proceedings of the 5 ESA International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems, Frascati, 22-25 Oct., 2002. - Noordwijk: ESTEC, 2003. - С. 527-533. - (ESA SP. ISSN 0379-6566. N 516). - Библ. 3.

Эксперимент ST7 связан с проверкой на орбите двух технологий подавления возмущений: гравитационного датчика, использующего свободно парящую массу и системы микроньютоновских приводов. Описана, созданная в центре НАСА, система управления, связывающая эти два подхода.

1.7.7. Обеспечение безопасности ПН в условиях эксплуатации. The implementation of Payload Safety in an operational environment / Cissom Rickey D., Horvath Tim J., Watson Kristi S. (George C. Marshall Space Flight Center/FPD, National Aeronautics and Space Administration, Marshall Space Flight Center, AL 35812-001) // Proceedings of the Joint ESA-NASA Space-Flight Safety Conference, Noordwijk, 11-14 June, 2002. - Noordwijk: ESTEC, 2002. - С. 429-433. - (ESA SP. N486). - Библ. 6.

Излагается рабочая процедура по обеспечению безопасности ПН в полете МКС, принятая в Центре операций с ПН (POIC), являющимся подразделением Центра космических полетов им. Маршалла. POIC выполняет директивные функции по отношению к ПН NASA и консультативные по отношению к ПН других стран — участников проекта. Мониторинг безопасности операций с ПН производится, начиная с ее подготовки в наземных условиях, в течение всего времени существования на орбите, в т. ч. в реальном масштабе времени. В этой работе используются и непрерывно обновляются сведения об опасностях и безопасных условиях работы, накопленные Центром.

1.7.8. Системная безопасность на уровне руководителя космического проекта. Systems safety and the project manager's project / Harper James T. (Jr) (NASA Goddard Space Flight Center Greenbelt, Maryland 20771) // Proceedings of the Joint ESA-NASA Space-Flight Safety Conference, Noordwijk, 11-14 June, 2002. - Noordwijk: ESTEC, 2002. - С. 421-425. - (ESA SP. N 486). - Библ. 1.

Обращено внимание на различие подхода ведущего исследователя и руководителя проекта, занимающихся конструированием оборудования для работы в космосе. Руководитель должен обеспечить воплощение физ. принципов в конструкцию, способную надежно и безопасно работать в жестких условиях космического пространства. Особенно серьезные требования к безопасности предъявляются в случае установки создаваемого оборудования на пилотируемые КА. Излагаются основные концепции системной безопасности и способы их реализации при конструировании и изготовлении оборудования.

1.7.9. Лаборатория SPHERES для формирования полёта и стыковки КА. The spheres ISS laboratory for rendezvous and formation flight / Saenz-Otero Alvar, Miller David (MIT Space Systems Laboratory, Graduate Research) // Proceedings of the 5 ESA International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems, Frascati, 22-25 Oct., 2002. - Noordwijk: ESTEC, 2003. - С. 217-224. - (ESA SP. ISSN 0379-6566. N 516).

МКС обеспечивает возможности для организации лабораторий в микрогравитационной среде. Наличие экипажа на борту ОКС позволяет выполнять "истинные" лабораторные эксперименты в микрогравитационной среде. Лаборатория MIT Space Systems разработала новую философию для использования преимуществ этих новых ресурсов. Созданная лабораторная установка SPHERES позволяет учёным разрабатывать и отрабатывать алгоритмы контроля, автономности отдельных КА, причаливание и их стыковку. Лабораторная установка обеспечивает малый риск и высокую окупаемость при тестировании алгоритмов для предельных режимов до того, как они будут внедрены в реальных условиях.

1.7.10. Работа в согласии с разъяснительным письмом NSTS/ISS 18T98, MA2-00-038 относительно обслуживания ПН на МКС. Compliance to interpretation letter NSTS/ISS 18798, MA2-00-038 (maintenance on ISS payloads) / Heller T. (Astrium GmbH, IO7 An der Bundesstrasse, D-88039 Friedrichshafen, Germany) // Proceedings of the Joint ESA-NASA Space-Flight Safety Conference, Noordwijk, 11-14 June, 2002. -

Noordwijk: ESTEC, 2002. - С. 449-454. - (ESA SP. N 486). - Библ. 2.

ЕКА разрабатывает ПН, представляющие экспериментальные установки для длительной эксплуатации (до 10 лет) на МКС. В процессе проектирования учитываются противоречивые требования: снижение стоимости установок и эксплуатационных расходов при их работе, а также обеспечение безопасности их использования по отношению к самой станции и ее экипажу. На конкретном примере показано, как учитываются в работе нормативные документы, регламентирующие и разъясняющие стратегию обеспечения безопасности при функционировании МКС на орбите. Приводится перечень документов NASA по обеспечению безопасности МКС.

1.7.11. Использование режима с меньшим числом гироскопов на ИСЗ Beppo-SAX. Beppo-SAX scientific gyroless mode in flight behaviour / Montagna M., Tramutola A., Martella P., Salotti L. // Proceedings of the 5 ESA International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems, Frascati, 22-25 Oct., 2002. - Noordwijk: ESTEC, 2003. - С. 369-372. - (ESA SP. ISSN 0379-6566. N 516). - Библ. 4.

Для итало-германской рентгеновской орбитальной обсерватории Beppo-SAX, запущенной 30 апреля 1996 г., Fokker designers задумала систему управления положением в пространстве и орбитой (АОС), базирующуюся на гироскопах и звездных датчиках. После первых восьми месяцев полета вышли из строя три гироскопа. Прежде чем отказал четвертый гироскоп, в феврале 1997 г., был загружен режим gyroless safe mode (GSM) и успешно испытан в полете.

1.7.12. Программно-аппаратный комплекс для оценки характеристик навигационной аппаратуры потребителей космических навигационных систем для наземных транспортных средств / Внуков А. Б., Гудев А. Н., Кульнев В. В. // 4 Российская научно-техническая конференция "Современное состояние, проблемы навигации и океанографии" ("НО-2001"), Санкт-Петербург, 6-9 июня, 2001: Сборник докладов. Т. 1. - СПб.: Изд-во ГНИНГИ, 2001. - С. 175-179.

Сообщается о разработке научно-производственной фирмой "Гейзер", имеющей большой практический опыт организации и

проведения испытаний навигационной аппаратуры космических навигационных систем ГЛОНАСС/GPS по заказам Министерства обороны РФ и Департамента автомобильного транспорта Минтранса России, специального программно-аппаратного комплекса для оценки характеристик навигационной аппаратуры указанных систем, который прошел апробацию и показал высокую эффективность.

1.7.13. Исследование диагностики отказов и перестройки управления ориентацией спутника / Hao Han-yong, Lin Jing-yu, Sun Zeng-qi // Kongzhi gongcheng=Contr. Eng. China. - 2003. - 10, № 4. - С. 293-294, 311.

Спутник является автономно управляемым космическим аппаратом без техн. обслуживания во время его срока службы и поэтому должен обладать способностью самодиагностики и реконфигурации для восстановления управления и стабильности при некоторых отказах. Резервированное оборудование и аналитическая программа могут помочь спутнику выполнять рабочую программу и продлить его долговечность при наличии повреждений. Обсуждаются некоторые разработанные методы интеллектуальной диагностики отказов при управлении ориентацией спутника.

1.7.14. Оценочное определение погрешности гироскопа / Yang Gongliu, Yang Jun, Li Jun, Gao Zhongyu // Huazhong keji daxue xuebao. Ziran kexue ban=J. Huazhong Univ. Sci. and Technol Natur. Sci. - 2003. - 31, № 7. - С. 78-80.

Технол. университетом (Китай) разработан способ оценочного определения погрешности гироскопических устройств в составе инерциальных навигационных систем. Гироскопические устройства шарнирного типа тестированы посредством приложения к шарнирным элементам момента определенной величины. Конечной задачей является повышение точности инерциальных навигационных систем. Погрешность гироскопических устройств в стационарном режиме составляет порядка 30", дрейф параметров — 0,003°/ч.

1.7.15. Управление безопасностью объектов ракетно-космической техники: анализ причин летного происшествия / Андриенко А. Я. // Тр. Ин-та пробл. упр. РАН. - 2002. - 19. - С. 76-88. - Библ. 1.

Излагаются методологические основы организации экспертизы летного происшествия, направленные на повышение достоверности выявления причин аварии. Разработаны фрагменты алгоритмического обеспечения для проведения автоматизированного анализа телеметрических параметров с учетом большого числа гипотез о возможных причинах аварии - для резкого сокращения продолжительности процесса расследования летного происшествия. С использованием этих фрагментов созданы программные средства автоматизированной обработки результатов ЛКИ, апробированные при анализе аномалии в работе бортовой системы ракеты-носителя "Союз".

1.7.16. Анализ работы ионного двигателя малой тяги для геостационарного спутника с учетом затмений. Operational analysis of Ion thruster for geostationary satellite considering eclipse / Han Ki Cheun, Kim Youdan // J. Astronaut. Sci. - 2003. - 51, № 1. - С. 37-50. - Библ. 14.

Схемы работы ионных двигателей коррекции положения геостационарного спутника в периоды сезонов затмений анализируются с учетом требований к наклонению орбиты и распределению мощности. Поскольку тяга ионного двигателя мала, коррекции наклонения орбиты должны проводиться ежедневно. Показано, что ошибка наклонения может быть снижена на 30%, если коррекцию проводить с использованием остаточного заряда батареи после затмения. В случае, когда возможен полный перезаряд батареи за время между концом затмения и корректирующим маневром, ошибка наклонения может быть сведена к нулю даже в период сезона затмений.

1.7.17. Совмещение результатов модального анализа с результатами вибрационных квалификационных испытаний. The integration of operational modal analysis in vibration qualification testing: Докл. [20 IMAC Conference on "Structural Dynamics", Los Angeles, Calif., Febr. 4-7, 2002] / Peelers Bart, Van der Auweraer Herman, Guillaume Patrick // Proc. SPIE. - 2002. - 4753, ч. 2. - С. 977-983. - Библ. 14.7

Для летательных космических аппаратов, включающих в себя спутники и средства их доставки, обычно проводятся лабораторные испытания двух видов: модальные испытания, предусматривающие определение мод колебаний аппарата, контроли-

рующие его заданную механическую стойкость и позволяющие получить физическую модель механической структуры аппарата; квалификационные испытания, планируемые с учетом результатов модальных испытаний. При квалификационных испытаниях используются все виды внешних воздействий, аналогичные реальным воздействиям, имеющим место в процессе запуска и полета аппарата. При модальных испытаниях определяется также пространственное распределение мод колебаний по поверхности механической структуры аппарата. Применяются 3 вида модальных испытаний: 1) При свободно подвешенном испытуемом объекте (аппарате). 2) При жестко закрепленном объекте на столке вибростенда. 3) При жестком закреплении объекта на столке вибростенда и использовании видов механических воздействий, аналогичных воздействиям при квалификационных испытаниях, но меньшего уровня. При проведении модального анализа и экспериментальных исследований определяются следующие характеристики объекта (аппарата): частотный спектр мод, рассчитанный с помощью быстрого преобразования Фурье, переходная характеристика; взаимная спектральная плотность и спектральная плотность мощности. Рассмотрены возможности определения модальных параметров из вышеперечисленных характеристик на основе применения метода наименьших квадратов в комплексной частотной области. Отмечается, что для оптимального совмещения результатов модального анализа и результатов квалификационных испытаний целесообразно использовать одно и тоже испытательное оборудование.

1.7.18. Применение средств промышленной автоматизации в бортовой аппаратуре малых космических аппаратов / Фатеев В., Лебедев Д., Фарафонов А., Гришин Ф. // СТА: Со- врем. технол. и автоматиз. – 2004. - № 3. - С. 24-28. - Библ. 3.

Описывается опыт применения промышленных контроллеров формата MicroPC для создания аппаратуры "Облик" малого космического аппарата "Можаец-4". Используемый авторами подход отвечает современным тенденциям в области разработки бортовой аппаратуры малых космических аппаратов и позволяет сократить временные и финансовые затраты при требуемом уровне надёжности.

1.7.19. Диагностика интегрального технического состояния космических систем с использованием моделирования. Model-supported diagnosis for integrated vehicle health management of space systems: Докл. [Conference on "System Diagnosis and Prognosis: Security and Condition Monitoring Issues III", Orlando, Fla, 21 Apr., 2003] / Dannenmann Peter, Busch Wolfgang (German Research Center for Artificial Intelligence, P.O. Box 2080, 67608 Kaiserslautern, Germany Email: Peter.Dannenmann@dfki.de) // Proc. SPIE. - 2003. - 5107. - С. 54-63.- Библ. 8.

Для интегральной диагностики технического состояния космических систем использована методика, основанная на результатах предварительной отработки компонентов системы. На этой основе создается библиотека общих моделей компонентов, покрывающих номинальные и аномальные режимы работы и содержащих симптомы возникающих неисправностей. В дальнейшем эта библиотека служит основой бортовой системы диагностики с размытой логикой, выдающей вероятностные диагнозы развития наблюдаемых отклонений от номинальных параметров. Предложенная методика опробована в наземных экспериментах и заложена в нескольких проектах будущих КА.

1.7.20. Тестирование бортовых комплексов малых летательных аппаратов / Wang Ying-guan, Chen Wen-tong, Liu Hai-tao, Chen Bo, He Yong-meng // Ceshi jishu xuebao=J. Test and Meas. Technol. - 2004. - 18, № 1. - С. 21-24. - Библ. 9.

Институтом информационных технологий и микросистем АН Китая (г. Шанхай) ведётся разработка систем тестирования бортовых комплексов малых орбитальных аппаратов. Использование малых орбитальных аппаратов актуально вследствие их низкой стоимости, малого периода разработки, возможности использования высокоэффективного ПО. Предложен подход к выполнению тестирования на основе использовании виртуальных измерительных средств — виртуальных цифровых осциллографов, цифровых мультиметров. Возможно дистанционное тестирование (в условиях нахождения аппарата на околоземной орбите).

1.7.21. Информационная надёжность, контроль и диагностика навигационных систем / Дмитриев С. П., Колесов Н.В.,

Осипов А. В. – 2-е перераб. изд. – СПб.: Изд-во ГНЦ РФ - ЦНИИ "Электронприбор", 2004. - 207 с. - Библ. 99.

Вводятся понятия информационного отказа и информационной надежности навигационной системы (НС). Рассматриваются процедуры расчета информационной надежности НС, основанные на аппроксимации ее погрешности случайными диффузионными и скачкообразными марковскими процессами и использующие методы теории выбросов и решение уравнения Фоккера—Планка—Колмогорова. Предлагаются и исследуются эффективные алгоритмы контроля и диагностики информационных отказов и нарушений НС. Алгоритмы основаны на методах нелинейной многоальтернативной фильтрации и предполагают использование банка фильтров Калмана. Приводятся примеры реализации контроля и диагностики для инерциальных и спутниковых НС.

1.7.22. Обобщение методики синтеза навигационных алгоритмов БИНС на случай частотно-зависимых сигналов измерения угловой скорости и ускорения / Слюсарь В. М. // 11 Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам, Санкт-Петербург, 24–26 мая, 2004. – СПб.: Изд-во ГНЦ РФ - ЦНИИ "Электронприбор", 2004. - С. 174-177. - Библ. 4.

Рассматривается задача минимизации вибрационных (sculling) погрешностей интегрирования уравнений навигации с учетом влияния частотных характеристик каналов измерения угловой скорости и ускорения. Получена расчетная модель вибрационной погрешности и решена задача синтеза алгоритмов интегрирования адаптированных к динамическим (частотным) характеристикам инерциальных датчиков. Предложена новая формулировка критерия оптимизации (задачи синтеза), допускающая минимизацию вибрационной погрешности интегрирования в области заданной фиксированной частоты. Рассмотрены др. проблемные вопросы динамической адаптации алгоритмов БИНС.

1.7.23. Компенсация погрешности в системах инерциальной навигации / Xiong Zhi, Liu Jian-ye, Lin Xue-yuan, Zeng Qing-hua // Shanghai jiaotong daxue xuebao=J. Shanghai Jiaotong Univ. - 2003. – 37, № 11. - С. 1795-1799. - Библ. 6.

Технологическим университетом аэрокосмической отрасли (Китай) предложен способ компенсации погрешности систем инерциальной навигации, имеющих в своем составе подвесные элементы. Погрешность, в основном, определяется техн. данными применяемых измерительных средств инерциального типа. Предложен подход к минимизации погрешности на основе использования разработанной модели. Созданы предпосылки для выполнения высокоточной калибровки измерительных средств.

1.7.24. Нейрокомпьютеры в космической технике / Ефимов В. В., Козырев Г. И., Лоскутов А. И., Назаров А. В., Яковкин В. А. - М.: Радиотехника, 2004. - 317 с. - (Нейрокомпьютеры и их применение. Кн. 17).

Рассмотрены вопросы применения нейросетевых технологий для решения задач обработки бортовых данных объектов космической техники. Изложены принципы и методы построения основных компонентов нейросетевого обеспечения бортовых комплексов управления космических аппаратов (КА) в интересах повышения автономности и эффективности их функционирования. Предложены нейросетевые средства оптим. планирования процесса применения КА, диагностирования его бортового оборудования, управления работой бортовых систем. Приведены результаты приложения теории нейронных сетей в задачах контроля и прогнозирования техн. состояния бортовых систем КА на этапах испытаний и летной эксплуатации.

1.7.25. Вычислительные средства систем управления КА / Бранец В. Н., Власов С. Ф., Власов Ф. С. // Авиакосм. приборостр. – 2005. - № 2. - С. 7-10, 62. - Библ. 2.

Рассматриваются результаты работ по применению технологии "ДОРА", используемой при разработке долговечной, отказоустойчивой и радиационнотойкой аппаратуры для космических аппаратов (КА) с длительным сроком активного существования. Приводятся основные конструкторско-технол. и структурные решения для построения перспективных интегрированных комплексов бортового оборудования КА.

1.7.26. Перспективы применения диагностической экспертной системы для наземного комплекса обработки бортового программного обеспечения Международной космиче-

ской станции / Микрин Е. А., Кнутов А. С. // Пробл. упр. – 2005. - № 1. - С. 77-82, 88.

