

УДК 531.3:681.5.01:629.73./76

ББК 39.52./57

У-67

Управление подвижными объектами. Библиографический указатель. В 3-х выпусках. Вып. 2. Аэродинамические объекты / Учреждение Российской академии наук Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН. – М.: 2011. – 374 с.: ил.

Предлагаемый читателям выпуск библиографического указателя по управлению **аэродинамическими** 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. Глузов В.М.

Технический редактор: Злобинская Н.И.

Содержание

	Стр.
2. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ОБЪЕКТЫ	5
2.1. Общее описание и характеристики аэродинамических объектов	5
2.1.1. Беспилотные летательные аппараты (БПЛА)	5
2.1.2. Вертолеты	14
2.1.3. Воздухоплавательные аппараты	15
2.1.4. Прочие аэродинамические объекты	16
2.2. Математические модели движения и моделирование аэродинамических объектов	18
2.3. Методы, используемые при разработке и реализации систем	61
2.3.1. Методы стабилизации, управления и ориентации аэродинамических объектов	61
2.3.2. Методы синтеза алгоритмов	99
2.3.3. Методы идентификации математических моделей аэродинамических объектов	116
2.4. Системы, обеспечивающие движение и ориентацию аэродинамических объектов	125
2.4.1. Системы стабилизации аэродинамических объектов	125
2.4.2. Системы управления аэродинамическими объектами	132
2.4.3. Системы ориентации и навигации аэродинамических объектов	154
2.4.4. Адаптивные и прочие системы	160
2.5. Алгоритмы функционирования систем	198
2.5.1. Алгоритмы стабилизации аэродинамических объектов	198
2.5.2. Алгоритмы управления аэродинамическими объектами	199
2.5.3. Алгоритмы ориентации и навигации аэродинамических объектов	209

2.5.4. Адаптивные и прочие типы алгоритмов	210
2.6. Обеспечение функциональной работоспособности аэродинамических объектов	218
2.7. Информационное обеспечение систем управления аэродинамических объектов	268

2. Аэродинамические объекты

2.1. *Общее описание и характеристики аэродинамических объектов*

2.1.1. Беспилотные летательные аппараты (БПЛА)

2.1.1.1. Автономный рейнджер. Lone Ranger / Warwick Graham // Flight Int. - 2003. - 164, № 4906. - С. 30-32.

Планируемый беспилотный армейский вертолет (UCAV) США должен иметь высокий уровень автономности полета и в то же самое время плотно взаимодействовать с другими ЛА - беспилотными или с экипажами. США производит беспилотные летательные аппараты и значительно увеличивает степень их автономности. Однако, рассматривается допустимый уровень автономности. На UCAV будет устанавливаться датчик типа "вижу и исключаю". На таких аппаратах будет устанавливаться система из двух несущих винтов, исключающих установку хвостового винта. UCAV будет способен определять скорость цели и идентифицировать цель.

2.1.1.2. Экспериментальное исследование зрительного прослеживания траектории полета и прогнозирования положения для автоматического компьютерного управления миниатюрным самолетом. An experimental study of visual flight trajectory tracking and pose prediction for the automatic computer control of a miniature airship: Докл. [Conference on "Intelligent Computing: Theory and Applications", Orlando, Fla, 21-22 Apr., 2003] / Hacker Jens, Kroplin Bernd-H. // Proc. SPIE. - 2003. - № 5103. - С. 25-36. - Библ. 16.

Описаны: архитектура миниатюрного робота-самолета; инфракрасные датчики цели; методы калибровки камер; алгоритм определения положения робота в пространстве; алгоритм фильтрации сигналов; алгоритмы устранения неопределенности; ал-

горитмы распознавания; результаты испытаний в реальных условиях.

2.1.1.3. Тенденции развития беспилотных летательных аппаратов мини- и микроклассов / Лохин В. М., Манько С. В., Романов М. П., Гарцеев И. Б., Колядин К. С. // Нано- и микросистем. техн. – 2005. - № 2. - С. 44-48, 56. - Библ. 4.

Приведен обзор существующих и перспективных образцов малогабаритных БПЛА, проанализированы основные тенденции и проблемы их разработки.

2.1.1.4. Разработка и летные испытания миниатюрных самолетов. Micro air vehicle: configuration, analysis, fabrication, and test / Wu Huaiyu, Sun Dong, Zhou Zhaoying // IEEE/ASM E Trans. Mechatron. - 2004. - 9, № 1. - С. 108-117. - Библ. 31.

Описаны разработка и испытания ДПЛА TH360 и TH380 размахом дельтавидного крыла 360 и 380 мм (MAV — micro air vehicle). Аппарат TH360 нес микровидеокамеру с передачей изображений на землю. Самолеты имели эл. СУ массой 120 и 154 г. Показаны общие виды ЛА в трех проекциях и бортовое оборудование. Микросамолеты оснащены тянущим ВВ.

2.1.1.5. Адаптивные структуры крыла Adaptive wing structures: Докл. [Conference on Smart Structures and Materials 2004: Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies, San Diego, Calif., 16-18 March, 2004] / Perkins David A., Reed John L. (Jr), Havens Ernie // Proc SPIE. - 2004. - № 5388. - С. 225-233. - Библ. 3.

Сообщается, что корпорацией Cornerstone Research Group совместно с Lockheed Martin разработана технология адаптации структуры крыла, позволяющая существенно улучшить летные характеристики беспилотного воздушного транспорта. Реализация адаптивной структуры крыла позволяет самолету с такой структурой адаптировать конфигурацию крыла для максимизации экономичности в каждом режиме полета. Кроме того, достоинством такой разработки явится повышение гибкости и возможностей маневрирования транспорта. Корпорацией был предложен ряд новых решений трансформации платформы крыла, повышающие подъемную силу. Рассматриваются основные концепции адаптации структуры.

2.1.1.6. Разработка устройств привода биморфной структуры. QT bimorph activation for precision delivery guidance systems: Докл. [Conference on Smart Structures and Materials 2004: Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies, San Diego, Calif., 16-18 March, 2004] / Knowles Gareth J., Bower Bruce, Vazques Alfredo // Proc. SPIE. - 2004. - № 5388. - С. 179-189.

Корп. QorTek (США) разработана серия устройств привода биморфной структуры для применения в составе бортового оборудования беспилотных летательных аппаратов, обеспечивающих сбор данных о противнике либо доставку вооружений к цели. Варьирование величины прикладываемого переменного напряжения в диапазоне 100-960 В приводит к изменению отрабатываемого смещения от ОД до 2,3 мм. Значение собственной частоты устройств привода 33 Гц, значения частоты разделения 44,7 Гц.

2.1.1.7. Разработка сверхмалогобаритных летательных аппаратов. Adaptive aerestructures: the first decade of flight on uninhabited aerial vehicles: Докл. [Conference on Smart Structures and Materials 2004: Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies, San Diego, Calif, 16-18 March, 2004] / Barrett Ron // Proc. SPIE. - 2004. - № 5388. - С. 190-201. - Библи. 39.

Технол. университетом Kluuverweg 1 (г. Дельфт, Нидерланды) систематизированы данные разработки сверхмалогобаритных беспилотных летательных аппаратов (аппараты с роторными несущими элементами, с модифицируемой структурой и неизменным положением несущих плоскостей). Изучены опубликованные данные за период 1985-2005 гг. Летательные аппараты указанного класса используются для целей сбора данных о противнике, доставки вооружений к цели.

2.1.1.8. Мониторинг дорожного движения. Roadway traffic monitoring from an unmanned aerial vehicle / Coifman B., McCord M., Mishalani R. G., Iswalt M., Ji Y. // IEE Proc. Intell. Transp. Syst. - 2006. - 153, № 1. - С. 11-20. - Библи. 10.

Национальным университетом шт. Огайо (США) выполнена экспериментальная работа по мониторингу дорожного движения. Применены беспилотные летательные аппараты типа ВАТ

III, в состав бортового комплекса входят 2 видеокамеры. Высота полёта 150 м, скорость 50 км/ч, продолжительность полёта 2 ч. Полученные данные плотности потока автотранспортных средств использованы в процессе оптимизации дорожного движения.

2.1.1.9. Разработка микроминиатюрных летательных аппаратов / Кулик А. С., Нарожный В. В., Лавошник И. В. // 2 Международный радиоэлектронный форум (МРФ-2005) "Прикладная радиоэлектроника. Состояние и перспективы развития", Харьков, 19-23 сент., 2005. - Харьков: Харьк. нац. ун-т радиоэлектрон., 2005. - С. 359-361. - Библ. 2.