На основе результатов анализа предложена техническая схема интеграции диагностической экспертной системы реального времени с существующими комплексами обработки. Определены задачи встраиваемой экспертной системы и необходимые технические средства для их решения.

1.7.27. Технология проектирования надежных управляющих алгоритмов реального времени для космических аппаратов / Тюгашев А. А. (Самарский государственный аэрокосмический университет) // Вестн. СГАУ. – 2004. - № 1. - С. 124-131. - Библ. 6.

Рассматривается проблема создания надежных алгоритмов управления реального времени, устанавливаемых на борт КА. Описывается базирующаяся на модели семантики алгоритма, методология проектирования управляющих алгоритмов, обеспечивающая повышение надежности. Приводятся сведения об автоматизированной системе проектирования, поддерживающей данную технологию.

1.7.28. Особенности реализации современных вычислительных комплексов для бортовых систем управления / Антимиров В. М., Ачкасов В. Н., Машевич П. Р. // Космонавт. и ракетостр. – 2005. - № 2. - С. 122-128.

Рассматриваются требования и характеристики современных вычислительных комплексов для бортовых систем управления и особенности реализации центрального вычислительного модуля.

1.7.29. Ошибки автоматических систем при принятии решения по показаниям приборов. Automation bias: effects on decision making on the flight deck: Тез. [75 Annual Scientific Meeting of the Aerospace Medical Association, Anchorage, Alaska, May 2-6, 2004] / Mosier K. // Aviat., Space, and Environ. Med. - 2004. – 75. - № 4, ч. 2. - С. 138.

Введение упрощенных систем автоматического управления полетом в такой сфере, как Национальная система управления космическими полетами (NAS) привело к необходимости выработки новых требований к пилотам и другим операторам этой сферы. Требования состоят в необходимости повышения точности сбора информации об условиях космического полета и реа-

гирования на их изменение. Это относится полностью к оценке получаемой оператором информации, процессу его мышления, оценке ситуации и выработке решения.

1.7.30. Разработка аппаратных комплексов. Next generation space avionics: layered system implementation / Black Randy, Fletcher Mitch // IEEE Aerosp. and Electron. Syst. Mag. - 2005. - 20, № 12. - С. 9-14.

Архитектура аппаратных средств для аэрокосмических аппаратов следующего поколения предполагает использование многоуровневых структур, отдельные элементы которых наделены способностью к выявлению аномальных состояний (с практически 100%-ной достоверностью). По выявлению аномального состояния в автоматическом режиме обеспечено выведение элемента из состава системы. Доля не поддающихся обнаружению аномальных состояний не превышает 10^{-9} .

1.7.31. Метод контроля измерительных трактов систем управления движением космических летательных аппаратов / Пчелинцев Л. А., Кузнецов И. И., Ершов А. С. // Двойн. техн. – 2005. - № 1. - С. 13-15. - Библ. 3.

В настоящее время на космических летательных аппаратах в целях обеспечения надёжности широко используется резервирование датчиковой аппаратуры в измерительных трактах с последующей схемой мажоритирования. Наиболее широко распространено троирование датчиков с выбором по схеме "2 из 3". Однако после того, как один из датчиков оказался отключённым по отказу, данная схема не позволяет выделить отказ одного из двух оставшихся датчиков.

1.7.32. Оценка взаимосвязей характеристик функционирования ракетно-космических систем / Баглаенко В. Г., Данилин А. Б., Орлов М. В. // 5 Научные чтения памяти М. К. Тихонравова по военной космонавтике, "Космос и обеспечение безопасности России", Юбилейный, Московская обл., 20-21 окт., 2004- Т. 3. Секц. 7-9. - М.: СИП РИА; Юбилейный (Моск. обл.): Хоружевский, 2006. - С. 56.

Необходимость в оценке взаимосвязей характеристик функционирования ракетно-космических систем (РКС) и их элементов возникает в связи с решением широкого круга задач, например, анализа влияния различных факторов на показатели, харак-

теризующие эффективность функционирования систем, выявления показателей, наиболее полно отражающих функционирование системы и т. д. Предлагается методический подход к оценке взаимосвязей характеристик функционирования РКС.

1.7.33. Геометрический анализ сингулярности системы силовых гиродинов с одним карданным подвесом. Geometric analysis of singularity for single-gimbal control moment gyro systems / Tang Liang, Xu Shi-jie (School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China) // Chin. J. Aeron. - 2005. - 18, №4. - С. 295-303. - Библ. 13.

Анализируются условия возникновения сингулярности в системах силовых гиродинов с одним карданным подвесом, которые рассматриваются в двух модификациях: с постоянной (CSCMG) или переменной (VSCMG) скоростью вращения роторов. Строятся гиперповерхности угловых моментов сингулярных состояний, на которых определяются преодолимые и непреодолимые сингулярных точки. Определены интервалы доступных для системы управления угловых моментов для VSCMG, включая случай интегральной системы управления ориентацией и аккумулированной энергией маховиков. Показаны элементы сходства и различия систем VSCMG и CSCMG.

1.7.34. Ограничение действующих на аппаратуру сил и моментов на основе требований к точности наводки ИСЗ оптического дистанционного зондирования. Developing instrument force and torque limits from allocated spacecraft pointing stability constraints for an optical remote sensing satellite / Early Derrick A., Reth Alan D., Krimchansky Alexander, Davis Martin A. (Swales Aerospace, Beltsville, USA) // Proceedings of the European Conference on Spacecraft Structures, Materials and Mechanical Testing, Noordwijk, 10-12 May, 2005. - Noordwijk: ESTEC, 2005. - С. 1262-1272. - (ESA SP. ISSN 1609-042X. № 581). - Библ. 27.

ИСЗ GOES (геостационарный для оперативного слежения за окружающей средой) серии R предполагается использовать после 2012 г. На платформе этих ИСЗ устанавливаются одновременно несколько приборов, при работе которых создаются помехи системе точной наводки на земные объекты. Наиболее силь-

ные помехи возникают при работе приборов АВИ (усовершенствованный базовый регистратор изображений) и HES (гиперспектральный комплекс наблюдения окружающей среды). Изложена методология определения предельного уровня помех работе системы точной наводки, допустимого со стороны этих приборов.

1.7.35. Адаптивное, с несколькими входами и несколькими выходами управление для подавления вибраций спутников, вызванных двигателями, использующее многофункциональные платформы. MIMO adaptive control of thruster-firing-induced vibration of satellites using multifunctional platforms: Докл. [Conference on Smart Structures and Materials 2005 "Modeling, Signal Processing, and Control", San Diego, Calif., 7-9 March, 2005] / Ma Kougen, Ghasemi-Nejhad Mehrdad N. // Proc. SPIE. - 2005. - 5757. - С. 459-470. - Библ. 24.

Описана система подавления вибраций ИСЗ при работе двигателей. Подавление вибраций основано на использовании специальной платформы, и обеспечивающего две степени свободы для реализации вектора тяги и управления вибрациями. Платформа позволяет изолировать структуру ИСЗ от вибраций двигателя.

1.7.36. Заключение вибраций гибких структур с помощью пьезокерамических приводов. Vibration confinement of flexible structures using piezoceramic actuators: Докл. [Conference on Smart Structures and Materials 2005 "Modeling, Signal Processing, and Control", San Diego, Calif., 7-9 March, 2005] / Yoon Hwan-Sik, Washington Gregory // Proc. SPIE. - 2005. - 5757. - С. 441-450. - Библ. 12.

Под заключением вибраций структуры понимается заключение вибраций в определённый объём структуры. Метод активного заключения вибраций, использующий управление по типу ОС по всему пространству состояний, разработанный ранее, экспериментально реализован и проверен. Проверка показала практическую реализуемость метода.

1.7.37. Компьютерный анализ нарушений целостности конструкций космической аппаратуры / Тумковский С. Р., Увайсов С. У., Увайсов Р. И. // Проектирование телекоммуникационных и информационных средств и систем: Сборник

научных трудов. - М.: Изд-во МИЭМ, 2006. - С. 118-122. - Библ. 6.

В работе предложен метод позволяющий выявлять и идентифицировать виды и причины нарушений целостности конструкций бортовой космической аппаратуры.

1.7.38. Методика поиска места неисправности при подготовке космических аппаратов на техническом комплексе космодрома на основе теории нечетких множеств / Щербаков С. В. // Двойн. технол. – 2005. - № 4. - С. 53-55. – Библ. 5.

Статья содержит предложения по использованию теории нечетких множеств для диагностирования КА при подготовке на ТК космодрома. Рассмотрены способы построения моделей диагностирования объектов на основе нечетких множеств и выбрана модель объекта диагностирования в виде таблицы функций принадлежности диагностических признаков нечетким множеством различных технических состояний объекта. Приведен порядок построения функций принадлежности. Предложен порядок поиска места неисправности объекта диагностирования на основе методики расчета характеристических векторов технического состояния объекта.

1.7.39. Разработка устройств компенсации для заполняемого балочного элемента. Wrinkling control of inflatable booms using shape memory alloy wires / Yoo Eun-Jung, Roh Jin-Ho, Han Jae-Hung // Smart Mater. and Struct. - 2007. - 16, № 2. - С. 340-348.

Национальным институтом перспективных технологий (Южн. Корея) разработана система компенсации образования складчатых структур на поверхности заполняемого воздухом балочного элемента из полимерного материала (балочный элемент представляет собой составляющую реконфигурируемого орбитального аппарата). В системе применены устройства привода с элементом из сплава с запоминанием формы.

1.7.40. Модернизация системы управления космического аппарата. Case study of the Space Shuttle cockpit Avionics Upgrade software / Ferguson Roscoe C., Thompson Hiram C. // IEEE Aerosp. and Electron. Syst. Mag. - 2006. - 21, № 8, ч. 1. - С. 3-8. - Библ. 2.

Пользовательские интерфейсы для космического аппарата Шаттл (США) были разработаны в 1970-е гг. Используемое ПО ограничивало круг решаемых системой задач (при возможных влияниях со стороны человеческого фактора). Корп. United Space Alliance (США) предложен подход к модернизации (апгрейдингу) системы управления (в аспекте используемого программного продукта). Бортовой компьютер типа SP103S использует процессор типа PowerPC7455, взаимодействие с первичным источником данных (изображений) обеспечено с использованием сетевых средств 32 бит, 30 МГц. Применение ПО современных типов способствовало ограничению числа конфликтных ситуаций (вследствие ограничений пропускной способности).

1.7.41. Обеспечение защищенности систем управления и телеметрии. Telecommand and telemetry system security: a risk analysis methodology to produce generic and tailored-to-mission security requirements / Lacombe Eric, Herrgott Gilles, Notebaert Olivier, Sanchez Ignacio Aguilar // Proceedings of DASIA 2006: Data Systems In Aerospace Conference, Berlin, 22-25 May, 2006. - Noordwijk: ESTEC, 2006. - С. 475-483. - (ESA SP. ISSN 1609-042X. № 630). - Библ. 7.

По состоянию на 2006 г. выявлен ряд случаев несанкционированного проникновения в системы дистанционного управления и телеметрии космических аппаратов (с целью получения доступа к данным). Основные виды угроз — потеря конфиденциальности, утрата фрагментов информации, невозможность доступа, невозможность мониторинга исполнения транзакций, утрата аутентичности данных. Угрозы наиболее характерны для космических аппаратов военного применения. Разработаны методики оценки рисков, позволяющие построить системы телеметрии с оптимальными параметрами защищенности (по характеру выполняемой миссии).

1.7.42. Ракетно-космическая техника: фундаментальные и прикладные проблемы: РКТ-2003: Труды 2 Международной научной конференции, Москва, 18-21 нояб., 2003 Ч. 4. Секц. 7. Информационные технологии и безопасность в ракетно-космических системах / Сычев / М. П. (ред.). - М.: МГТУ, 2005. - 226 с. - Библ. в конце ст.

1.7.43. Обеспечение безопасности орбитальных аппаратов. Automating space launches / Costlow Terry / Aerosp. Eng. - 2007. - 27, № 5. - С. 17-19.

В период 2005-2006 гг. ежегодное число пусков орбитальных аппаратов (и космических аппаратов иного назначения) возросло с 55 до 65 за 1 год. По мере роста число пусков всё большую важность приобретает обеспечение безопасности орбитальных аппаратов в условиях ограничения трудозатрат персонала центров космических исследований. Возвращаемый орбитальный аппарат Атлантис (США) был оснащён системой мониторинга вибраций насосов в контуре подачи топлива. Система обеспечивала выявление признаков развития аномальных состояний.

1.7.44. Современные подходы к построению автоматизированных систем испытаний сложных аэрокосмических систем / Алакбан В. Д. // Ракет.- косм. комплексы. – 2006. - № 1. - С. 85-86. - Библ. 3.

За последние годы, благодаря прогрессу технологий в области цифровой электроники, создаются все более мощные процессорные системы. С использованием таких систем информативность, скорость выдачи информации и другие параметры научных приборов, устанавливаемых в научно-исследовательских аппаратах, повышаются. Это приводит к необходимости использовать все более сложную испытательную аппаратуру, способную работать с приборами, обладающими такими параметрами.

1.7.45. Минимизация погрешности системы инерциальной навигации / Zhu Yan-hua, Liu Jian-ye, Zeng Qing-hua // Yingyong kexue xuebao=J. Appl. Sci. - 2007. - 25, № 2. - С. 183-188. - Библ. 10.

Технологическим университетом аэрокосмической отрасли (г. Нанкин, Китай) предложен способ минимизации погрешности системы инерциальной навигации вследствие дрейфа параметров гироскопического устройства. Минимизация погрешности обеспечена на основе использования данных акселерометров (достигнут эффект для гироскопа типа YH7000 с величиной дрейфа $10^{\circ}/ч$ по трём осям, погрешность измерения ускорения 5×10^{-4} жи). Повышена также устойчивость системы инерциальной навигации в условиях возникновения аномальных состояний.

1.7.46. Исследование диагностического обеспечения для системы стабилизации космического летательного аппарата / Гавриленко О. И., Лученко О. А., Резникова О. В. // Радіоелектрон. і комп'ютерні системи. – 2007. - № 7. - С. 134-139, 238-239. - Библ. 8.

Рассмотрены разработка диагностического обеспечения для системы стабилизации космического летательного аппарата, моделирование полученной системы в MATLAB, а также реализация рассмотренного подхода на стенде полунатурного моделирования. Проведены результаты моделирования с помощью MATLAB и полунатурного моделирования диагностического обеспечения.

1.7.47. Интеграция бортовых комплексов управления / Голубев Е. Н., Ломсков М. В. // Решетневские чтения: Материалы 10 Международной научной конференции, посвященной памяти генерального конструктора ракетно-космических систем академика М. Ф. Решетнева, Красноярск, 8-10 нояб., 2006. Конференция проводится в рамках Сибирского авиационно-космического салона (САКС-2006), Красноярск, 2006. - Красноярск: Сиб. гос. аэрокосм. ун-т, 2006. - С. 292-293.

Рассматриваются вопросы интеграции бортовых комплексов управления космического аппарата, тенденции развития и современный уровень практической реализации таких комплексов. Интегрированный комплекс создан как отказоустойчивая система, имеющая в своем составе средства автономного восстановления работоспособности с возможностью перекрестного включения блоков и возможностью выполнения функции рестарта и реконфигурации по внешним командам и сигналам. Интегрированный комплекс обеспечивает программную реализацию алгоритмов управления и контроля бортовых систем, выполнение расчетных операций, прием и выдачу цифровой информации по мультиплексному каналу обмена.

1.7.48. Риск-анализ оперативности информационного обмена в автоматизированной системе управления космическим аппаратом / Мальцев Г. Н., Моторин Н. М., Полтавец Ю. И. // Инф.-измерит. и управл. системы. - 2007. - 5, № 7. - С. 79-81. - Библ. 5.

Представлена методика риск-анализа оперативности управления КА, которая позволяет на этапе проектирования АСУ КА провести расчет ее функционирования и определить пригодность ее структуры для решения задач по управлению целевыми КА с требуемым качеством. Предложен показатель риска оперативности информационного обмена, позволяющий выбирать структуру АСУ КА с допустимой задержкой передачи информации, что является существенным при реализации программ по сокращению ресурсов НАКУ (наземный автоматизированный комплекс управления).

1.7.49. Автоматизированное оценивание временных характеристик программ управления комплексного функционирования в технологии графконт / Тюгашев А. А. // Вестн. Самар. гос. техн. ун-та. Сер. Физ.-мат. науки. – 2007. - № 1. - С. 134-137. - Библ. 4.

Описывается один из элементов технологии автоматизированного проектирования управляющих программ реального времени для космических аппаратов ГРАФКОНТ — метод автоматизированного оценивания временных характеристик управляющих программ комплексного функционирования, и дальнейшее использование полученных данных. Под управляющими программами комплексного функционирования понимаются программы, предназначенные для координации работы бортовой аппаратуры, агрегатов и систем космических аппаратов при решении целевой задачи.

1.7.50. Конструкция платформы для быстрой оценки состояния сервопривода. Design for quick evaluating platform of servo system status / Shen Huai-rong, Niu Ya-feng (Institute of Command and Technology of Equipment, Beijing, China) // J. China Ordnance. - 2006. - 2, № 3. - С. 198-201. - Библ. 7.

Статья написана китайскими учёными из Institute of Command and Technology of Equipment (Beijing, Китай). В статье представлена конструкция платформы, применяемой для диагностики неисправностей и оценки состояния сервопривода запускаемого КА или боевой ракеты. Она позволит сократить время подготовки к запуску КА или боевой ракеты. Также данная система может быть применена для оценки надёжности управляющей системы при запуске КА или боевой ракеты.

1.7.51. Алгоритм сравнительной оценки надежности вариантов вычислительных комплексов для систем управления космических аппаратов / Антимиров В. М., Ачкасов В. Н. // Вестн. СГАУ. – 2007. - № 1. - С. 9-14.