Проектирование и производство микроминиатюрных летательных аппаратов (МЛА) является одним из наиболее актуальных направлений развития современной беспилотной авиации. Широкий диапазон применения в сочетании с относительно невысокой себестоимостью летательных аппаратов (ЛА) такого типа обеспечивает интенсивное расширение этого сектора на международном авиационном рынке изделий и услуг. Наибольшую трудность представляет собой разработка систем управления (СУ). Это связано с тем, что МЛА должен выполнять задачи в условиях автономного полета, а значит иметь полную функционально замкнутую СУ. Кроме того, крайне малые размеры и масса МЛА приведут к увеличению количества и диапазона внешних воздействий на данные объекты по сравнению с существующими летательными аппаратами, и следовательно, ужесточит требования к элементной базе и функциям СУ. В связи с этим СУ должны решать следующие задачи: ориентации в пространстве и стабилизация параметров движения объекта относительно внешних возмущений различной природы; анализ внешних данных бортовыми средствами и определение приоритетной цели в зависимости от поставленной перед МЛА задачи; расчет оптимальной траектории движения с целью уменьшения времени движения и расхода ресурсов МЛА; контроль правильности удержания траектории; обеспечение живучести объекта управления или компенсации изменений его характеристик бортовыми средствами; выполнение вычислительных операций большого объема в реальном масштабе времени для реализации алгоритмов управления МЛА; связь с оператором по радиоканалу для

передачи текущих параметров полета и мониторинговой информации, а также для приема дополнительных команд. Вследствие этого бортовой вычислитель (БВ) должен обладать высоким быстродействием и оперативной памятью; минимизация количества датчиков путем использования функциональной избыточности СУ и отдельных ее подсистем. Необходимость выполнения сложных алгоритмов ориентации, стабилизации и навигации, а также идентификации и селекции целей для автономного полета БВ должен иметь высокое быстродействие и большой объем памяти.

2.1.1.10. Разработка микроминиатюрного летательного аппарата / Hou Yu, Fang Zong-de, Liu Lan, Fu Wei-ping, Wu Li-yan // Hangkong dongli xuebao=J. Aerospace Power. - 2004. - 19, № 4. - С. 499-505. - Библ. 5.

Северо-восточным политехническим университетом (Китай) разработан микроминиатюрный летательный аппарат с машущими крыльями. Устройства привода для обеспечения машущих движений разработаны на основе технологии микроэлектромех. систем (в системе привода крыльев применены элементы из полиимида). Значения напряжения возбуждения устройств привода 20,0-42,0 В.

2.1.1.11. Разработка системы привода руля высоты. Design of elevator control surface actuated by LIPCA for small unmanned air vehicle: Докл. [Conference on Smart Structures and Materials 2006 "Smart Structures and Integrated Systems", San Diego, Calif., 27 Febr.-2 March, 2006] / Yoon K. J., Setiawan Hery, Goo N. S. // Proc. SPIE. - 2006. - № 6173. - С. 61730D/1-61730D/8. - Библ. 8.

Университетом Конкук (Южн. Корея) для применения в конструкции малогабаритного беспилотного летательного аппарата разработана система перемещения плоскости руля высоты (пьезоэл. устройства привода выполнена на основе композитных материалов). При отсутствии аэродинамической нагрузки обеспечено реальное отклонение $5,5^\circ$ при величине напряжения привода 200 В. При скорости движения 5 м/с (и неизменной величине напряжения) величина обеспечиваемого отклонения $7,1^\circ$.

2.1.1.12. Разработка устройства привода аэродинамических рулей. Post-buckled precompressed (PBP) piezoelectric ac-

tuators for UAV flight control: Докл. [Conference on Smart Structures and Materials 2006 "Smart Structures and Integrated Systems", San Diego, Calif., 27 Febr.-2 March, 2006] / Vos Roelof, Barrett Ron, Krakkers Lars, van Tooren Michel // Proc. SPIE. - 2006. - № 6173. - С. 61730E/1-61730E/12. - Библ. 18.

Университетом штата Канзас (США) разработаны пьезоэл. устройства привода аэродинамических рулей микроминиатюрного летательного аппарата. Пьезоэл. элемент подвергнут предварительному сжатию (с последующим приложением усилия изгиба). Данные разработанных ранее и предложенных авторами устройств привода, соответственно, по величине потребляемой мощности, 24 и 0,014 Вт, величине потребляемого тока 5,0 и 0,0014 А, массе устройства 59 и 24 г, частоте колебаний в угловой области 3 и 34 Гц.

2.1.1.13. Принципы проектирования опытного образца роботизированного аппарата VTOL с учетом данных исследования рынка. Design considerations of a prototype VTOL robotic vehicle through market survey data collection / Spanoudakis P. S., Tsorveloudis N. C., Valavanis K. P. (Technical University of Crete, Chania, Greece) // J. Intell. and Rob. Syst. - 2006. - 46, № 4. - С. 339-364.

Представлены данные по разработке технического проекта и сравнение характеристик современных беспилотных аппаратов вертикального взлета и посадки (VTOL) с учетом таких параметров, как максимальная скорость аппарата, полезная нагрузка, дальность полета, долговечность и конфигурации силовой установки. Задачи полета и рыночные характеристики VTOL используются для определения технических требований к новому опытному образцу беспилотного аппарата VTOL, предназначенному для выполнения различных задач, в основном, гражданского назначения. Представлен этап проектирования предложенного аппарата VTOL, включая расчет технических параметров, оценку прочности фюзеляжа и оптимизацию веса с проведением испытаний.

2.1.1.14. Текущее положение и будущие перспективы применения беспилотных ЛА в США. Current status and future perspectives for Unmanned aircraft system operations in the US / Dalamagkidis K., Valavanis K. P., Piegel L. A. (University of

South Florida, Tampa, USA) // J. Inzell. and Rob. Syst. - 2008. - 52, № 2. - С. 313-329.

В статье представлен краткий обзор текущих сертификационных процедур и требований для пилотируемых самолётов, которые могли бы подойти для беспилотных ЛА. Намечаются перспективы будущей классификации беспилотных ЛА с целью их сертификации и представлена возможная их сертификационная маршрутная карта. Рассматриваются возможности регулирования траектории полётов ультралёгких беспилотных ЛА.

2.1.1.15. Встроенная компьютерная архитектура для беспилотного вертолета. Embedded computing architectures for unmanned rotorcraft / Moore John R., Burns Larry D., Collins Rockwell, Rapids Cedar // A HS International Specialists Meeting on Unmanned Rotorcraft: Design, Control and Testing, Chandler, Ariz., Jan. 18-20, 2005: Proceedings. - Alexandria (Va): Amer. Helicopter Soc. Int. – 2005. - С. 372-377.

Авторы выполнили работу в различных исследовательских учреждениях США и доложили ее американской ассоциации вертолетчиков. Задача заключалась в разработке встроенной системы управления, которая отличалась бы надежностью, низкой стоимостью, а по размерам приближалась бы к известным системам "малой птички", "колибри". В результате авторы разработали управление для трех беспилотных аппаратов армии США.

2.1.1.16. Машущий полёт, имитирующий полёт насекомых. Ч. 2. Синтез управления полётом. Flapping flight for biomimetic robotic insect. Pt II. Flight control design / Deng Xinyuan, Schenato Luca, Sastry S. Shankar // IEEE Trans. Rob. - 2006. - 22, № 4. - С. 789-803. - Библ. 57.

Описан синтез алгоритма управления полётом робота, использующего машущие движения крыльев и имитирующего полет бабочки. Структура регулятора наследует иерархическую архитектуру с сенсорной ОС и нейромоторной структурой насекомых. Задача стабилизации полёта формулируется как задача ВЧ, периодического управления. В частности, используется методология аппроксимации нестационарной динамики, вызванной аэродинамическими силами, стационарной моделью, для чего применяется теория осреднения и биометрическая параметризация траекторий крыльев. В целом, закон управления представля-

ет периодическую, пропорциональную ОС по выходу. Сообщаются результаты моделирования.

2.1.1.17. Совместное наблюдение с воздуха и с земли. Co-operative air and ground surveillance // Grocholsky B., Keller J. Kumar V., Pappas G. // IEEE Rob. and Autom. Mag. - 2006. - 13, № 3. - С. 16-26. - Библ. 16.

Беспилотные воздушные средства широко используются для исследования целей. Однако для точной локализации целей, расположенных на земле, необходимы различные сенсоры. С другой стороны, автоматические наземные тележки способны увидеть цели, но они не могут быстро перемещаться или видеть через такие препятствия, как здания или заборы. В работе описывается система, созданная на базе беспилотного воздушного средства и автоматической наземной тележки, которая предназначена для определения целей. Описываются конструкция, алгоритмы и некоторые результаты по определению целей.