Рассмотрен алгоритм и проведена сравнительная оценка двух вариантов вычислительных комплексов (ВК) для бортовых систем управления космических аппаратов. Включающих пять вычислителей, из которых два используются только для решения задач по обработке информации подсистемы спутниковой навигации подсистемы спутниковой навигации. Во 2-м варианте предусмотрено включение в ВК четырех вычислителей, которые могут использоваться для решения всех задач (в том числе и спутниковой навигации).

1.7.52. Система управления командами и данными для спутника Argo. Command and data management unit (CDMU) for the Argo satellite / Grimoldi Raoul, LoRizzo Vilfrido, Lupi Tito, Pastena Massimiliano, Bertoli Andrea, Chang Johnson, Liu Annabel // Proceedings of the DASIA 2007: Data Systems In Aerospace Conference, Naples, 29 May-June, 2007. - Noordwijk: ESTEC, 2007. - С. 249-252. - (ESA SP. ISSN 1609-042X. № 638).

Цель разработки новой системы — повышение отказоустойчивости и надежности функционирования спутника, а также облегчение задачи модификации. Подробно описана реализованная в системе схема обмена данными между модулями системы. Использован стандарт SpaceWire. Для практической реализации использован процессор LEON3FT на программируемых матрицах, обеспечивающий слабую чувствительность к радиации.

1.7.53. Алгоритм обнаружения несанкционированного воздействия на точностные характеристики КНС / Кукушкин С. С., Гладков И. А. // Двойн. технол. – 2008. - № 1. - С. 13-15.

На основании байесовского критерия миним. среднего риска разработан алгоритм, позволяющий в оперативном режиме установить момент несанкционированного воздействия вероятного противника на работу космической навигационной системы (КНС). Среди возможных вариантов воздействия вероятного противника на работу КНС наиболее вероятным является иска-

жение сигнала с целью ухудшения точностных характеристик. Мерой противодействия в таких условиях, особенно при оперативной работе, является непрерывный контроль достоверности принимаемой информации, выявление момента воздействия на точностные характеристики КНС и исключение измерений, подвергшихся внешнему воздействию. Проверка может осуществляться сравнением текущих результатов с расчетными значениями, полученными экстраполированием некоторого участка, где измерения можно считать достоверными.

1.7.54. Метод расчёта интенсивности одиночных событий с учётом реальной защищённости интегральных схем в местах их размещения внутри космического аппарата / Доценко О. В., Дмитренко В. Я., Тарасов В. Б., Шовкопляс Ю. А. // *Вопр. атом. науки и техн. Сер. Физ. радиац. воздействия на радиоэлектрон. аппаратуру.* – 2007. – № 3-4. – С. 15-19. – Библ. 6.

Предложен метод расчёта интенсивности одиночных событий, инициированных космическими излучениями, использование которого позволяет учитывать реальную степень защищённости интегральных схем в местах их размещения внутри космического аппарата. Рассмотрены вопросы применения этого метода для решения ряда задач, а также его интеграции в сложившуюся на предприятии схему организации работ по обеспечению стойкости аппаратуры к факторам космического пространства.

1.7.55. Повышение автономности и безопасности полетов пилотируемых космических станций и кораблей за счет внедрения интегрированной системы искусственного интеллекта в бортовые комплексы управления / Легостаев В. П., Микрин Е. А., Беренов Н. К., Гусев С. И., Моисеев С. В., Орловский И. В., Путан Д. Б., Суханов Н. А., Федосеев И. П. (Ракетно-космическая корпорация "Энергия" им. С. П. Королёва) // *Вестн. компьютер. и инф. технол.* 2007. – № 2. – С. 2-13. – Библ. 11.

Рассмотрена задача внедрения элементов искусственного интеллекта в бортовые комплексы управления перспективных космических кораблей для межпланетных полетов применительно к Российскому сегменту Международной космической станции.

Предложена интеграция в бортовые комплексы управления пилотируемых аппаратов систем гибридного (человек—машина) интеллекта в целях повышения автономности и безопасности полетов космических кораблей.

1.7.56. Методика определения усилия натяжения сетеполотна антенн / Сухарев Е. Н., Коловский Ю. В. (Красноярский государственный технический университет, Россия, Красноярск) // *Решетневские чтения: Материалы 9 Международной научной конференции, посвященной 45-летию Сибирского государственного аэрокосмического университета имени академика М. Ф. Решетнева, Красноярск, 10-12 нояб., 2005.* – Красноярск: Сиб. гос. аэрокосм. ун-т, 2005. – С. 10.

Рассматривается методика диагностирования усилия натяжения сетеполотна антенн. Методика основана на классификации фотоизображений текстуры сетеполотна, деформированного под действием натяжения.

1.7.57. Повышение эксплуатационной надежности комплекса гироскопов / Zhang Weitai, Xu Shijie // *Qinghua daxue xuebao. Ziran kexue ban=J. Tsinghua Univ. Sci. and Technol.* – 2008. – 48, №5. – С. 888-891.

Технологическим университетом аэрокосмической отрасли (Китай) на основе применения аналитических методов изучен механизм развития и потенциальные последствия аномальных состояний для комплекса из 5 моментных гироскопов. Комплекс имеет пирамидальный тип конфигурации. В соответствии с используемым сценарием имели место аномальные состояния единичного гироскопа, либо двух гироскопических устройств. Обеспечение эксплуатационной надёжности гироскопического комплекса позволяет достоверно поддерживать (варьировать) направление движения аэрокосмического аппарата.

1.7.58. Условие инвариантности измерительного блока бесплатформенной инерциальной навигационной системы к угловым ускорениям / Бабич О. А., Кашкаров А. С. // *Тр. воен.-воздуш. инж. акад. им. проф. И. Е. Жуковского.* – 2007. – 79, № 3. – С. 59-63. – Библ. 5.

Получено условие невозмущаемости акселерометров, расположенных в измерительном блоке бесплатформенной инерциальной навигационной системы, угловыми ускорениями. Рассчи-

тано оптим. геометрическое расположение тройки акселерометров на примере А-15. Задача обеспечения инвариантности измерительного блока БИНС к угловым ускорениям, установленного на маневренном объекте, формулируется следующим образом: требуется получить уравнения, учитывающие взаимное расположение акселерометров относительно измерительного блока БИНС и на их основе провести их размещение.

1.7.59. Функциональная модель прогноза работоспособности бортовой аппаратуры КА НСЭН / Белотурова И. А. // Основные направления и формы использования инновационных разработок при создании ракетно-космической техники: Научно-практический семинар молодых ученых и специалистов предприятий космической промышленности: Сборник материалов, Королев Московская обл., 11-13 дек., 2006. - Королев (Моск. обл.): ИПК Машприбор., 2007. - С. 8-14.

Рассматривается создание модели прогноза работоспособности бортовой аппаратуры космических аппаратов научно-социального и экономического назначения с целью прогноза и предотвращения нештатных ситуаций, а также оптимизации принятия решений при выходе из сложившихся нештатных ситуаций. Целью работы является возможность получения оперативной информации о состоянии бортовой аппаратуры КА и, при необходимости, автоматической выдачи рекомендаций по выходу из нештатной ситуации непосредственно в сеансе связи. А также предотвращение нештатной ситуации по причине ошибок планирования работы бортовой аппаратуры.

1.7.60. Автоматизированный генератор рабочих программ контроля бортовой телеметрической системы "Орбита-IVMO" / Чернышев А. В. // Сборник материалов 1 Всероссийской научно-практической конференции "Перспективы развития информационных технологий", Новосибирск, 25 апр., 2008. - Новосибирск: Сибпринт, 2008. - С. 87-91. - Библ. 3.

Современная бортовая радиотелеметрическая аппаратура (БТА) представляет собой сложный технический комплекс, обеспечивающий сбор информации с сотен и даже тысяч датчиков, установленных на борту, и передачу их показаний по едино-

му радиоканалу на наземную аппаратуру. При этом каждый датчик подключается к своему входу аппаратуры, который в нашем случае можно понимать как отдельный измерительный канал в составе БТА. Рассмотрена проблема создания программ контроля бортовой телеметрической аппаратуры. Предложено решение рассмотренной проблемы в виде автоматизированного генератора программ контроля. Описана реализация автоматизированного генератора для системы "Орбита-IVMO".

1.7.61. Обеспечение заданного уровня готовности технических комплексов космических систем / Лебедев Ю. А. // Научно-техническая конференция студентов, аспирантов и молодых специалистов МИЭМ, Москва, 2008: Тезисы докладов. - М.: МИЭМ, 2008. - С. 183.

Рассматривается проблема контроля техн. состояния и управления готовностью техн. средств космических систем. Целью контроля технического состояния системы является поддержание необходимого уровня готовности системы на протяжении заданного времени. Данное поддержание означает удовлетворение критерию качества системы. В рассматриваемой проблеме контроля техн. средств космических систем удовлетворению критерия качества соответствует поддержание коэф. готовности K_g системы на заданном уровне на протяжении заданного времени, при этом $K_g = t_O / (t_O + t_B)$, где $t_O = 1/\lambda$ — время наработки на отказ, t_B — время восстановления системы, включающее в себя время обнаружения отказа, локализации и восстановления. Решение позволит подтвердить реализуемость заданного уровня готовности для системы в целом, а также оценить показатели надежности составных частей системы.

1.7.62. Многофакторная модель напряженного состояния в компьютерной идентификации опасностей для КА. The multi agent stress-strength model research for computer based spacecraft hazard identification / Sekita Ryuichi, Hasegawa Hideo., Oyatsu Yutaka // Proceedings of the 2 IAASS Conference "Space Safety in a Global World", Chicago, Ill., 14-16 May, 2007. - Noordwijk: ESTEC, 2007. - С. 533-537. - (ESA SP. ISSN 1609-042X. № 645). - Библ. 4.

В историческом плане излагаются достижения Японского космического агентства JAXA в области системной безопасности

космической техники. Основой работы является базирующаяся в Интернете система IOSSP (интегральная сетевая система обеспечения безопасности), включающая методы идентификации рисков на основе новейших информационных технологий).

1.7.63. Вероятностная оценка рисков для МКС. Probabilistic risk assessment for the International Space Station / Smith Clayton A. (Futron Corporation 400 Virginia Avenue, SW, Suite 340 Washington, DC 20024 (202) 488-3180 csmith@futron.com) // Proceedings of the Joint ESA-NASA Space-Flight Safety Conference, Noordwijk, 11-14 June, 2002. - Noordwijk: ESTEC, 2002. - С. 319-324.

Работа людей в космосе характеризуется наличием разнообразных угроз ее успешному завершению, в т. ч. рисков, связанных с безопасностью, понимание которых имеет критически важное значение для выполнения программы и оперативного управления ею. Излагается опыт корпорации в области вероятностной оценки рисков (PRA) для МКС. Производится идентификация и расчет величины рисков присущих современной конструкции МКС и планируемыми операциям на ней. PRA оценивает риски связанные с катастрофической потерей станции, потерей члена экипажа, рассматривает ситуации, требующие эвакуации МКС, в т. ч. потерю герметичного модуля или одной из жизненно важных систем. Используемая методика включает неопределенность исходных данных как интегральную составную часть. В результате группа управления получает информацию и средства ее обработки для принятия учитывающих риски решений по развертыванию, модернизации и оперативным планам МКС.

1.7.64. Система автономного планирования на основе выполнения ограничений во временной области. Autonomous planning system based on temporal constraint satisfaction / Xu Rui, Cui Ping-yuan, Xu Xiao-fei, Wu Wei-ren, Tian Yu-long // J. Harbin Inst. Techn. - 2003. - 10, № 3. - С. 304-307. - Библ. 9.

Описан эффективный алгоритм проверки выполнения ограничений во временной области для автономного планирования работ на космических кораблях. Предложено объектно-ориентированное представление знаний во временной области. Для реализации предложенного алгоритма разработана много-

слойная архитектура планирующих агентов. Разработан также метод планирования, использующий новые представления знаний. Описана реализация прототипа системы автономного планирования станциями, запускаемыми в глубокий космос. Описаны возможности объединения с методами проверки выполнения ограничений др. видов (например, ресурсов).

1.7.65. Совершенствование эксплуатационной документации с применением целевого технического мнемоязыка / Бурдаев М. Н., Бойко В. И. // 5 Научные чтения памяти М. К. Тихонравова по военной космонавтике, "Космос и обеспечение безопасности России", Юбилейный, Московская обл., 20-21 окт., 2004. Т. 3. Секц. 7-9. - М.: СИП РИА; Юбилейный (Моск. обл.): Хоружевский, 2006. - С 21-23.

Для эффективной и безопасной эксплуатации космических объектов большое значение имеет информационное обеспечение, одним из основных элементов которого является эксплуатационная документация. Объемы эксплуатационной документации постоянно растут, а способы представления информации в ней не претерпели существенных изменений, что не способствует оперативному и качественному изучению техники и эффективной ее эксплуатации в условиях скоротечности многих процессов и дефицита времени. Решению обозначенной проблемы способствовало создание мнемонических языков (мнемоязыков), с помощью которых разрабатывались инструкции операторам для оперативного управления работой техн. систем, что позволило совершить шаг вперед в этом направлении. Однако с помощью ранее известных мнемоязыков оказалось невозможным описание функционирования техн. систем. Решению этой проблемы способствовала разработка целевого техн. мнемоязыка. В основу разработки этого мнемоязыка лег анализ информационного строения техн. описаний систем, который показал, что они, независимо от назначения и принципа действия системы, состоят из типовых смысловых конструкций.

1.7.66. Моделирование процессов поддержки повышения надежности в ходе разработки продуктов: примеры применения в британской аэрокосмической промышленности. Modeling to support reliability enhancement during product development with applications in the U. K aerospace industry /

Walls Lesley, Quigley John, Masshall Jane // IEEE Trans. Eng. Manag. – 2006. – 53, № 2. – С. 263-274. – Библ.45.

Рассмотрены следующие вопросы: организация процессов разработки новых продуктов; возникающие при этом задачи моделирования; задачи повышения надежности новых продуктов; байесовское моделирование и принятие решений; экспертные оценки и суждения; специфика аэрокосмической промышленности с точки зрения моделирования надежности; интеграция данных из различных источников; примеры применения предложенных методов в британской аэрокосмической промышленности.

1.7.67. Ситуационная осведомленность автономии бортовой системы. Situation awareness of onboard system autonomy / Schreckenghost Debra, Thronesbery Carroll, Hudson Mary Beth // Proceedings of i-SAIRAS 2005: The 8 International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space, Munich, 5-8 Sept., 2005. Noordwijk: ESTEC, 2005. - С. 86-93. - (ESA SP. ISSN 1609-042X. № 603). - Библ. 14.

Обсуждаются требования к автономности экипажа космического корабля, и отмечается, что использование автоматизации систем не исключает необходимости взаимодействия команды с этими системами. Экипаж должен гарантированно быть осведомленным о событиях в системе, действиях автономного управления и о состоянии систем. Сообщается о разработке программы интеллектуальных агентов для автономности бортовой системы, которая реализует управляющих агентов и рабочих ассистентов, помогающих человеку работать с автономной системой. Описываются архитектура программы и ее возможности.

1.7.68. Обнаружение и изоляция ошибок на базе нейронной сети для подсистем управления положением ИСЗ. Neural network-based faults detection and isolation for attitude control subsystem of satellites / Li Z. Q., Ma L., Khorasani K. // Proceedings of DASIA 2006: Data Systems In Aerospace Conference, Berlin, 22-25 May, 2006. - Noordwijk: ESTEC, 2006. - С. 376-383. - (ESA SP. ISSN 1609-042X. №630). - Библ. 18.

Описывается схема на базе нейронных сетей для обнаружения и локализации отказов в механизмах стабилизации углового момента ИСЗ. Задачей этой схемы является принятие решений о

наличии отказов в шине питания, потере тока или повышении температуры, а также определение того механизма, в котором произошла ошибка. Для решения этих задач используются три нейронные сети, которые моделируют динамику механизмов отдельно по всем трем осям. Показывается, что особенности динамики механизмов определяют необходимость использования рекуррентной сети Элмана с обучающим алгоритмом с обратным распространением ошибки.

1.7.69. Принятие решений на базе оценок риска для управления ресурсами при проектировании сложных космических исследовательских систем. Risk-based decision-making for managing resources during the design of complex space exploration systems / Mehr Ali Farhang, Tumer Irem Y. (NASA Ames Research Center) // Trans. ASME. J. Mech. Des. – 2006. - 128, № 4. - С. 1014-1022. - Библ. 13.

Сложные космические исследовательские системы всегда создаются в виде иерархической последовательности многих инженерных подсистем, характеризующихся различными требованиями и конструктивными решениями, оказывающими сильное влияние на риск для реализации миссии в целом. По этой причине управление на системном уровне должно использовать резервные средства снижения риска, например, постановку дополнительных датчиков или технологические усовершенствования. Представлен новый метод для принятия решений в процессе проектирования систем на основе оценок риска, названный "Методология проектирования на базе интегральных конкурентных оценок риска и неопределенностей" (Методология RUBIC). Эта методология основана на идее, что каждое средство снижения риска в конкретном приложении влияет и на все остальные виды риска, благодаря корреляции, существующей между разными элементами риска. Приложение методологии RUBIC продемонстрировано на примере установленного на ИСЗ маховика.

1.7.70. Диагностика отказов ИСЗ с использованием банка взаимодействующих фильтров Калмана. Satellite fault diagnosis using a bank of interacting Kalman filters / Tudoroiu N., Khorasani K. // IEEE Trans. Aerosp. and Electron. Syst. - 2007. - 43, № 4. - С. 1334-1350. - Библ. 32.

Рассматриваются результаты разработки и тестирования алгоритма обнаружения, локализации и диагностики отказов мех. компонентов привода системы ориентации ИСЗ, построенного на базе банка взаимодействующих фильтров Калмана. Показывается, что такой банк фильтров обеспечивает эффективное решение этих задач при различных сценариях и режимах отказов. В частности, рассматривается обнаружение, локализация и диагностика неисправных состояний, возникающих из-за аномалий в температуре, напряжении линий энергоснабжения, изменений моментов и пр. Обсуждается ряд конкретных примеров, иллюстрирующих эффективность применения взаимодействующих фильтров Калмана.

1.7.71. Всероссийская конференция «Управление движением корабля и специальными аппаратами», XXXVI (ОАО «ЦС «Звездочка» г. Северодвинск - 2009 г.): Сборник трудов с докладами и тезисами конф. / Павлов Б. В. (ред. - М.: ИПУ РАН, 2009. - 224 с. - (Б-ка ИПУ. 629/Тр. В 85).

О ежегодной Всероссийской конференции «Управление движением корабля и специальными аппаратами». В 1969 г. академик В.А. Трапезников - директор ИПУ РАН возглавил Межведомственный совет по управлению движением морскими судами и специальными аппаратами, в соответствии с совместным решением президиума АН СССР, Минприбора, Минсудпрома и ГУК ВМФ. Основной задачей, которая была поставлена перед Межведомственным советом - это координация научно-производственной деятельности в СССР в области автоматизации управления подвижными специальными объектами и повышение эффективности исследований в данной области науки и техники. В рамках этой задачи уже 40 лет ежегодно проводятся конференции при поддержке Академии навигации и управления движением. В настоящее время руководителем Межведомственного совета является академик С.Н. Васильев. В год 70-летнего юбилея «Учреждения Российской академии наук Института проблем управления им. В.А. Трапезникова» успешно стартовала уже XXXVI ежегодная всероссийская конференция. Впервые научной базой для проведения конференции стала ведущая судоремонтная верфь России - «Звездочка». Получающие здесь вторую жизнь крупные надводные корабли и атомные подводные

лодки, строящиеся гражданские суда, плавучая буровая установка, изготавливаемые гребные винты являются гордостью отечественного судостроения и машиностроения. Благодаря руководству ОАО «Центр судоремонта «Звездочка» работа конференции была успешной и продуктивной. Участники конференции отметили четкость и оперативность в решении организационных вопросов и неформальное участие администрации «Звездочки» в работе конференции. На XXXVI Всероссийской конференции «Управление движением корабля и специальными аппаратами» особое внимание было уделено вопросам повышения качества и безотказности САУД и методам автоматизации исследований и проектирования.

1.7.72. Ильичев А.В. Основы анализа эффективности и рисков целевых программ. Истоки, формализация, реализация. – М.: Науч. мир, 2009. – 306 с.

В монографии изложены основы анализа эффективности и рисков целевых программ (целенаправленной деятельности). Рассматриваются истоки зарождения анализа эффективности, формализации ключевых системных технологий, необходимых для количественного определения показателей эффективности и рисков выполнения программ, а также апробация этих технологий при разработке образцов ракетно-космической техники, созданной под руководством академика В.Н. Челомея.

1.8. Информационное обеспечение систем управления космических объектов

1.8.1. Потенциометрические фазовращатели на матрицах R-2R / Топильский В. Б. // Тезисы докладов Отчетной конференции-выставки подпрограммы 205 "Транспорт" научно-технической программы Минобразования РФ "Научные исследования высшей школы по приоритетным направлениям науки и техники", Москва-Звенигород, 11-13 февр., 2002. - М.: Изд-во МАИ, 2001. - С. 109-111. - Библ. 4.

Во многих сложных системах управления и навигации со многими степенями свободы требуется точное определение про-

странственных параметров объектов управления. Важным классом таких систем являются системы ориентации и навигации космических аппаратов, в контур управления которых входят высокоточные, быстродействующие фотоэлектронные цифровые преобразователи угла (ФЦПУ). Проведена оценка возможности построения функциональных резистивных делителей потенциометрических растровых интерполяторов на стандартных резистивных матрицах (R-2R), обладающих высокой стабильностью коэф. деления (например, нестабильность коэф. деления матриц 313 серии менее 0,01%).

1.8.2. Разработка датчика положения Солнца. The aps based smart sun sensor ready for the market / Boldrini Franco, Berrighi Gianni, Monnini Elisabetta, Meier Helmut // Proceedings of the 5 ESA International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems, Frascati, 22-25 Oct., 2002. - Noordwijk: ESTEC, 2003. - С. 91-94.

Фирмой Galileo Avionica (Италия) для применения в системах управления по положению и ориентации орбитального аппарата разработан датчик положения Солнца. Получение изображения Солнца на поверхности комплекса воспринимающих элементов обеспечено применением простейшей оптической системы на основе единичной диафрагмы. Получение данных положения Солнца получено в условиях использования некоторой опорной системы координат. Обеспечено получение данных с высокой степенью точности. Разрабатываются модификации датчика для использования на межпланетных исследовательских аппаратах.

1.8.3. Астродатчики и жесткая рабочая среда. Star sensors and harsh environment / Berrighi Gianni, Procopio Dorico // Proceedings of the 5 ESA International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems, Frascati, 22-25 Oct., 2002. - Noordwijk: ESTEC, 2003. - С. 19-25. - Библ. 2.

Экстенсивное применение звездных астродатчиков для определения положения в пространстве космического корабля ограничено чувствительностью бортовых алгоритмов к ложным событиям, которые могут вызывать ошибку в распознавании изображения во время фазы инициализации положения или потери отслеживания. Многие недавние технол. усовершенствования в

бортовой электронике позволяют интегрировать существующие алгоритмы на основе новых программных характеристик для решения указанной проблемы. Изучены новые поколения алгоритмов для повышения робастности астродатчиков, работающих в жесткой среде, характеризуемой большим числом беспорядочных одиночных событий (SEU) или незатухающими объектами, вызываемыми отражениями солнечного света от кометной пыли, на примере обзорного поля для датчиков типа Rosseto и Veri Colombo с полным конусным углом величиной $16,4^\circ$, снабженных ПЗС-матрицей размером 512x512 пикселей.

1.8.4. Центральный вычислитель бескарданной инерциальной системы определения ориентации и его программное обеспечение / Белаш А. А., Гуревич С. С. // Навигация и управление движением: Материалы 4 конференции молодых ученых, Санкт-Петербург, 12-14 марта, 1 авг.-30 нояб., 2002. – СПб.: Изд-во ГНЦ РФ - ЦНИИ "Электроприбор", 2002. - С. 241-245. - Библ. 2.

Рассматривается задача разработки аппаратных и программных средств центрального вычислителя бескарданной инерциальной системы определения ориентации на базе электростатических гироскопов со сплошным ротором для низкоорбитальных космических аппаратов.

1.8.5. Адаптивное эмпирическое оценивание вектора состояния космического аппарата в условиях дефицита измерительных данных / Алешкин А. П., Мысливцев Т. О. // Навигация и управление движением: Материалы 4 конференции молодых ученых, Санкт-Петербург, 12-14 марта, 1 авг.-30 нояб., 2002. – СПб.: Изд-во ГНЦ РФ - ЦНИИ "Электроприбор", 2002. - С. 89-96. - Библ. 5.

Рассматривается возможность применения технологии адаптивного смещенного оценивания, основанной на комплексировании измерительной информации с дополнительными данными, представленными ограничениями. При этом достигается универсальность формализации прикладных навигационных задач, характеризующихся плохой наблюдаемостью искомого решения. Для обеспечения конструктивности процедур оценивания предлагается использовать методы эмпирической оптимизации на этапе поиска коэффициентов адаптации, что позволяет добиться

необходимых качественных характеристик идентификации вектора состояния космического объекта.

1.8.6. Особенности построения бортовых телеметрических систем малых спутников / Колесник К. В., Пискорж В. В. // Технол. и конструир. в электрон. аппаратуре. – 2003. - № 1. - С. 3-4.

Рассмотренные особенности позволяют определить основные направления совершенствования бортовых телеметрических систем в современных космических аппаратах.

1.8.7. Режим отображения ADCS спутника TOPSAT. TOPSAT imaging mode ADCS design / Dungate D. G., Liddle D., Cropp A., Levett W., Price M., Steyn H. // Proceedings of the 5 ESA International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems, Frascati, 22-25 Oct., 2002. - Noordwijk: ESTEC, 2003. - С. 493-496. - (ESA SP. ISSN 0379-6566. N 516).

Описывается разработка режима отображения ADCS (attitude determination and control subsystem); подсистемы определения пространственного положения и управления ИСЗ TOPSAT - миссия наблюдения Земли в военных целях. Базовой орбитой TOPSAT является солнечно-синхронная орбита высотой 600-700 км, с которой может осуществляться съемка в диапазоне 30° от направления полета. Для этой базовой линии съемочная камера имеет разрешение 2,5 м и номинальную площадь съемки 15x15 км.

1.8.8. Устройство ПЛИМ, устойчивое к воздействию излучения. Actel FPGA with triple redundant rad-hard latches // Electron. Eng. - 2001. - 73, № 890. - С. 46-47.

Фирмой Actel (Великобритания) разработано устройство с ПЛИМ, программируемых в условиях воздействия эл. поля. Устройство типа RT54SX32S устойчиво к воздействию излучений и ориентировано на применение в составе оборудования аэрокосмических аппаратов. Устройства серии RTSX-S имеют в своем составе 32000-72000 вентиляей, значение частоты генератора синхросигнала порядка 250 МГц.

1.8.9. Информационно-навигационное функциональное дополнение космического базирования на высокоэллиптических орбитах к глобальным навигационным спутниковым

системам: Докл. [9 Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам, Санкт-Петербург, 27-29 мая, 2002] / Семенов Ю. П., Легостаев В. П., Черток Б. Е., Гаврилов В. П., Берзин Г. А., Удалой В. А., Ревнивых С. Г., Почукаев В. Н. // Гироскопия и навигация. – 2002. - № 2. - С. 37-45. - Библ. 4.

Представлена концепция российского широкозонного функционального дополнения космического базирования к глобальным навигационным спутниковым системам (ГНСС). Это дополнение было названо информационно-навигационным функциональным дополнением (ИНФД). В отличие от систем WAAS, EGNOS, использующих в качестве спутников-ретрансляторов КА на ГСО, космический компонент ИНФД образуют КА на базе платформы "Ямал", совершающие полет по высокоэллиптическим орбитам (ВЭО) типа "Тундра". Обосновывается целесообразность создания ИНФД для России с ее большой территорией и северным расположением.

1.8.10. Техника линеаризации с обратной связью в регулируемых инерциальных системах. Feedback linearization technique in variable inertia systems / Ozawa Satoru, Furuya Hiroshi // Trans. Jap. Soc. Aeronaut. and Space Sci. - 2002. – 45, № 147. - С. 1-9.

Представлена формула регулируемой инерциальной системы и техника линеаризации с обратной связью для такой системы. Эта техника позволяет контролировать систему с помощью метода линейного управления. Формула регулируемой инерциальной системы содержит две подсистемы. Вращательная подсистема содержит обычное диф. уравнение, а подсистема с переменной инерцией не зависит от альтернативной подсистемы.

1.8.11. Источники ошибок наведения для вращающегося КА типа "Планк". Pointing budgets for spinning spacecraft - Planck mission / Dungate D. G., Johnston A. G. Y., Van de Kolk C. B., Rasmussen., Llorente J. S., Del Cura J. M. (Elopak House, Rutherford Close, Meadway Technology Park, Stevenage, Herts SGI 2EF, UK. Telephone: [+44](0)1438 749886, Fax: [+44](0)1438 749887) // Proceedings of the 5 ESA International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems, Frascati,

22-25 Oct., 2002. - Noordwijk: ESTEC, 2003. - С. 373-376. - (ESA SP. ISSN 0379-6566. N 516). - Библ. 2.

Представлен анализ ошибок наведения, выполненный для КА "Планк" со стабилизированной вращением платформой. КА "Планк" предназначен для регистрации распределения фона космического излучения по небесной сфере и является частью программы ЕКА "Горизонт 2000". Этот анализ потребовал введения новых определений характеристик специфических источников ошибок наведения и позволил, не останавливаясь детально на характеристиках данного КА, выработать общий подход для стабилизированных вращением КА и получить материал для составления дополнения к ранее выпущенному ЕКА "Справочнику по ошибкам наведения".

1.8.12. Алгоритм уточнения параметров движения космического аппарата по сокращенному объему измерительной информации / Пясковский Д. В., Варламов И. Д., Завара А. А. // Пробл. упр. и информат. – 2003. - № 5. - С. 98-106, 157. - Библ. 12.

Рассматривается задача уточнения параметров движения космического аппарата (КА) дистанционного зондирования Земли по результатам измерений навигационных параметров. Анализируются особенности баллистико-навигационного обеспечения для однопунктной технологии управления. Показано, что эта технология не удовлетворяет выдвигаемым требованиям по точности и оперативности получения необходимой баллистико-навигационной информации. Предлагается повысить точность и оперативность расчета баллистической информации путем минимизации целевой функции уточнения параметров движения КА методами поиска. Приведены результаты исследования разработанного алгоритма уточнения параметров движения КА на основе симплексного метода оптимизации.

1.8.13. Технологии глобального информационного обеспечения функционирования ракетно-космической техники / Зайцев Ю. А., Коновалов В. П., Максимов А. М., Чаплинский В. С. // Двойн. технол. – 2003. - № 4. - С. 2-6. - Библ. 1.

Рассматриваются структура, средства, технологии и показатели информационного обмена объектов ракетно-космической

техники. Представлено новое поколение космических систем ретрансляции и их применение для информационного обмена.

1.8.14. Построение датчиков ориентации подвижных объектов / Рогатых Н. П. // Датчики и системы. – 2003. - № 2. - С. 17-20, 72. - Библ. 4.

Несмотря на широкое применение датчиков в различных областях техники, у разработчиков аппаратуры нередко возникают затруднения при их проектировании, например, при выборе наилучших вариантов конструкций в случае неортогонального расположения осей чувствительности датчика. В связи с этим рассмотрены некоторые критерии, с помощью которых можно оценивать, сравнивать и выбирать наиболее подходящие для заданных техн. условий параметры датчиков.

1.8.15. Разработка обладающего высоким разрешением датчика сближения с объектом. High resolution standard proximity sensor / Blaser Roger // Aircraft Eng. and Aerosp. Technol. - 2003. – 75, № 3. - С. 235-24.

Фирмой Vibro-Meter (Швейцария) разработан датчик сближения с объектом, обладающий разрешением порядка 1 нм. Использовано явление образования вихревых токов. Устройство применено в составе аппаратного комплекса орбитального аппарата. Нижняя граница диапазона рабочих температур устройства — 150°C. Долговременность работы — 2,2 млн. ротаций. Выпускаются устройства со значением рабочего напряжения 28 В пост. тока. Энергопотребление собственно воспринимающего элемента 15 МВт. Устройства устойчивы к воздействию перегрузок при выводе космического аппарата на орбиту.

1.8.16. Разработка бортового аппаратного комплекса для спутников SMART-2. High precision optical metrology system for the SMART-2 mission as precursor for the DARWIN satellite constellation: Докл. [11 Conference on "Interferometry: Techniques and Analysis", Seattle, Wash., 8-10 July, 2002] / Haupt Christoph, Kudielka Klaus, Fischer Edgar, Johann Ulrich // Proc. SPIE. - 2002. – № 4777. - С. 143-158. - Библ. 7.

Фирмой Contraves Space (г. Цюрих, Швейцария) разработан бортовой аппаратный комплекс для выполнения прецизионных оптических измерений. Комплекс предназначен для оснащения группы орбитальных аппаратов SMART-2, запуск которых про-

веден Европейским космическим агентством в рамках программы DARWIN (обнаружение планет вне пределов Солнечной системы). В составе аппаратного комплекса применен радиочастотный интерферометр с величиной полосы пропускания 100 Гц (ограниченной по уровню 3 Дб).

1.8.17. Исследование свойств оптимальных созвездий навигационных КА при совместном использовании информации ГЛОНАСС/GPS / Кульнев В. В., Кульнев Е. В. // 4 Российская научно-техническая конференция "Современное состояние, проблемы навигации и океанографии" ("НО-2001"), Санкт-Петербург, 6-9 июня, 2001: Сборник докладов. Т. 1. – СПб. Изд-во ГНИНГИ, 2001. - С. 228-232.

Одной из задач, решаемых навигационной аппаратурой систем ГЛОНАСС и GPS в процессе навигационных определений, является задача планирования сеанса навигации. При этом задача планирования включает в себя: определение интервалов навигационных измерений и определение номеров рабочих навигационных КА, удовлетворяющих заданным критериям (критерию). Первая подзадача была весьма актуальной для этапа неполного развертывания навигационных систем, когда число доступных навигационных КА в районе расположения потребителя лишь эпизодически было более 3-х или 4-х. После полного развертывания систем ГЛОНАСС и GPS выбор интервала проведения измерений, как правило, уже определяется циклограммами функционирования потребителя и характером решаемых им задач.

1.8.18. Мониторинг в ходе полета и оптимизация производительности микроканальных плат на группах космических кораблей. In-flight monitoring and optimisation of MCP performance on multi-spacecraft missions: Докл. [Conference on "Low-Light-Level and Real-Time Imaging Systems, Components, and Applications", Seattle, Wash., 10-11 July, 2002] / Kataria D. O., Watson G., Carter P. J., Fazakerley A. N., James A. M., Wilson R. J. // Proc. SPIE. - 2002.- № 4796. - С. 115-125. - Библ. 8.

Описаны требования к микроканальным платам, используемым в проектах станций "Кластер" и "Феникс". Предложен метод оценки ухудшения качества их работы в космосе и оптими-

зации использования, основанный на разработанной модели. Исследованы также режимы организации работы датчиков.

1.8.19. Оценка азимутальной скорости дрейфа инерциальной навигационной системы / Неусыпин К. А. // Автоматиз. и соврем. технол. – 2003. - № 6. - С. 6-8. - Библ. 5.

Азимутальная скорость дрейфа гироблока инерциальной навигационной системы является слабонаблюдаемой. Эффективную оценку ее предлагается осуществлять формированием скалярных приведенных измерений методом самоорганизации и численным критерием степени наблюдаемости конкретных компонент вектора состояния.

1.8.20. Навигационный алгоритм, использующий угловые и дальномерные спутниковые измерения / Куршин В. В., Малышев В. В. // Изв. АН. Теория и системы упр. – 2003. - № 5. - С. 149-155. - Библ. 9.