2.1.1.18. Достижение максимума миниатюрных воздушных аппаратов. Maximizing miniature aerial vehicles / Griffiths S., Saunders J., Curtis A., Barber B., McLain T., Beard R. // IEEE Rob. and Autom. Mag. - 2006. - 13, № 3. - С. 34-43. - Библ. 17.

Беспилотные летательные аппараты играют большую роль в военном применении. Описываются миниатюрные беспилотные летающие аппараты с размером крыла от 0,25 до 2 м, используемые для разведки, съемки, систем передачи информации и т. д. Беспилотные миниатюрные средства снабжаются системами автопилота, пользовательским интерфейсом, сенсорами и алгоритмами управления. Приводятся примеры использования миниатюрных летательных аппаратов в воздушных коридорах, насыщенных разными препятствиями.

2.1.1.19. Кафедра «Высокоточные летательные аппараты» МГТУ им. Н.Э. Баумана: история развития. 1938-2008 / МГТУ им. Н.Э. Баумана; Ладов С.В. (авт.-сост.); Селиванов В.В. (ред.). – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2008. – 321 с. – Библ.: С.290-301. – (Б-ка ИПУ. 378 К 30).

В книге рассказано о кафедре «Высокоточные летательные аппараты» (СМ-4) МГТУ им. Н.Э. Баумана, одной из старейших и авторитетных кафедр факультета «Специальное машинострое-

ние» МГТУ им. Н.Э. Баумана - правопреемника первых оборонных факультетов, созданных в 1938 году. Рассмотрены основные этапы становления уникальной научно-педагогической школы в области проектирования боеприпасов и исследования физики взрыва и высокоскоростного удара.

2.1.1.20. Разработка микрогеликоптера / Miyazawa Osamu // Nihon kikai gakkaiishi=J. Jap. Soc. Mech. Eng. - 2005. - 108, № 1042. - С. 698-699.

Университетом г. Тиба (Япония) на основе применения робототехн. средств разработан микроминиатюрный летательный аппарат типа FR (масса 12,3 г.). Аппарат построен по схеме вертолета с двумя роторными элементами. Привод осуществляется от двух УЗ-электродвигателей. Емкость автономных источников энергоснабжения обеспечивает длительность полёта порядка 3 мин. Летательный аппарат обеспечивает транспортирование ПЗС-видеокамеры.

2.1.1.21. Разработка беспилотного летательного аппарата. Visual search automation for unmanned aerial vehicles // Johnson Eric N., Proctor Alison A., Ha Jincheol, Tannenbaum Allen R. // IEEE Trans. Aerosp. and Electron. Syst. - 2005. - 41, № 1. - С. 219-232. - Библ. 14.

Технологическим институтом штата Джорджия (США) ведётся разработка беспилотных летательных аппаратов, наделённых способностью к обнаружению объектов по нанесённым на поверхность обозначениям. Вертолёт с диаметром ротора порядка 3 м снабжен двухцилиндровым двигателем мощностью 1,2 кВт, масса летательного аппарата (без нагрузки) порядка 60 кг. Первичная идентификация объекта производится на основе данных обработки изображений (поиск графических обозначений), вторичная стадия идентификации предполагает поиск открытых участков (окон) в стене объекта (здания). Летательные аппараты ориентированы на использование в оборонной отрасли.

2.1.1.22. Беспилотные летательные аппараты. Основы устройства и функционирования. / П.П. Афанасьев, И.С. Голубев, В.Н. Новиков, С.Г. Парафесь, М.Д. Пестов, И.К. Туркин / Под редакцией И.С. Голубева и И.К. Туркина.- Изд. 2-е, перераб. и доп. - М.: 2008. - 656 с. – (Б-ка ИПУ. 629.7 Б 53).

В книге изложены основы устройства и функционирования беспилотных летательных аппаратов (БЛА) тактического и оперативно-тактического назначения. БЛА рассматривается в качестве одного из уровней иерархической большой системы с подробным описанием всех его составных частей, дающим системное представление о сложном процессе формирования облика БЛА. Приводятся примеры существующих БЛА, их конструкций, систем управления, двигательных установок и боевого снаряжения. Кратко излагаются основные положения теории проектирования БЛА. Приводятся практические рекомендации по выбору облика БЛА и расчету его основных параметров. Книга предназначена для студентов авиационно-ракетных вузов, специализирующихся в области системного проектирования, разработки конструктивно-технологических решений БЛА, реактивных двигателей, систем управления и эффективности ЛА, при изучении курса «Основы устройства БЛА».