Решается задача повышения точности определения положения и скорости потребителя при использовании спутниковой навигационной системы ГЛОНАСС/PGS в условиях ограниченной радиовидимости спутников. Для повышения точности навигации предлагается дополнительно использовать магн. датчик, определяющий угловую ориентацию. На основе фильтра Калмана разработан алгоритм, обрабатывающий совместно дальномерные спутниковые и угловые измерения. Приведены результаты его применения при имитационном моделировании с использованием GPS Satellite Simulator и навигационного приемника Javad JGG20.

1.8.21. Трёхосевой магнитометр для определения положения на орбите / Tian Jing, Wu Mei-ping, Hu Xiao-ping // Guofang keji daxue xuebao=J. Nat. Univ. Def. Technol. - 2001. - 23, № 5. - С. 17-21. - Библ. 5.

Рассмотрена навигационная спутниковая система на основе трехосевого магнитометра. Конструкция позволяет объединить автоматические средства коррекции положения спутника и измерительные средства. В результате измерения с помощью трехосевого магнитометра определяется положение спутника на орбите и положение тестируемого объекта. Возможно определение нижней орбиты с помощью фильтра Кальмана. Сочетание динамической модели определения положения спутника со стандарт-

ной моделью геомагнитного поля и моделью фильтра позволило сформировать алгоритм расчета. Приведены примеры автоматических орбитальных расчетом со средним уровнем точности.

1.8.22. Прецизионная гиросtabilизирующая платформа на основе газостатически поддерживаемых гироскопов. Precision gyro-stabilized platform on the base of gas-static supported gyros / Alexandrov Y. S., Arefiev V. P., Artemiev O. A., Kosturev V. M., Kucherkov S. G., Smirnov A. M., Sorokin A. V., Zelinsky V. A., Nobylov A. V. // Contr. Eng. Pract. - 2003. - 11, № 5. - С. 579-584.

Впервые описываются принципы синтеза и конструирования инерциальных устройств с газостатической поддержкой, разрабатывающихся для космических носителей и космических летательных аппаратов. Описана успешно испытанная гироскопическая платформа на основе таких устройств, которая была испытана на тяжелом ИСЗ Горизонт на геостационарной орбите в июне 2000 г. Обсуждаются возможные области применения.

1.8.23. Стабилизация положения бортовых видеокамер / Zhou Qingcai, Wang Zhijian, Wang Chunyan // Guangxue xuebao=Acta opt. sin. - 2004. - 24, № 3. - С. 413-417. - Библ. 7.

Технол. университетом провинции Чангчун (Китай) разработана система стабилизации положения бортовых видеокамер орбитального аппарата в целях повышения качеств, показателей получаемых изображений. Предложена организация перемещений оптических элементов системы по инверсному типу относительно пространственных перемещений орбитального аппарата.

1.8.24. Организация оптических наблюдений и обработки данных о "космическом мусоре" / Мальцев Г. Н. // Оптич. ж. - 2001. - 68, № 10. - С. 65-69.

Дается общая характеристика комплекса мероприятий по организации наблюдений за "космическим мусором", прогнозированию и предотвращению его влияния на экологию Земли. Рассмотрены принципы применения оптико-электронных систем наблюдения за космическими объектами как основных средств мониторинга космического пространства, а также особенности обработки результатов оптических наблюдений и поддержания базы данных по "космическому мусору".

1.8.25. Применение аппаратуры стандарта MicroPC для построения бортовых комплексов управления малых космических аппаратов / Фатеев В. Ф., Лебедев Д. О., Гришин Ф. А., Фарафонов А. В., Семенов С. А. // Изв. вузов. Приборостр. - 2004. - 47, №3. - С. 41-44, 83.

Рассматриваются вопросы создания бортовых комплексов управления малых КА с использованием современных стандартных пром. микроконтроллеров формата MicroPC на примере создания бортовой аппаратуры "Облик" МКА "Можаец-4".

1.8.26. Принципы построения высокочувствительных миниатюрных датчиков систем управления МКА / Жуков В. Н., Рыбаков В. И., Хегай Д. К., Скалон А. И. // Изв. вузов. Приборостр. - 2004. - 47, № 3. - С. 36-40, 83. - Библ. 4.

Представлены принципы построения прецизионных датчиков первичной информации для систем управления космических аппаратов и результаты их практической реализации.

1.8.27. Датчики параметров движения в ракетно-космической технике и народном хозяйстве / Мокров Е. А., Трофимов А. Н., Папко А. А., Калганов В. Н., Баринов Н. И. // Межвуз. сб. науч. тр. Пенз. гос. ун-т. - 2000. - № 25. - С. 108-116. - Библ. 6.

Кратко представлены особенности разработки в НИИФИ датчиков для измерения линейных и угловых перемещений, частоты вращения, ускорения, а также приборов на их основе. Показано, что в настоящее время датчики перемещения и частоты вращения строятся по структуре прямого преобразования на основе электромагнитного и потенциметрического методов преобразования. Линейные акселерометры строят по структуре уравнивающего преобразования с емкостными преобразователями перемещения. Приводятся краткие технические характеристик датчиков.

1.8.28. Определение движения разгонного блока космического летательного аппарата по результатам телеметрических измерений / Левский М. В. // Мехатрон., автоматиз., упр. - 2004. - № 7. - С. 47-56. - Библ. 6.

Обсуждаются основные средства математической обработки бортовых телеизмерений параметров движения космического летательного аппарата в режиме пространственного разворота.

Реконструировано программное движение разгонного блока ДМ-SL относительно центра масс и определены расчетные значения основных параметров алгоритма системы управления.

1.8.29. Датчики давления для жидкостных ракетных двигателей / Мокров Е. А., Трофимов А. Н., Семенов В. А., Тихомиров Д. В. // Датчики и системы. – 2003. - № 8. - С. 25-28, 68.

Приведены результаты работ по снижению воздействия нестационарных тепловых потоков на датчик давления Вт 212 при эксплуатации жидкостных ракетных двигателей (ЖРД). Описана математическая модель датчика, конструктивные решения по уменьшению погрешности датчика, а также результаты испытаний опытных образцов датчика.

1.8.30. Опыт создания высокоточных поплавковых гироскопов, применяемых в системах угловой ориентации и стабилизации космических аппаратов и станций: Докл. [10 Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам, Санкт-Петербург, 26—28 мая, 2003] / Волынцев А. А., Дудко Л. А., Казаков Б. А., Козлов В. В., Мезенцев А. П., Решетников В. И., Дибров Д. Н., Рыжков В. С. // Гироскопия и навигация. – 2004. - № 1. - С. 45-118. - Библ. 5.

Рассматриваются аспекты построения высокоточных платформенных инерциальных блоков, предназначенных для работы в системе управления угловой ориентацией космических аппаратов. Отмечены конструктивные особенности приборов, принципы построения системы термостатирования гироскопов и прецизионных электронных устройств, реализованные способы достижения повышенной надежности и длительного ресурса работы. Приведены основные тактико-технические характеристики приборов. Дана оценка результатов эксплуатации приборов в составе космических аппаратов различного назначения.

1.8.31. Подготовительное коммуникационное устройство с SMS-каналами для слежения за автономными движущимися объектами. Preprocessing communication unit (PCU) with short message service (SMS) communication channels for AVL tracking: Докл. [Conference "Location Services and Navigation Technologies", Orlando, Fla, 24 Apr., 2003] / Young Andrew S.,

Skobla Joseph (Department of Physics, The University of the West Indies Kingston 6, Mona, Jamaica) // Proc. SPIE. - 2003. - № 5084. - С. 86-99. - Библ. 9.

Подготовительное коммуникационное устройство в системе слежения за автономными движущимися объектами представляет собой компактный микроконтроллер с двумя последовательными портами, работающими в стандарте RS-232. Через один из этих портов поступает информация от приемника GPS о текущем местоположении движущегося объекта, на котором установлено устройство. Через второй порт работает модем беспроводной связи, направляющий информацию о местоположении объекта на центральную базовую станцию в виде коротких SMS-сообщений по GSM-сети сотовой связи. Возможно и обратное получение SMS-сообщений центральной базы движущимся объектом.

1.8.32. Оценка эффективности многосенсорных систем со слиянием данных в запускаемых ракетах. Performance evaluation of multi-sensor data-fusion systems in launch vehicles / Suresh B. N., Sivan K. // Sadhana. - 2004. - 29, № 2. - С. 175-188. - Библ. 9.

Разъясняются характеристики различных датчиков и использование их набора на принципе совместного обобщения данных в запускаемых ракетах для достижения целевого вывода спутника на точную орбиту. Рассматривается также требования к поведению датчиков и избыточное управление. Описывается роль тестирующей платформы для оценки работы датчиков и результаты типового моделирования по оценке работы датчиков в составе общей системы.

1.8.33. Наблюдаемость постоянных уходов гироскопа орбитального гирокомпаса: Докл. [23 Конференция памяти Н. Н. Острякова, Санкт-Петербург, 2002] / Дюмин А. Ф., Егоров С.Н. // Гироскопия и навигация. – 2003. - № 2. - С. 85-92. - Библ. 8.

Рассматривается орбитальный гирокомпас, выполненный в виде свободного трехстепенного гироскопа, положение которого корректируется по показаниям строителя местной вертикали. Предполагается, что орбитальный гирокомпас предназначен лишь для решения основной задачи орбитального гирокомпаси-

рования, т. е. для определения угла рыскания КА в орбитальном координатном базисе. В составе погрешностей такого орбитального гироскопа учитываются постоянные уходы гироскопического устройства и пост, погрешность датчика угла крена построителя местной вертикали. Для случая круговой орбиты движения КА синтезировано оптим. по точности наблюдающее устройство, в котором не полностью наблюдаемые состояния оцениваются с предельно достижимой точностью. Для случая движения КА по эллиптической орбите показана полная наблюдаемость как постоянных уходов гироскопа, так и постоянной погрешности построителя местной вертикали.

1.8.34. Проектирование базовых прототипов универсальных инерциальных навигационных систем с использованием системы имитации / Якушин С. М. // 10 Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам, Санкт-Петербург, 26-28 мая, 2003. – СПб.: Изд-во ГНЦ РФ -ЦНИИ "Электроприбор", 2003. - С. 165-175. - Библ. 8.

Рассматриваются вопросы проектирования универсальных ИНС, предназначенных для использования на различных объектах. Основу систем составляет эталонный алгоритм. Исследования точностей ИНС основано на использовании компьютерной системы имитации летных испытаний. Проектирование базового прототипа ИНС показано на примере платформенной системы с гиростабилизированной платформой в четырехосном кардановом подвесе. Показано решение задачи по обеспечению работоспособности ГСП при произвольных вращениях объекта в пространстве. Проанализированы ошибки, обусловленные аппаратными средствами преобразования информации. Показаны результаты экспериментального исследования платформенной ИНС в аналитическом режиме работы. Предложен состав базовых элементов универсальной ИНС.

1.8.35. Тесты ночного неба и результаты, полученные в полете для автономного астродатчика SED 16. Night sky tests and in-flight results of SED16 autonomous star sensor / Blarre Ludovic, Thomas Sylvain, Jacob Philippe, Foisneau Thierry, Vilaire Didier, Pochard Marc // Proceedings of the 5 ESA International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and

Control Systems, Frascati, 22-25 Oct., 2002. - Noordwijk: ESTEC, 2003. - С. 5-10. - (ESA SP. ISSN 0379-6566. N 516).

Астродатчик SED 16, содержащий объективы, 1024x1024 пиксельных ПЗС-детектор с охлаждающим приспособлением, представляет автономный прибор для отслеживания положения звезд и обеспечения трехосевой ориентации спутника в инерциальной опорной системе отсчета. Первое полетное испытание датчика состоялось в 2003 г. на борту спутника SPOT 5. Подтверждены главные требования к датчику: точность, прочность, эксплуатационная готовность и надежность.

1.8.36. Датчик угловой координаты Солнца: Пат. 2244263 Россия, МПК⁷ G 01 C 21/24, G 01 J 1/20 / Ермаков Олег Иванович; - № 2003110933/28; Заявл. 17.04.2003; Опубл. 10.01.2005.

Изобретение относится к области приборостроения и предназначено для определения угловых координат светящегося ориентира, в частности для определения направления на Солнце в системе координат космического аппарата.

1.8.37. Перспективные направления развития информационных технологий мониторинга состояний сложных технических объектов в реальном масштабе времени / Охтилев М. Ю., Соколов Б. В., Чуприков А. Ю., Черников А. Д., Ничипорович О. П., Николаев Д. А., Вербина С. В., Шорохова О. С., Заозерский С. А., Иванов Д. А. // Авиакосм. приборостр. – 2004. - № 11. - С. 50-59, 66. - Библ. 6.

Многие существующие и проектируемые сложных техн. объектов (ракетно-космические, авиационные, корабельные, радиоэлектронные и автоматизированные системы, а также комплексы различного назначения и видовой принадлежности) являются, как правило, дистанционно управляемыми с помощью операторов (диспетчеров). Рассматриваются проблемы создания и применения автоматизированных систем мониторинга (АСМ) состояний сложных организационно-техн. комплексов в режиме реального времени, проведен обзор существующих исследований и технол. подходов к решению проблем создания и применения АСМ состояния сложных техн. объектов в реальном масштабе времени.

1.8.38. Прогнозирование технического состояния космических аппаратов средствами самоорганизующихся систем / Назаров А. В., Якимов В. Л. // Электромагнит. волны и электрон. системы. - 2005. - 10, № 3. - С. 25-30. - Библ. 6.

Представлены результаты использования алгоритмов нелинейной динамики и нейронных сетей с целью получения прогноза техн. состояния низкоорбитальных космических аппаратов.

1.8.39. Автоматизированный измерительно-вычислительный комплекс для определения массово-инерциальных характеристик космических летательных аппаратов / Цветков Г. А. // 10 Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам, Санкт-Петербург, 26-38 мая, 2003. – СПб.: Изд-во ГНЦ РФ - ЦНИИ "Электроприбор", 2003. - С. 247-249.

На основании теоретико-экспериментальных исследований разработаны принципы построения и создания измерительно-вычислительного комплекса для измерения координат центра масс и моментов инерции. Программное обеспечение дает возможность вычисления главных центральных моментов инерции и положения главных центральных осей инерции. Применение газодинамической опоры, исключаяющей сухое трение, наклономера, выполненного на базе прецизионного акселерометра, использование в качестве интегрирующего звена трехстепенного гироскопа позволили достичь высокой точности определения массово-инерциальных характеристик.

1.8.40. Дистанционный аналого-цифровой модуль ввода-вывода с набором интеллектуальных датчиков. Remote input/output (RIO) smart sensor analog-digital chip: Пат. 6744376 США, МПК⁷ G 08 C 15/00 / Pascalidis Nikolaos P.; The Johns Hopkins Univ. (США). - № 09/383911; Заявл. 26.08.1999; Опубл. 01.06.2004; НПК 340/870.21.

Выносливый к действию излучения и потребляющий небольшую мощность аналого-цифровой модуль для сбора информации от комплекта интеллектуальных датчиков предназначен для космического корабля с целью определения и хранения данных, касающихся температуры, давления, напряжения и тока в оцифрованном виде. Модуль, приводимый в действие схемой управления, может функционировать как со стандартной двуна-

правленной последовательной шиной, так и с заказным или стандартным параллельным интерфейсом. Достоинством модуля является упрощение системной конструкции и сокращение проводных соединений в космическом корабле.

1.8.41. О контроле верности телеизмерений быстроменяющихся параметров при летных испытаниях ракетно-космической техники / Воронцов В. Л. // Приборы и системы: Упр., контроль, диагност. – 2004. - № 3. - С. 49-55. - Библ. 17.

На основе анализа радиотелеметрических систем, существующей технологии обработки телеметрической информации (ТМИ) о быстроменяющихся параметрах (БМП) в ВЦ космодрома представлены рекомендации по выбору показателей верности телеизмерений БМП, необходимые для получения обобщенных телеизмерений в условиях применения новой технологии обработки ТМИ с использованием средств ПЭВМ.

1.8.42. Принципы построения бортовых информационно-телеметрических систем сверхмалых космических аппаратов / Фатеев В. Ф., Булаев О. А., Сучков В. И., Казаков В. В., Кузьменко Д. В. // Изв. вузов. Приборостр. - 2005. - 48, № 6. - С. 57-61.

Рассматриваются задачи, подлежащие решению бортовой информационно-телеметрической системой сверхмалых космических аппаратов, основные требования к системе и вариант ее построения на базе информационно-вычислительного ядра бортового комплекса управления.

1.8.43. Беспроводная система датчиков для предстоящих полетов КС Space Shuttle. Wireless sensor systems for near-term space shuttle missions / Champaigne Kevin // IMAC-23: Proceedings of the 23 Conference and Exposition on Structural Dynamics, Orlando, Fla, Jan. 31-Febr. 3, 2005. - Bethel (Conn.): Soc. Exp. Mech., 2005. - С. 58-68

NASA разработала серию беспроводных систем связи и сбора данных для контроля критически важных зон КС Space Shuttle после возобновления полетов. Системы работают перед стартом, во время подъема, на орбите и при возвращении. Беспроводные датчики и регистраторы данных обеспечивают слежение за динамикой конструкции, в т. ч. ПН, обеспечивают анализ колеба-

тельных мод гибких ансамблей, измеряют механические напряжения в конструктивных узлах от главного двигателя до дистанционного манипулятора. Внутри крыльев установлена система слежения за ударами в области ведущих кромок, характеризующая опасность ударов в случае их регистрации. Обсуждаются конструкции датчиков и измерительной системы в целом, ее рабочие алгоритмы и методы сборки.

1.8.44. Измерения в системе навигации, наведения и управления автоматического транспортного корабля (ATV). The GNC measurement system for the automated transfer vehicle / Roux Johann, Da Cunha Paul (EADS Space Transportation, Les Mureaux Cedex, France) // Proceedings of the 18 International Symposium on Space Flight Dynamics, Munich, 11-15 Oct., 2004. - Noordwijk: ESTEC, 2004. - С. 111-116. - (ESA SP. ISSN 0379-6566. № 548). - Библ. 2.

Автоматический транспортный корабль (ATV) создается компанией EADS Space Transportation в качестве главного подрядчика по контрактам ЕКА для обслуживания МКС. Первый полет корабля, названного "Жюль Берн", намечается на 2005 г. Бортовые средства измерения ATV, обеспечивающие навигацию, наведение и управление, включают 6 типов датчиков для различных фаз полета и ПО для сбора, обработки и проверки навигационной информации. Используются в качестве датчиков гиromетрический блок (GYRA), блок акселерометров (ACCA), звездные датчики (STR), приемники GPS, телегониометры (TGM) и видеометры (VDM). Последние 2 прибора обеспечивают финальную фазу полета—стыковку. В разработке измерительной системы помимо главного подрядчика участвуют компании EADS Astrium, EADS Sodern, Laben и Dasa Jena Optronik.

1.8.45. [Контроль ориентации спутника в пространстве с помощью магнетометра и бортового солнечного датчика]. Attitude estimation from magnetometer and earth-albedo-corrected Coarse Sun Sensor measurements / Appel Pontus, Theil Stephan, Winkler Stefan, Schleicher Alexander (University of Bremen, Germany) // Proceedings of the 5 ESA International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems, Frascati, 22-25 Oct., 2002. - Noordwijk: ESTEC, 2003. - С. 613-616. - (ESA SP. ISSN 0379-6566. N 516). - Библ. 4.

Предложена конструкция дешёвой и надёжной системы контроля ориентации искусственного спутника в пространстве относительно земных осей, построенной на базе магнетометра и бортового солнечного датчика (СД), состоящего из шести небольших СБ, расположенных на шести внешних поверхностях спутника. Показания СД корректируются с использованием модели альbedo земли, а для оценки ориентации по данным измерений применена технология расширенного фильтра Калмана. Описаны детали конструкции системы и результаты её испытаний.

1.8.46. Новое поколение оптико-электронных приборов ориентации космических аппаратов / Пирогов М. Г., Федосеев В. И. (ФГУП НПП "Геофизика—Космос") // Космонавт. и ракетостр. – 2005. - № 3. - С. 26-33. - Библ. 2.

Рассматриваются особенности построения современных оптико-электронных приборов ориентации КА и направления совершенствования этих приборов. Приводятся основные характеристики приборов ориентации по Солнцу, Земле, звёздам, разработанных в последние годы или разрабатываемых ФГУП НПП "Геофизика—Космос.

1.8.47. Программное обеспечение рабочего места контроля бортовой телеметрической аппаратуры / Чернышов А. В. // Инф. технол. – 2006. - № 5. - С. 76-79, 80. - Библ. 3.

Рассмотрены структура ПО для современного АРМ контроля бортовой телеметрической аппаратуры. Описаны цели, преследуемые при разработке ПО. Выделены существенные программные комплексы, описано их назначение и решаемые задачи.

1.8.48. Применение многоатрибутивного метода для выбора состава бортовых систем обмена информацией / Антамошкин О. А. // Вестн. Сиб. гос. аэрокосм. ун-та. – 2005. - № 6. - С. 96-99. - Библ. 6.

Для многоуровневого выбора состава бортовых систем обмена информацией предлагается применить многоатрибутивный метод проектирования. Рассматривается алгоритм, реализующий данный метод.

1.8.49. Разработка датчика УФ-излучения для орбитального аппарата / Gong Dezhu, Jia Jinzhong, Liu Yang // Kongjian

кexue хuebao=Chin. J. Space Sci. - 2006. - 26, № 2. - С. 132-141. - Библ. 4.

Национальной технологической академией аэрокосмической отрасли (Китай) разработан бортовой датчик УФ-излучения для орбитального аппарата, используемого для исследований Луны. Применён ПЗС-прибор типа CCD48-20 (эффективность переноса заряда 99,9993-99,9999%, восприимчивость 2 мВ/е, пиковое значение напряжения 90 ке/пиксель, уровень темного сигнала (при 293 К) 20 ке/пиксель с, диапазон восприимчивости по длине волны 200-1100 нм.

1.8.50. Использование снимков дистанционного зондирования Земли для решения задачи навигации космических аппаратов. Використання знімків дистанційного зондування землі для розв'язання задачі навігації космічних апаратів. / Ганжа А. П. // Наук. вісті Нац. техн. ун-ту України "Київ. політехн. ін-т". – 2005. - № 5. - С. 81-85. -Библ. 5.

Исследуется возможность определения навигационных параметров орбиты космического аппарата в процессе дистанционного зондирования Земли с высоты в пределах 300-1000 км от земной поверхности с целью получения качественных цифровых пиксельных снимков. Разработана цифровая модель аппарата, которая позволяет рассчитывать уточненные навигационные параметры и ориентацию аппарата в текущие моменты времени, а также определять величину поправки с учетом идентификации объектов на изображениях земной поверхности в процессе наблюдения.

1.8.51. Обработка режимов взлета и посадки. Space shuttle ground processing with monitoring agents / Semmel Glenn S., Davis Steven R., Leucht Kurt W., Rowe Daniel A., Smith Kevin E., Boloni Ladislau // IEEE Intell. Syst. - 2006. - 21, № 1. - С. 68-73. - Библ. 8.

Для всех летательных аппаратов взлет и приземление является одним из самых сложных моментов. Что бы ни рассматривалось — выведение спутника на орбиту или запуск в удаленную часть солнечной системы, операторы, ответственные за это, должны быть экспертами в области взлета. Понятно, что средства автоматизации и системы принятия решений для таких критических действий использовались с достаточным консерватизмом

— системы принятия решений обычно применялись для функций анализа не в режиме реального времени, а автоматизация использовалась для хорошо известных процедур, где решающим фактором были пределы человеческой реакции. Но новые методы автоматизации и принятия решений — включая технологию агентов — прокладывают себе дорогу. Рассматриваются успехи и перспективы подобных технологий.

1.8.52. Оценочное определение перемещений автономно исследовательского аппарата. Visual motion estimation and terrain modeling for planetary rovers / Se Stephen, Barfoot Timothy, Jasiobedzki Piotr // Proceedings of i-SAIRAS 2005: The 8 International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space, Munich, 5-8 Sept.,'2005. - Noordwijk: ESTEC, 2005. - С. 717-724. - (ESA SP. ISSN 1609-042X. № 603). - Библ. 29.

И.и. центром MDA Space Mission (Канада) разработана технология оценочного определения перемещения исследовательского аппарата-планетохода (и моделирования рельефа по трассе следования автономного аппарата). Эксперим. модель марсохода снабжена двумя видеокамерами Sony DFW-X700 (получение изображений с разрешением 1024x768). Эксперим работа предполагала прохождение планетоходом 10 маршрутов по песчаной местности (дистанция 40 м, скорость до 5 см/с). Оценочное определение перемещения аппарата выполнено на основе использования видеoinформации.

1.8.53. Конференция по особенностям применения навигационных систем. 12 Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, St. Petersburg, 23-25 May, 2005 / Peshekhonov Vladimir G. (ред.). - St. Petersburg: Elektropribor, 2005. - 365 с. - Библ. в конце ст.

23-25 мая 2005 г. в г. Санкт-Петербург (РФ) проходила очередная научная конференция по особенностям применения навигационных систем интегрированного типа. Заслушаны сообщения и применения систем в конструкции аэрокосмических аппаратов, автономных транспортных средств, использовании глобальных систем позиционирования, построения модели траектории движения на основе использования искусственных нейронных сетей.

1.8.54. Локализация автономного исследовательского аппарата. Incremental bundle adjustment techniques using networked overhead and ground imagery for long-range autonomous Mars rover localization / Li Ron, Di Kaichang, Wang Jue, Agarwal Sanchit, Matthies Larry, Howard Andrew, Willson Reg // Proceedings of i-SAIRAS 2005: The 8 International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space, Munich, 5-8 Sept., 2005. - Noordwijk: ESTEC, 2005. - С. 710-716. - (ESA SP. ISSN 1609-042X. № 603). - Библ. 7.

Университетом штата Огайо (США) разработан способ дистанционной локализации автономного исследовательского аппарата-марсохода. Задача решена на основе применения технологий обработки изображений участков поверхности планеты, содержащих следы перемещения аппарата. Обеспечиваемая (в реальном времени) точность локализации составляет 0,2-1% (для значений проходимой дистанции 100 м — 5 км).

1.8.55. Распределенная поддержка принятия решения для космических экспедиций XXI века. Distributed decision support for the 21st century mission space: Докл. [6 Conference on "Enabling Technologies for Simulation Science", Orlando, Fla, 2-5 Apr., 2002] / McQuay William K. // Proc. SPIE. - 2002. - № 4716. - С. 295-304. - Библ. 6.

Предложена методика декомпозиции задач управления космическими экспедициями, с помощью которой выделяются подзадачи анализа входной информации, быстрого принятия решений в условиях неопределенности и количеств, анализа последствий этих решений. Описаны возможности реализации, разработанной методики с помощью распределенных систем, работающих в кооперативном режиме с использованием виртуальных сред, для автоматизированного пункта управления.

1.8.56. Способ оценки эффективности управления сбалансированным развитием космического информационного обеспечения с использованием модели иерархии системных уровней / Поповкин В. А. // Двойн. технол. – 2004. - № 4. - С. 23-28. - Библ. 9.

Проведена формализованная постановка задачи оценки эффективности управления сбалансированным развитием систем космического информационного обеспечения в условиях неоп-

ределенности. В качестве основного инструмента декомпозиции и решения задачи используется модель иерархии системных уровней, причем, состав информации на входе каждого иерархического уровня полностью определяется нижележащим уровнем. Достоинством такого подхода является возможность построения для всех уровней космического информационного обеспечения единого типа отношений (функций) между показателями и параметрами вместо построения для каждого уровня иерархии функциональных зависимостей показателей эффективности от структурных и функциональных характеристик.

1.8.57. Мониторинг состояния конструкционных элементов аэрокосмических аппаратов. Structural sensor nesting for space vehicle applications: Докл. [Conference on Smart Structures and Materials 2005 "Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies", San Diego, Calif., 7-9 March, 2005] / Huang Jerry, Rose John, Gordon Jason, Boucher Robert // Proc. SPIE. - 2005. - № 5762. - С. 88-99. - Библ. 2.

Исследовательским центром корп. Боинг (США) ведётся разработка систем мониторинга состояния конструкционных элементов аэрокосмических аппаратов. Обеспечено взаимодействие с наземными комплексами сопровождения. Применяемые в наземных условиях методы тестирования базируются на обнаружении акустической эмиссии, а также на выполнении лазерного сканирования (использован ЛД с варьированием длины волны излучения в интервале 1553-1563 нм).

1.8.58. Управление временным графиком задействования датчиков ИСЗ / Yan Zhi-wei, Niu Yi-feng, Li Han-ling // Yuhang xuebao=J. Astronaut. - 2003. - 24, № 6. - С. 598-603. - Библ. 7.

Технологическим институтом г. Харбин (Китай) разработана система управления временным графиком задействования датчиков бортового комплекса орбитального аппарата системы раннего оповещения. Задача решена на основе использования мат. моделей (при параллельном использовании генетического алгоритма с выполнением поиска при введении условий запрета). Управление временными графиками в реальном времени обеспечено с повышенными качественными характеристиками в сравнении с обеспечиваемыми в условиях использования эвристических алгоритмов иных модификаций.

1.8.59. Математические методы преобразования и обработки измерительной информации при испытаниях и штатной эксплуатации ракетно-космической техники / Махов С.Ф. - М.: Хоружевский, 2006. - 284 с. - Библ. 52.

Изложены основы теории представления, передачи и обработки измерительной информации при испытаниях и штатной эксплуатации ракетно-космической техники. Рассмотрены задачи определения параметров движения летальных аппаратов беззапросным методом и на их основе показана актуальность совершенствования алгоритмических методов матричной обработки получаемой экспериментальной информации. Сделана попытка по обобщению предлагаемых методов нетрадиционного представления и обработки данных применительно к задачам построения адаптивных систем различного назначения: телеизмерений, командно-измерительных систем и систем связи. Реконструированы матричное и полиномиальное исчисления применительно к задачам обработки результатов измерений, анализа и синтеза алгоритмов преобразования данных, обладающих заданными свойствами. Наряду с известным математическим аппаратом значительное внимание уделено нетрадиционным методам теории конечных полей, основанным на использовании конструктивной теоремы об остатках.

1.8.60. Методы диагностики космического аппарата с использованием динамических байесовских сетей. Diagnosis method for spacecraft using dynamic Bayesian networks / Kawahara Yoshinobu, Yairi Takehisa, Machida Kazuo (University of Tokyo) // Proceedings of i-SAIRAS 2005: The 8 International Symposium on Artificial Intelligence Robotics and Automation in Space, Munich, 5-8 Sept., 2005. - Noordwijk: ESTEC, 2005. - С. 589-596. - (ESA SP. ISSN 1609-042X. №603). - Библ. 27.

Рассматриваются вопросы разработки совершенствованных методов обнаружения аномальных явлений и диагностики космических аппаратов. Предлагается метод диагностики с использованием вероятностной аргументации и статистического обучения с использованием динамических байесовских сетей (DBN). Согласно этому методу сети строятся на основании имеющихся знаний, затем они модифицируются или частично перестраиваются методами статистического обучения при наличии операци-

онных данных. В результате проводится легко приспособляемая и глубокая диагностика с использованием вероятностной аргументации и динамических байесовских сетей. Предложенный метод применен для обработки телеметрических данных, которые позволяют имитировать неисправности двигателей малой тяги при управлении маневрированием космического аппарата.

1.8.61. Программы Французского космического агентства в области навигации. L'expertise du CNES dans la navigation // CNES Mag. - 2006. - № 28. - С. 36-37.

Агентство CNES является ведущим исполнителем европейских космических программ и инициатором разработки программ в области навигации и позиционирования. Оно играет ключевую роль в навигационной программе Galileo. Лабораторные исследования CNES включают создание передовых приборов измерения времени, определяющих совершенство навигационной системы, в т. ч. цезиевых часов и часов на холодных атомах. Проводятся работы по структуре навигационных сигналов, выбору частотных интервалов, технике модуляции и генерации сигналов. В космическом НИЦ в Тулузе изучаются проблемы противодействия возможному глушению и другим видам помех в работе системы. CNES проводит подготовку к развертыванию на материковой и заморских территориях Франции приемных станций системы Galileo, количество которых в дальнейшем будет доведено до 50-60.

1.8.62. Бортовой комплекс обработки данных для орбитального аппарата. Spacecraft management unit based on the COLE System-on-Chip / Petersen Anders, Hult Torbjorn // Proceedings of DASIA 2006: Data Systems In Aerospace Conference, Berlin, 22-25 May, 2006. - Noordwijk: ESTEC, 2006. - С. 179-183. - (ESA SP. ISSN 1609-042X. № 630). - Библ. 5.

Фирмой Saab Ericsson Space (Швеция) разработана система обработки данных для применения в составе бортового комплекса орбитального аппарата. Использованы ИС собственной разработки (концепция "система-на-чипе"). В системе применён специализированный процессор типа SPARC V8LEON 2 FT. Интерфейс SpaceWire характеризуется показателем быстродействия 200 МГц. ИС "система-на-чипе" малозатратны и отличаются малым занимаемым объёмом пространства.

1.8.63. Повышение характеристик бортовых информационных систем за счет применения узкоспециализированных программно-аппаратных комплексов / Ануфрейчик К. В., Семена Н. П., Чулков И. В. // Авиакосм. приборостр. – 2006. - № 5. - С. 36-39, 63. - Библ. 3.

Рассмотрены основные предпосылки и принципы создания и использования узкоспециализированных программно-аппаратных комплексов (СПАК) в бортовых информационных системах космического применения. На примере системы сбора и регистрации научной информации проекта "Коронас-Фотон" показаны преимущества СПАК над аналогичными системами.

1.8.64. Технологии построения бортовых информационно-управляющих комплексов косметических аппаратов на базе интегральных схем с программируемой логикой / Кунгурцев В. В. // Инф. - управл. системы. – 2006. - № 5. - С. 17-20. - Библ. 5.

Предлагается исполнение бортовых информационно-управляющих комплексов космических аппаратов на основе технологии "система-на-кристалле" с использованием высокоинтегрированных элементов программируемой логики. Данное решение позволяет повысить эксплуатационно-технические показатели информационно-вычислительного ядра, сократить ресурсы на дальнейшую модификацию и доработку.

1.8.65. Анализ ошибок космических гиросистем определения высоты космического корабля. Calibration of errors for astrogyrosystem of spacecraft attitude determination / Dyumin A. F., Korabelshchikov V. V., Surinsky D. M. // 12 Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, St. Petersburg, 23-25 May, 2005. - St. Petersburg: Elektropribor, 2005. - С. 43-44.

Считается, что система навигации для низкоорбитальных летательных аппаратов, предназначенных для наблюдения за поверхностью Земли, состоит из двух подсистем. Главная бесплатформенная система навигации, основанная на электростатических гироскопических устройствах, предназначена для определения относительной инерционной системы координат космического аппарата. Второй модуль, состоящий из оптоволоконных гироскопов, отвечает за измерение угловой скорости космиче-

ского аппарата. Гироскопический модуль, укомплектованный ПО для вычисления кинематических уравнений углового перемещения космического аппарата, используется как резервная система навигации.

1.8.66. Наблюдаемость и обнаруживаемость инструментальных ошибок бесплатформенных инерциальных навигационных систем / Коршунов В. И., Проспура Г. А. // Авиакосм. техн. и технол. – 2006. - № 3. - С. 31-38, 96. - Библ. 10.

Рассмотрены вопросы анализа наблюдаемости инструментальных ошибок бесплатформенных инерциальных систем навигации. Проведен анализ наблюдаемости инструментальных ошибок для различных режимов функционирования системы навигации с последующим установлением их обнаруживаемости (в случае невыполнения условия полной наблюдаемости). Доказана возможность оценивания как наблюдаемых, так и ненаблюдаемых ошибок инерциальной навигационной системы.

1.8.67. Нейроинтеллектуализация бортовых комплексов управления космических аппаратов наблюдения / Ефимов В. В. // Мехатрон., автоматиз., упр. – 2006. - № 10, прилож. - С. 2-15. - Библ. 15.