2.1.2. Вертолеты

2.1.2.1. Награды 58-го форума AHS. The AHS forum 58 annual awards // Vertiflite. - 2003. - 49, № 1. - С. 57-62.

Настоящая публикация представляет собою краткое перечисление премий Американского вертолетного общества (AHS), врученных на его 58-ом форуме. В их число входят 22 премии за достижения в различных областях совершенствования и практического использования достижений вертолетной технологии и личный выдающийся вклад в развитие индустрии вертолетостроения.

2.1.2.2. Использование вертолётов для сбора электронных новостей. Electronic news gathering / George Fred. // Bus. and Commer. Aviat. - 2003. - 92, № 2. - С. 37-42.

Отмечается, что в последние годы наряду с использованием вертолётов на нефтяных разработках, для экстренных медицинских перевозок, а также в корпоративном обслуживании, растут доходы операторов вертолётов от сбора электронных новостей (ENG) - предоставления американским зрителям возможности виртуального участия в городской жизни. Вертолётные операции

ENG осуществляются при помощи гиросtabilизированных видеокамер с мощными телефонообъективами, такими как FLIR Systems Ultra Media. За последние 5 лет операции ENG возросли на 5% и планируется 25%-ный рост в ближайшие 5 лет.

2.1.2.3. Разработка системы аэродинамических щитков. Development and whirl tower test of the SMART active flap rotor: Докл. [Conference on Smart Structures and Materials 2004: Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies, San Diego, Calif., 16-18 March, 2004] / Straub Friedrich K., Kennedy Dennis K., Stemple Alan D., Anand Stemple V. R., Birchette Terry S. // Proc. SPIE. - 2004. - № 5388. - С. 202-212. - Библ. 17.

Фирмой Боинг (США) разработана система аэродинамических щитков с пьезоэл. устройством привода. Тестирование системы в аэродинамической трубе подтвердило 80%-ную эффективность системы в аспекте понижения вибраций, снабжённый системой вертолёт производит на 10% меньший по уровню акустический шум. Снабжённый разработанной системой роторный элемент вертолёта (диам. 10 м) тестирован в аэродинамической установке с созданием вихревых потоков. Подтверждены ожидаемые показатели качества.

2.1.2.4. Разработка устройства привода для системы варьирования угла атаки винта вертолета. Single-crystal piezoceramic actuation for dynamic stall suppression / Thakkar D., Ganguli R. // Sens. and Actuators. A. - 2006. - 128, № 1. - С. 151-157.

Разработано устройство привода с однокристалльным пьезоэл. элементом. Устройство применено в системе варьирования угла атаки лопастей винта вертолета (динамическое подавление процесса срыва потока). Данные численного моделирования подтверждают улучшение аэродинамических характеристик при горизонтальном полёте вертолета с высокой скоростью.

2.1.3. Воздухоплавательные аппараты

2.1.3.1. Создание систем передачи информации и мониторинга на базе воздухоплавательных аппаратов / Верба Г.

Е., Пономарев П. А., Фёдоров С. В. // Изв. ЮФУ. Техн. н. – 2008. - № 3. - С. 212-217, 235.

Рассмотрены возможные варианты применения дирижаблей и привязных аэростатов для систем передачи информации и мониторинга. Приведены описания и техн. характеристики ряда существующих аэростатных комплексов и многофункциональных дирижаблей. Намечены пути дальнейшего целевого использования воздухоплавательных аппаратов.

2.1.4. Прочие аэродинамические объекты

2.1.4.1. Труды 2 Всероссийской научно-технической конференции по проблемам создания перспективной авионики "АВИОНИКА-2003", Томск, 15-17 апр., 2003. - Томск: Изд-во ТГУСУР, 2003. - 352 с.