Изложены принципы и методы решения задач обработки данных с помощью нейронных сетей в бортовых комплексах управления космических аппаратов наблюдения в целях повышения автономности и эффективности их функционирования. Рассмотрена структура нейросетевого обеспечения бортового комплекса управления и предложены методы построения его основных компонентов. Представленные результаты характеризуют современное состояние одного из направлений развития научной школы систем автоматического управления академика Е.П. Попова.

1.8.68. Унифицированная информационная технология мониторинга динамически изменяющихся состояний космических средств и средств НКУ на основе измерительной информации и представления его результатов на индивидуальных и коллективных средствах отображения / Охтилев М.Ю., Чуприков А. Ю., Ничипорович О. П., Черников А. Д., Заозерский С. А., Николаев Д. А., Луговая Т. С., Воеводина

В.Н., Фирсанов А. В., Харлан А. А. // Авиакосм. приборостр. – 2007. - № 5. - С. 20-24. - Библ. 2.

Разработана информационная технология (ИТ) для проведения мониторинга состояния космических средств (КС) на основе измерительной информации (ИИ) с целью получения обобщенных оценок выполнения программы функционирования рассматриваемого объекта управления (ОУ) с учетом конкретных целей и условий его эксплуатации. Предлагаемая ИТ может использоваться в ЦУП и секторах управления РН и КА двойного назначения, при проведении стендовых и заводских испытаний, на технических позициях и стартовых комплексах при проектировании, разработке и сопровождении как программных комплексов, выполняющих задачи вторичной обработки или автоматизированного анализа, так и крупномасштабных ПК мониторинга и управления сложными техническими объектами.

1.8.69. Бесплатформенная инерциальная навигационная система на лазерных гироскопах / Болотнов С. А., Вереникина Н. М., Алексейченко А. А. // Вестн. МГТУ. Сер. Приборостр. – 2007. - № 3. - С. 37-43, 125. - Библ. 2.

Целесообразность разработки новых высокоточных бесплатформенных инерциальных навигационных систем диктуется необходимостью повышения точности управления объектами в условиях возможного отсутствия информации по каналам спутниковых навигационных систем, а также необходимостью автономного определения параметров угловой ориентации, угловых и линейных скоростей объекта. Описана бесплатформенная инерциальная навигационная система на лазерных гироскопах, разработанная в НПК "Электрооптика". Система построена на отечественных элементах и изготовлена на отечественной технологической базе. Приведены основные технические характеристики экспериментальных образцов системы.

1.8.70. Оптимизация построения подсистем сбора информации бортового комплекса управления перспективных космических аппаратов научно-производственного объединения прикладной механики имени академика М. Ф. Решетнева / Школьный В. Н. // Вестн. Сиб. гос. аэрокосм. ун-та. – 2007. - № 4. - С. 8-11.

Рассмотрено построение интегрированной подсистемы сбора информации для внешнего и внутреннего контура управления перспективных космических аппаратов Научно-производственного объединения прикладной механики имени академика М.Ф. Решетнева. Проанализированы технические требования, позволяющие оптимизировать информационный обмен. Рассмотрена возможность достижения уровня достоверности информации, достаточного для принятия решения. Приведен пример построения интегрированной подсистемы сбора информации.

1.8.71. Разработка способа определения траектории крылатой ракеты / Yu Lei, Zhao Zong-Tao / Nanjing daxue xuebao. Ziran kexue=J. Nanjing Univ. Natur. Sci. Ed. - 2007. - 43, № 2. - С. 187-190. - Библ. 3.

Технологическим исследовательским центром (Китай) на основе применения генетического алгоритма разработан способ определения траектории крылатой ракеты. Использован вероятностный метод по Маркову. Определение характеристик траектории производится на основе системы кодирования с 7 переменными. Сформулированы требования к используемым показателям сходимости.

1.8.72. Математическая модель трехкомпонентного волоконно-оптического измерителя угловой скорости: Тез. [9 Конференция молодых ученых "Навигация и управление движением", Санкт-Петербург, 13—15 марта, 2007] / Акеев В. А., Депутатова Е. А., Диков О. В. // Гироскопия и навигация. – 2007. - № 2. - С. 98.

ФГУП ПО "Корпус" разработал трехкомпонентный волоконно-оптический измеритель угловой скорости среднего класса точности для применения на космических объектах. Рассматривается математическая модель, отражающая особенности реальной электрической схемы прибора с учетом возникающих в системе погрешностей. Предлагаются два варианта реализации модели: первый вариант разработан при помощи среды программирования Borland C++ Builder и предназначен для использования в бортовых вычислительных системах, второй — при помощи программного комплекса MATLAB и средства имитационного моделирования Simulink, что позволяет осуществить переход к дискретным регуляторам с процессором в обратной связи.

Приводится сравнение этих вариантов, оцениваются их преимущества и недостатки, приводятся результаты моделирования.

1.8.73. Многофункциональные пьезоэлектрические датчики для ракетно-космической техники / Михайлов П. Г., Харлан А. А., Михайлова В.П. // Труды Международной научно-технической конференции (Computer-Based Conference) "Современные информационные технологии", Пенза, 2007. Вып. 6. - Пенза: ПГТА, 2007. - С. 49-52. - Библ. 4.

Измерение акустических и быстропеременных часто используется при стендовой и летной отработке изделий и систем ракетно-космической техники (РКТ). При этом наиболее применимыми для измерения указанных параметров являются датчики, основанные на пьезоэл. принципе преобразования. Это объясняется высокой чувствительностью пьезоматериалов, что позволяет обеспечить измерение малых уровней акустических давлений (менее 80 дБ) и незначительных пульсаций давления (менее 3. . .5%) на уровне высоких статических давлений. На характеристики пьезоэл. датчиков оказывают влияние ударные и вибрационные процессы и температурные воздействия, что характерно для условий эксплуатации РКТ. В связи с этим, актуальными вопросами в РКТ являются задачи минимизации влияния указанных воздействий на характеристики пьезоэл. датчиков. Применение многофункциональных (совмещенных) датчиков позволяет не только увеличить информативность измерений, но и уменьшить погрешности, возникающие от влияния внешних факторов, так как дополнительная информация о значениях температуры и уровне вибраций может быть использована для автоматической коррекции погрешностей.

1.8.74. Разработка измерительных средств для бортового комплекса орбитального аппарата / Jiang Gang-wu, Gong Hui, Wang Jing, Jiang Ting // Yuhang xuebao=J. Astronaut. - 2007. - 28, № 1. - С. 15-21. - Библ. 15.

Университетом информационных технологий (провинция Чжуньчжоу, Китай) разработаны измерительные средства со способностью к автокалибрации для применения в составе бортового комплекса орбитального аппарата. Применение измерительных средств обеспечивает сбор данных в процессе выполнения операций по сближению и стыковке. Обработка изображений

предполагает использование координат маркерных точек космического аппарата-объекта выполнения манёвра.

1.8.75. Автоматизация и роботизация технологических процессов: Материалы Региональной научно-технической конференции, Воронеж, 10 - 11 окт., 2007 / Шиянов А. И. (ред.). - Воронеж: ВГТУ, 2007. - 138 с. - Библ. в конце ст.

Сборник материалов научно-технической конференции содержит результаты теоретических и прикладных исследований, проводимых на предприятиях и учреждениях промышленности и образования. В статьях рассмотрены вопросы оптим. управления и моделирования систем, алгоритмы адаптивного функционирования и оптимизации динамических и стационарных режимов работы электромех. преобразователей энергии и приводов на их основе. Материалы сборника соответствуют научному направлению Воронежского государственного технического университета "Вычислительные системы и программно-аппаратные электротехнические комплексы", отражающему отдельные разделы перечня Критических технологий Российской Федерации, утвержденного Президентом Российской Федерации.

1.8.76. Уточнение траекторных параметров навигационных спутников при помощи данных сервиса IGS / Богданов О. Н., Голован А. А. // Навигация и управление движением. Материалы 8 Конференции молодых ученых: 1 этап, Санкт-Петербург, 14~16 марта, 2006; 2 этап, Санкт-Петербург (в Интернете), 1 июня-31 окт., 2006; 3 этап, Санкт-Петербург, 25-29 сент., 2006. - СПб.: ЦНИИ "Электроприбор", 2007. - С. 286-291. - Библ. 6.

Рассматривается задача уточнения траекторных параметров навигационных спутников в режиме постобработки при помощи информации, предоставляемой службой международного сервиса глобальных спутниковых навигационных систем IGS.

1.8.77. Исследование погрешностей инерциально-спутниковой навигационной системы на базе микромеханических чувствительных элементов / Алалуев Р. В., Матвеев В. В., Орлов В. А., Иванов Ю. В. (ГОУ ВПО "Тульский государственный университет") // Навигация и управление движением: Материалы 8 Конференции молодых ученых: 1 этап, Санкт-Петербург, 14~16 марта, 2006; 2 этап, Санкт-

Петербург (в Интернете), 1 июня-31 окт., 2006; 3 этап, Санкт-Петербург, 25-29 сент., 2006. – СПб.: ЦНИИ "Электроприбор", 2007. – С. 268-274. – Библ. 4.

Проводится анализ статистических характеристик экспериментально полученных погрешностей выходных сигналов чувствительных элементов (с учетом их предварительной обработки) инерциально-спутниковой навигационной системы на базе микромеханических гироскопов и акселерометров фирмы Analog Devices. Анализируется точность инерциально-спутниковой навигационной системы с учетом погрешностей инерциального измерительного модуля. Делаются выводы о возможности повышения точности инерциально-спутниковой навигационной системы.

1.8.78. Синтез программы распознавания информационных сообщений на основе принципа согласованного оптимума / Дмитриев А. К., Кравцов А. Н. // Авиакосм. приборостр. – 2008. - № 6. - С. 50—57. - Библ. 8.

При испытаниях и штатной эксплуатации ракет-носителей и космических аппаратов на наземные средства управления поступает громадное число информационных сообщений о техн. состоянии бортовых систем и агрегатов. Эффективность управления полетом в значительной мере зависит от затрат времени и других ресурсов, связанных с распознаванием поступающих сообщений, полезности и достоверности получаемой при этом информации. Предлагается алгоритм построения программы идентификации каждого из принятых сообщений при совместном использовании двух показателей: достоверности получаемой информации и затрат, связанных с ее получением. Приводится числовой пример реализации алгоритма.

1.8.79. Система захвата и предварительной обработки видеопотока / Шилов А. С., Пахирка А. И. // Решетневские чтения: Материалы 11 Международной научной конференции, посвященной памяти генерального конструктора ракетно-космических систем академика М. Ф. Решетнева, Красноярск, 6-10 нояб., 2007. - Красноярск: СибГАУ, 2007. - С. 307-308.

Нахождение и отслеживание движущихся объектов в видеопотоке является важной задачей для охранных систем. рассмат-

риваются алгоритмы сегментации движущихся объектов в видеопотоке, основанные на методе вычитания фона. Анализируются проблемы повышения информативности видеок кадров. Приводится алгоритм, позволяющий избавляться от шума камеры.

1.8.80. Научно-прикладные задачи управления информационной безопасностью космических аппаратов в чрезвычайных ситуациях / Гончаров В. В. // Материалы конференции 9 Международного форума «Высокие технологии XXI века», Москва, 2008. - Б. м., 2008. - С. 165-167.

Рассматривается подход к решению задачи управления информационной безопасностью космических аппаратов в чрезвычайных ситуациях на основе дополнительного выделения базовых составляющих сложной системы.

1.8.81. Возможность построения миниатюрных блоков измерителей угловых скоростей повышенной надежности для космических объектов на базе поплавковых ДУС с использованием современной элементной базы / Калихман Л.Я., Калихман Д. М., Полушкин А. В., Садомцев Ю. В., Ермаков Р. В., Нахов С. Ф., Шацков С. Н., Поздняков В. М. // 14 Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам, Санкт-Петербург, 28-30 мая, 2007: Сборник материалов. – СПб.: ЦНИИ "Электроприбор", 2007. - С. 29-37. - Библ. 2.

В настоящее время, несмотря на все более широкое применение в системах ориентации космических объектов гироскопических приборов, построенных на новых физ. принципах, поплавковые электромех. измерители угловой скорости по-прежнему применяются достаточно широко. Это связано с тем, что по точностным характеристикам они не уступают, а зачастую и превосходят новые типы гироскопов, при этом по массогабаритным характеристикам позволяют компоновать миниатюрные блоки измерителей угловых скоростей. Рассматриваются три способа построения блока измерителей угловых скоростей, построенных на поплавковых датчиках угловой скорости, с использованием современной элементной базы, МП в канале преобразования информации, а также построение цифровых регуляторов в измерительном канале блока.

1.8.82. Разработка программного обеспечения для хранения и обработки результатов измерений / Демиденко А. А. // Научно-техническая конференция студентов, аспирантов и молодых специалистов МИЭМ, Москва, 2008: Тезисы докладов. - М.: МИЭМ, 2008. - С. 182.

Работа связана с разработкой бесплатного ПО для хранения и последующей обработки данных эксперимента по определению уровня помех в кабельной сети космического аппарата "Электро". Разработка данного программного продукта является первым шагом к созданию единого информационного пространства для создания структурной электрофиз. модели космического аппарата.

1.8.83. Способ оценки погрешностей бесплатформенной инерциальной навигационной системы в определении координат и скоростей по информации от двух навигационных спутников / Богданов М. Б., Прохорцов А. В., Савельев В. В., Смирнов В. А. // 14 Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам, Санкт-Петербург, 28-30 мая, 2007: Сборник материалов. - СПб.: ЦНИИ "Электроприбор", 2007. - С. 266-269. - Библ. 2.

Предлагается способ оценки погрешностей бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) в определении координат и скоростей высокоманевренного подвижного объекта с малым временем полета по информации о псевдодальностях и псевдоскоростях объекта относительно двух навигационных спутников. Значения погрешностей определяются из условия минимизации длины вектора этих погрешностей с учетом ограничений, накладываемых нелинейными уравнениями, определяющими радиальную дальность и радиальную скорость объекта относительно каждого спутника. Методами аналитической геометрии получен простой конечный алгоритм вычисления оценок погрешностей БИНС, дающий точное решение нелинейной задачи минимизации.

1.8.84. Чувствительные элементы системы управления новой российской ракеты-носителя "Союз-2" / Тульчинский А. А., Егоров В. Д., Губко В. П., Рязанов А. А., Козлов И. Ю. // 14 Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам, Санкт-

Петербург, 28-30 мая, 2007: Сборник материалов. - СПб.: ЦНИИ "Электроприбор", 2007. - С. 24-25. - Библ. 7.

Описываются характеристики и конструктивные особенности чувствительных элементов, примененных в системе управления ракеты-носителя "Союз-2" — динамически настраиваемого гироскопа, маятникового акселерометра и роторного вибрационного гироскопа.

1.8.85. Датчик температур для мониторинга и диагностики ракетно-космической техники в условиях тепловых ударов / Джашитов В. Э., Панкратов В. М., Барулина М. А. (ИПТМУ РАН, г. Саратов) // Мехатрон., автоматиз., упр. - 2008. - № 3. - С. 24-27. - Библ. 6.

Построены связанные математические модели нестационарных тепловых процессов, термоупругого напряженно-деформированного состояния и прочности датчика температур, применяемого для мониторинга и диагностики состояния ракетно-космической техники и функционирующего в условиях тепловых ударов. Разработаны алгоритмы и поддерживающее программное обеспечение, позволяющие на этапе проектирования автоматизированно решать задачи расчета и анализа нестационарных температурных полей датчика и его термоупругого напряженно-деформированного состояния, а также проводить оценки прочности датчика при резких перепадах температур. Проведены компьютерные эксперименты, подтверждающие работоспособность математического, алгоритмического и программного обеспечения, получены количественные оценки и выработаны рекомендации по обеспечению эффективного функционирования датчика.

1.8.86. Система с некогерентной корреляцией для управления ориентацией спутников. An incoherent correlator system for satellite orientation control: Докл. [SPIE Conference on "Optical Pattern Recognition XIII", Orlando, 2 Apr., 2002] / Kouris Aristodemos, Young Rupert, Chatwin Chris, Birch Philip // Proc. SPIE. - 2002. - № 4734. - С. 58-64. - Библ. 3.

Предложена конфигурация некогерентного коррелятора для распознавания звезд. Новое устройство предназначено для использования в определении ориентации и навигации спутников или космических кораблей по звездам. Система не требует пред-

варительной модуляции. Разработан фильтр, состоящий из набора зеркал, которые могут поворачиваться, настраиваясь на анализ определенной звезды. Описаны система линз и камер с зарядовой связью. Приведены результаты проведенных испытаний описанной конфигурации в нескольких достаточно простых тестовых задачах.

1.8.87. Система построения локальных карт для навигации робота для исследования поверхности Марса, основанная на псевдоосвещении и универсальном решателе задач. A local-area GPS pseudolite-based navigation system for Mars Rovers / LeMaster Edward A., Rock Stephen M. // Auton. Robots. - 2003. - 14, № 2. - С. 209-224.

Разработана самокалибрующаяся система навигации SCPA, способная строить карты окружения робота с точностью до нескольких сантиметров. Реализованы средства псевдоосвещения, устраняющие зависимость роботов от системы связи со спутником. Универсальный решатель задач дает возможность решать задачи сбора данных, определения общей картины, разведки природных ископаемых, построения зданий и т. д. Для автоматической калибровки используется квадратичный итеративный метод наименьших квадратов. Описан прототип аппаратной реализации системы.

1.8.88. Классификация подводных целей в изменяющейся среде с помощью адаптивного отображения признаков. Underwater target classification in changing environments using an adaptive feature mapping / Azimi-Sadjadi Mahmood R., Yao De, Jamshidi Arta A., Dobeck Gerry J. // IEEE Trans. Neural Networks. - 2002. - 13, № 5. - С. 1099-1111. - Библ. 18.

Разработана адаптивная система для классификации подводных целей на основе рассеянных акустических данных, справляющаяся с искажениями, внесенными посторонними объектами и изменениями среды. Реализован метод преобразования признаков с целью обеспечения инвариантности относительно изменений. Для классификации используется нейронная сеть, реализующая метод К ближайших соседей.