15-17 апреля 2003 года в г. Томске состоялась Вторая Всероссийская конференция по проблемам создания перспективной авионики "АВИОНИКА-2003". Целью конференции являлись обмен информацией об имеющемся научно-техническом заделе и научно-технических проблемах разработки современных авиационных радиоэлектронных систем, координация усилий коллективов разработчиков и исследователей перспективных авиационных электронных систем и дальнейшее развитие отечественного научного потенциала в этой области для обеспечения национальной безопасности Российской Федерации

2.1.4.2. Устойчивость легкой конической капсулы со сферическим затуплением при спуске в атмосфере / Заболотнов Ю. М., Любимов В. В., Усалко А. В. // Изв. Самар. науч. центра РАН. - 2005. - 7, № 1. - С. 118-123. - Библ. 6.

В современной космонавтике для доставки с орбиты на поверхность Земли различных грузов, например, результатов экспериментов, начинают использоваться легкие спускаемые капсулы. В ряде работ рассматривается влияние асимметрии на устойчивость движения космических аппаратов в атмосфере. Однако к аварийной ситуации, вызванной значительными величинами углов атаки, может привести не только асимметрия капсулы, но и действие демпфирующих и антидемпфирующих моментов. В

ряде проектов, например YES-2, капсула имеет форму конуса со сферическим затуплением и, как показали численные расчеты, при некотором сочетании геометрических параметров может терять устойчивость по углу атаки. Исследуется влияние аэродинамического демпфирования на амплитуду плоских колебаний по углу атаки конической капсулы со сферическим затуплением. Для этого используется метод исследования плоских колебаний, описанный в монографии Ярошевского В. А.

2.1.4.3. Разработка микроминиатюрного летательного аппарата. An improved flapping wing system actuated by the LIPCA: Докл. [Conference on Smart Structures and Materials 2006 "Smart Structures and Integrated Systems", San Diego, Calif., 27 Febr.-2 March, 2006] / Syaifuddin Moh., Park Hoon C., Lee Sang K., Byun Do Y. // Proc. SPIE. - 2006. - 6173. - С. 61730C/1-61730C/9. - Библ. 8.

Университетом Конкук (Южн. Корея) разработан микроминиатюрный летательный аппарат с машущими крыльями (относительное угловое перемещение плоскостей 90°C , частота перемещения 10 Гц). Применены пьезоэл. устройства привода с элементами их композитного материала (макс. смещение при пиковой величине напряжения привода 300 В). Аппарат использует комплекс из двух машущих крыльев массой 0,3 г каждое. Величина подъёмной силы 2,2~2,7 г (синусоидальный режим), величины тяги 0,4-0,8 г (для того же режима).

2.1.4.4. Разработка устройства привода для модели летательного аппарата. Robust control of a shape memory alloy wire actuated flap / Song Gangbing, Ma Ning // Smart Mater. and Struct. - 2007. - 16, № 6. - С. N 51-N57.

Университетом г. Хьюстон (США) разработано устройство привода с поворотным элементом из сплава с запоминанием формы (модельный вариант атмосферного летательного аппарата с машущими крыльями). Устройство привода обладает малым значением собственной массы. Разработана система управления с высокой робастностью, обеспечивающая высокие качественные показатели в условиях варьирования массы крыльев, термодинамических характеристик и показателей аэродинамической нагрузки.

2.1.4.5. История создания системы управления комплекса "Точка" / Листенгорт Ф. А. // *Вопр. оборон. техн. Сер. 9.* – 2004. - № 2. - С. 7-10, 48.

Описана история создания системы управления оперативно-тактического ракетного комплекса "Точка". Проанализированы проблемы, возникавшие при выборе ее облика. Отмечен вклад коллектива ЦНИИАГ в создание СУ этого комплекса. Показаны преимущества "горизонтального старта", включая прицеливание при горизонтальном положении ракеты.

2.2. *Математические модели движения и моделирование аэродинамических объектов*

2.2.1. Выбор модели наблюдений для системы стабилизации самолета по тангажу / Бекарева Я. Д., Самочернов И. В. // *Сб. науч. тр. НГТУ.* – 2003. - № 2. - С. 27-32. - Библ. 2.

Исследуется влияние модели измерений на качество оценок состояний динамической системы. На примере показано, что при помощи выбора подходящей модели измерений и последующей оптимизации ее параметров можно добиться уменьшения дисперсии оценок.

2.2.2. Модели геометрической нормализации данных самолетного сканера / Кузнецов А. Е. // *Вестн. РГРТА.* – 2002. - № 10. - С. 14-19, 122. - Библ. 4.