1.8.89. Сравнение двух методов раннего автоматического обнаружения опасных космических объектов / Ромашина Л.В., Трапезников Р. В. // 4 Международная научно-техничес-

кая конференция "Кибернетика и технологии XXI века", Воронеж, 13-14 мая, 2003. - Воронеж: НПФ "Саквоее", 2003. - С. 244-249. - Библ. 11.

Проведено сравнение двух методов раннего обнаружения опасных космических объектов на видеоизображениях звездного неба и определен оптим. метод, позволяющий эффективно, в автоматическом режиме и реальном масштабе времени обнаруживать опасные объекты на фоне 10000 звезд.

1.8.90. Алгоритмы распознавания "рабочих" звезд по звездному полю / Кузнецов В. И., Данилова Т. В. // Изв. вузов. Приборостр. - 2003. - 46, № 4. - С. 16-22, 84.

Представлены алгоритмы распознавания (идентификации) "рабочей" (самой яркой в поле зрения ОЭП) звезды, построенные на основе измеренных приборных координат звезд (звезды) и их звездных величин, а также параметров опорной (априори заданной) орбиты при жестком закреплении ОЭП на корпусе КА. Показано, что если в поле зрения ОЭП имеется две и более звезды, то распознавание осуществляется с учетом взаимных угловых расстояний.

1.8.91. Проектирование системы мониторинга состояния в условиях неопределенности для горячих космических структур. Health monitoring system design under uncertainty for hot aerospace structures / Guratzsch R. F., Mahadevan S. // Earth and Space 2004: Engineering, Construction, and Operations in Challenging Environments: Proceedings of the 9 Biennial ASCE Aerospace Division International Conference on Engineering, Construction, and Operations in Challenging Environments, Houston, Tex., March 7-10, 2004. - Reston (Va): ASCE, 2004. - С. 445-452. - Библ. 27.

Предложена унифицированная методика интеграции различных подходов к построению систем мониторинга состояния структур в космонавтике. Описаны используемые типы датчиков, композитные материалы и алгоритмы обнаружения неисправностей. Рассмотрены принципы вероятностного моделирования, вероятностного анализа и оптимизации размещения датчиков в условиях неопределенности. Затронуты также вопросы практической реализации предложенных составных моделей.

1.8.92. Разработка комплекса алгоритмов обработки изображений для оценки координат космического летательного аппарата в структуре автономной навигационной системы: Автореф. дис. на соиск. уч. степ. канд. техн. наук / Ян Хе Кван / Моск. авиац. ин-т (гос. техн. ун-т). - Москва, 2001. - 17 с. - Библ. 5.

Приводятся результаты разработки комплекса алгоритмов обработки изображений поверхности Земли, обеспечивающих оценку координат автономной навигационной системы космического аппарата относительно наземных ориентиров. Для этого определен состав и разработана структура комплекса алгоритмов. Разработан новый алгоритмический подход к сравнению эталонного и текущего изображения, основанный на использовании дискриминантной характеристики свертки изображений и обеспечивающий существенное повышение вычислительной экономии. Разработана методика формирования знаковых контурных эталонных изображений с перемен. толщиной контурных линий. Разработан также обобщенный алгоритм предварительной обработки изображений.

1.8.93. Захват целей в скользящем режиме управления, включающего рациональную систему управления. Target capture via sliding-mode control incorporating a reaction control system / Kojima Hirohis // Trans. Jap. Soc. Aeronaut. and Space Sci. - 2003. - 47, № 153. - С. 133-142. - Библ. 14.

Предложен метод обнаружения целей, основанный на системах с перемен. структурой, включающий стратегию избегания сингулярностей во время захвата цели. Метод предназначен для космического робота, оборудованного манипулятором. Положение и ориентация рабочего органа манипулятора управляется по типу систем с перемен. структурой, использующий транспортирование обобщенного Якобиана. Эффективность метода проверена численными экспериментами.

1.8.94. Новое поколение видеопроцессорных систем. Optical payloads: the next generation of video processing systems // News Prospace. - 2003. - № 50. - С. 13-15.

Видеопроцессорные системы являются ключевым компонентом приборов, предназначенных для оптических наблюдений. Они служат интерфейсом в электрооптических детекторах и пе-

редают обработанные цифровые видеоданные. Фирма Sodern получила от ESA контракт на разработку и создание видеопроцессорных систем нового поколения для приборов наблюдения из космоса. Исходя из того, что новые ИСЗ будут использовать платформы средних размеров с установленным на них одним главным прибором наблюдения (GOCE, Cryosat и др.) вместо больших многофункциональных платформ типа Envisat, была разработана новая архитектура обработки видеоданных, собранных ПН. Она получила название SpaceWire и базируется на сетевом стандарте IEEE 1355. Новая архитектура позволяет организовать полностью стандартизованную мощную сеть для коммуникаций между различными бортовыми системами, включая процессор ПН, массовую память и др. Представлено описание SpaceWire, рассмотрена работа её компонентов.

1.8.95. Слияние информации от робота-лунохода на основе теории свидетельств Демпстера - Шафера. Lunar robot information fusion based on D-S evidence theory / Meng Wei, Hong Bing-rong, Han Xue-dong // Harbin gongye daxue xuebao=J. Harbin Inst. Technol. - 2003. - 35, № 9. - С. 1040-1042. - Библ. 7.

Предложен новый оператор оценки согласованности между разными видами информации от датчиков, основанный на использовании теории свидетельств Демпстера—Шафера. Оператор предназначен для объединения информации от разных датчиков, поступающих от робота-лунохода. Представлены результаты, полученные в ходе проведенного имитационного моделирования разработанного метода в задачах обнаружения препятствий на пути робота в неизвестной местности, показывающие высокую надежность нового метода.

1.8.96. Обучение классификаторов для обнаружения научных событий на удаленно считываемых изображениях. Learning classifiers for science event detection in remote sensing imagery / Castano Rebecca, Mazzoni Dominic, Tang Nghia, Doggett Thomas, Chien Steve, Greeley Ronald, Cichy Ben, Davies Ashley // Proceedings of i-SAIRAS 2005: The 8 International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space, Munich, 5-8 Sept., 2005.- Noordwijk: ESTEC, 2005. - С. 271-278. - (ESA SP. ISSN 1609-042X. №603). Библ. 14.

Описываются четыре попиксельных классификатора, которые были разработаны для идентификации событий в криосфере на гиперспектральных данных, получаемых на борту космического аппарата. Один из классификаторов был разработан вручную экспертом в проблемной области, в то время как три других классификатора были разработаны с использованием методов машинного обучения — машина векторной поддержки, дерево решений и пороговое отношение диапазонов. Результаты сравнительного исследования качества классификаторов на тестовых данных показывают, что наилучшие результаты дают ручной классификатор и классификатор на машине векторной поддержке.

1.8.97. Архитектура и инфраструктура для кооперативных сред в науке о Земле: исследование проекта VOICE. An architecture and an infrastructure for a collaborative environment in Earth science: the voice study / Beco Stefano, Terracina Annalisa, Grim Ruud, Ter Linden Mark, Le Due Iain, Grenham Adrian, Camporeale Claudio, Betti Paola, Fusco Luigi, Van Bemmelen Joost // Proceedings of DASIA 2006: Data Systems In Aerospace Conference, Berlin, 22-25 May, 2006. - Noordwijk: ESTEC, 2006. - С. 323-330. - (ESA SP. ISSN 1609-042X. № 630).

Описан проект VOICE Европейского космического агентства (март 2004 г. - ноябрь 2005 г.), цель которого - разработка кооперативных сред для организации связи космических аппаратов и станций с Землей. Цели конкретных разработок: создание модулей визуализации для получения наглядных изображений в любом месте; создание средств интеграции систем визуализации и ГИС; разработка средств доступа к данным и каталогов данных; организация режимов общения с ОС. Описаны полученные результаты и планы дальнейших исследований по указанным направлениям.

1.8.98. Рекуррентное кодирование в направлении, начиная с младших разрядов двухпризнаковых полиадических чисел / Баранник В. В., Юдин А. К. // Авиацион.-косм. техн. и технол. – 2006. - № 5. - С. 68-70, 96. - Библ. 4.

В условиях однопунктной системы управления космическими аппаратами, когда время обмена данными (включая телеметрическую информацию) ограничено, появляется необходимость

в сокращении цифрового объема передаваемой информации. К одним из эффективных методов сжатия данных без внесения погрешности относится метод двухпризнакового структурного кодирования. Излагается подход к снижению количества операций на формирование кода-номера для двухпризнакового полиадического числа на основе рекуррентного формирования весовых коэф. в направлении, начиная с младших элементов.

1.8.99. Методы когнитивной графики для контроля и диагностики сложных процессов и систем / Бурдаев М. Н., Ватутин В. М., Заднепровский В. Ф., Хачумов В. М., Круглов А. В., Снегирев В. М. // Инф.-измерит. и управл. системы. - 2007. - 5, № 7. - С. 30-36. - Библ. 5.

Приведены результаты теор. и эксперим. исследований, подтверждающих ряд объективных преимуществ графических форм представления информации и целесообразность использования обобщённых образных языков в автоматизированных информационных системах космического назначения.

1.8.100. Построение распределенной ультразвуковой детекторной системы для автономных мобильных роботов / Zhao Hai-wen, Yue Hong, Zhang Ya-li, Cai He-gao // Hebei gongye daxue xuebao=J. Hebei Univ. Technol. - 2006. - 35, № 6. - С. 5-10.

Разработана и реализована многопроцессорная распределенная УЗ система обнаружения целей в реальном времени для автономных мобильных роботов. Описаны используемые интеллектуальные датчики, подсистема управления, алгоритм обработки данных в реальном времени. Представлены результаты проведенного имитационного моделирования работы новой системы в ходе навигации и решения реальных задач роботов. Показана высокая робастность системы.

1.8.101. Вариационный подход к адаптивному оцениванию нелинейных динамических систем / Миронов В. И., Миронов Ю. В. // Тр. СПИИРАН. – 2007. - № 5. - С. 313-320. - Библ. 16.

Решение задач статистического оценивания параметров состояния нелинейных динамических систем на практике часто приходится решать в условиях неопределенности в отношении некоторых параметров моделей измерений и статистических ха-

рактических ошибок измерений. Такая ситуация, как правило, имеет место, например, в задачах определения параметров орбитального движения космических аппаратов по результатам траекторных измерений. Поэтому в процессе статистической обработки выборочных данных необходимо предусматривать возможность определения указанных параметров. Рассматривается применение вариационного подхода для решения комплексных задач адаптивного оценивания параметров состояния нелинейных динамических систем по критерию макс, правдоподобия.

1.8.102. Критерии оценки алгоритмов оптимальной фильтрации / Горбачев А. Ю. // Авиакосм. приборостр. – 2008. - № 6. - С. 19-23. - Библ. 4.

На примере непрерывного и дискретного фильтра Калмана-Бьюси сформулированы и проанализированы критерии оценки алгоритмов оптим. фильтрации для их практического применения. Проанализированы достоинства и недостатки формального мат. анализа данных алгоритмов. Описан метод модель-статистической оценки и приведен пример его использования в расчете курса и дрейфа курса в ИНС.

1.8.103. Актуальные проблемы ракетно-космического приборостроения и информационных технологий: труды Всерос. науч.-техн.конф., 28-30 апр. 2008 г. / Рос. НИИ космич. приборостр.; Урличич Ю.М., Романов А.А.(общ.ред.). – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2009.-375 с. - Библ.в конце ст. – (Б-ка ИПУ. 629.7/Конф. А 43).

Представленные статьи посвящены следующим направлениям ракетно-космического приборостроения и информационных технологий: ГЛОНАСС, системы связи и ретрансляции, поиска и спасания; системы и технологии дистанционного зондирования Земли и спутникового мониторинга; наземные комплексы управления и системы; бортовые специальные системы, проблемы конструирования, технологии производства и качества РЭА; АСУ, информационные технологии и системы мониторинга; системы для космических исследований, новые технологии в космосе и др.

1.8.104. Соколов С.В. Основы синтеза многоструктурных бесплатформенных навигационных систем / Соколов С.В.,

Погорелов В.А. - М.: ФИЗМАТЛИТ, 2009. – 182 с. – Библ.: С.169-182.

В книге изложены основные принципы синтеза многоструктурных бесплатформенных навигационных систем (БНС) военного назначения с различным составом измерительного комплекса. Показана возможность использования методов оптимальной нелинейной фильтрации для оценки вектора состояния таких систем. Впервые предложен метод управления выбором структур оценивания навигационных переменных на основе использования нелинейных вероятностных критериев, обеспечивающих требуемую точность навигации.

1.8.105. Дудко Б.П. Космические радиотехнические системы / Дудко Б.П.; Томск. гос. ун-т систем управления и радиоэлектроники. – Томск: Изд-во ТУСУР, 2007. – 290 с. – Библ.: С.287. – (Б-ка ИПУ. 629.78 Д 81).

Рассматриваются особенности радиотехнических систем, используемых для обеспечения управляемого полета космических аппаратов. Среди них системы измерения пространственных величин и их производных, передачи команд и телеметрии, стыковки и посадки, ориентации и некоторые другие. Достаточное внимание уделено вопросам механики полета, оценке требуемой точности радиоэлектронных измерений, обработке первичной информации.

1.8.106. Дорри М.Х., Федосенков Б.А., Федосенков Д.Б. Идентификация и управление компонентами внутренней структуры информационных сигналов в вейвлет-среде // Перспективы использования новых технологий и научно-технических решений в ракетно-космической и авиационной промышленности: Тр. междунар. конф., 20-24 авг. 2008 г., Москва. - М.: ИПУ РАН, 2008. - С. 19-20. - (Б-ка ИПУ. 629.7/Конф.)

1.8.107. Федосеев В.И. Оптико-электронные приборы ориентации и навигации космических аппаратов: учеб. пособие / Федосеев В.И., Колосов М.П. - М.: Логос, 2007. - 248 с. - (Б-ка ИПУ. 629.7).

Рассмотрены оптико-электронные приборы ориентации и навигации космических аппаратов как устройства переработки информации и как оптические устройства. Проанализированы

основные типы звездных, земных и солнечных астроприборов, особенности их проектирования, а также методы обеспечения точности и помехозащищенности этих приборов. Изложены принципы построения наиболее важных образцов стендов для проведения точностных испытаний указанных приборов и имитаторов астроориентиров и оптических помех. Для студентов высших учебных заведений, получающих образование по направлению «Оптотехника» и специальности «Оптико-электронные приборы и системы». Представляет интерес для ученых и специалистов, работающих в области оптического приборостроения и проектирования космических аппаратов.

1.8.108. Микрин Е.А. Проблемы и перспективы разработки компьютерной адекватной интеллектуальной среды для управления пилотируемыми космическими аппаратами / Микрин Е.А., Косяченко С.А., Моисеев С.В. Гусев С.К., Сушанов И.А., Федосеев И.Л. - М.: ИПУ РАН, 2007 – 55 с. - (Науч. издание / Ин-т проблем управления им В.А. Трапезникова РАН). - (Б-ка ИПУ. 629.7).

Представлена разработанная концепция длительных полетов пилотируемых космических аппаратов. Рассмотрены особенности дальних космических экспедиций, анализ которых позволил сформулировать основные требования к бортовым комплексам управления пилотируемых космических аппаратов. Представлены основные задачи и конкретные реализации бортовых комплексов управления пилотируемых космических аппаратов.

1.8.109. Актуальные проблемы ракетно-космического приборостроения и информационных технологий: труды научно-технической конференции ФГУП "РНИИ КП", посвященной 50-летию запуска Первого искусственного спутника Земли, 19-21 июня 2007 г. - М.: ФИЗМАТЛИТ, 2008. - 344 с. - (Труды Федерального государственного унитарного предприятия "Российский научно-исследовательский институт космического приборостроения"). - На пер. только подзаг. – Библ. в конце докл. – (Б-ка ИПУ. 629.7/Конф. А 43).

В книге приведены доклады по ряду научных направлений, разрабатываемых в ФГУП «РНИИ КП»: глобальная навигационная система ГЛОНАСС; системы дистанционного зондирования Земли, бортовые и наземные радиотехнические и оптоэлектрон-

ные приборы и комплексы; системы мониторинга ресурсов и объектов; наземный автоматизированный комплекс управления, командно-измерительные системы и наземные комплексы управления; автоматизированные системы управления, информационные технологии; системы космической телеметрии; новые технологии в космосе, космические системы поиска и спасания; системы космической связи и ретрансляции; конструирование и технология производства аппаратуры, проблемы качества и др. Для специалистов, интересующихся новейшими достижениями в указанных научных направлениях.

1.8.110. Проектирование радиоэлектронной аппаратуры и информационных систем в НИИ точных приборов: материалы конференции к 55-летию НИИ ТП / Научно-исследовательский ин-т точных приборов; Шишанов А.В. и др. (редкол.). - М.: [Б.и.], 2009. - 229 с., ил. – Библ. в конце ст. – (Б-ка ИПУ).

В настоящем сборнике представлены работы, выполненные молодыми специалистами Научно-исследовательского института точных приборов, и отражающий направление деятельности института после 2000 года. Тематика сборника разнопланова и включает в себя мозаику инженерной деятельности современного предприятия, специализирующегося на создании радиоэлектронной техники и информационного обеспечения для космической отрасли России. Читателю предоставляется возможность взглянуть на инженерные поиски ниитэповцев в целом или рассмотреть отдельные направления исследований, оценив их актуальность и значимость. Материалы сборника сгруппированы в пять основных разделов, соответствующих тематике деятельности отдельных научно-технических направлений предприятия. В них представлены статьи, иллюстрирующие основные достижения за последние годы, обусловленные созданием НИИ точных приборов информационно-управляющего комплекса для космического аппарата «Ресурс-ДК», а также разработкой и проверкой в составе европейского научного модуля «Жюль Верн» Международной космической станции новой радиосистемы стыковки космических аппаратов «Курс-Н». Многогранная деятельность далеко не исчерпывается тематикой настоящего сборника. Она значительно шире и простирается, в том числе, в области проек-

тирования связных 1 систем, радиолокационной аппаратуры, командных радиолиний и др., базируясь на модернизируемом конструкторско-технологическом основании.