Приводятся мат. соотношения, используемые при геометрической нормализации изображений, формируемых самолетным сканирующим датчиком с линейной угловой разверткой. Модели обеспечивают координатную привязку снимка на основании пространственного положения носителя, определяемого с помощью GPS-систем, а также коррекцию неучтенных искажений по результатам статистического анализа сцены.

2.2.3. Задачи построения компьютерных систем обучения для пилотов гражданской авиации / Попов О. С., Третьяков А. В. // *Авиакосм. приборостр.* – 2003. - № 9. - С. 38-44, 66. - Библ. 7.

Рассматривается проблема создания компьютерных обучающих систем и их применения в авиации. Анализируется подход к разработке архитектуры таких систем, опирающийся на методы ИИ. Значительное внимание уделяется проблеме моделирования динамики полета. Модели объекта обучения служат ядром системы обучения, поэтому задачи разработки и верификации таких моделей играют первостепенную роль при создании систем обучения. Предлагаемые методы количественных оценок структурных свойств систем могут использоваться не только применительно к системам обучения, но имеют общесистемный характер.

2.2.4. ПО анализа математических моделей летательных аппаратов в среде MATLAB-Simulink / Маргинов К. В., Мудрицкий А. А., Симонов М. Л. // Научная сессия МИФИ-2003, Москва, 2003: Сборник научных трудов. Т. 1. Автоматика. Микроэлектроника. Электроника. Электронные измерительные системы. - М.: Изд-во МИФИ, 2003. - С. 25-26.

Выполнен анализ существующего ПО анализа математической модели летательных аппаратов, реализованных алгоритмически в среде MATLAB-SIMULINK.

2.2.5. Моделирование имитационной системы с тремя осями и управление с разделением. Modeling of three axis simulator and decoupling control / Liu Yan-bin, Jin Guang, He Hui-yang // Harbin gongye daxue xuebao=J. Harbin Inst. Technol. - 2003. - 35, № 3. - С. 323-328. - Библ. 10.

Разработан метод имитационного моделирования летательных аппаратов, в котором реализован метод разделения инерционной составляющей, скорости и эффекта притяжения. Метод реализован на Matlab. Описана реализация решения уравнений Лагранжа-Эйлера для системы многих тел. Эксперименты показали эффективность предложенной стратегии управления с разделением переменных.

2.2.6. Рулевой привод летательных аппаратов / Соколовский Г. А., Бажан А. Н., Тимохин А. И. (ФГУП ГосМКБ "Вымпел" им. И. И. Торопова) // Проблемы совершенствования робототехнических и интеллектуальных систем летательных аппаратов: Сборник докладов 6 Всероссийской на-

учно-технической конференции, Москва, 21-23 мая, 2002. - М.: Изд-во МАИ, 2002. - С. 257-261, 336. - Библ. 2.

Рассмотрена история создания рулевых приводов беспилотных ЛА разработки ФГУП ГосМКБ "Вымпел" им. И. И. Торопова. Разработана упрощенная структурная схема мат. модели электрического рулевого привода для его исследования и отработки контуров стабилизации и управления.

2.2.7. Виртуальные приборы для измерения скорости ветра и атмосферной турбулентности. Virtual instruments for wind and atmospheric turbulence measurements: докл. [SPIE Conference on Atmospheric Propagation, Adaptive Systems, and Laser Radar Technology for Remote Sensing, Barcelona, 25-28 Sept., 2000] / Werner Christian, Streicher Jurgen, Leike Ines // Proc. SPIE. - 2000. - № 4167. - С. 259-269. - Библ. 14.

Принцип создания виртуальных приборов программным способом позволяет существенно сэкономить средства за счет оптимизации конструкции датчика. При этом создается возможность выполнить разработку достаточно быстро за счет большой гибкости системы при внесении изменений в конструкцию прибора. Важным преимуществом виртуальных приборов является также возможность оптимальной адаптации для различных условий применения. Возможно также проводить тестирование реально существующих датчиков с помощью систем виртуальных приборов, что позволяет оптимальным способом решить внутренние противоречия сенсорных систем. Приведена схема компьютерного имитационного моделирования приборов для измерения характеристик воздушного и турбулентного потоков в атмосфере. На входе системы размещена платформа и источник Lidar. Предусмотрены оптическое смешивание и цифровая обработка сигналов. Рассмотрен практический пример атмосферных исследований с самолета.

2.2.8. Методики оценки и коррекции параметров полета в авиационных тренажерах: Автореф. дис. на соиск. уч. степ. канд. техн. наук / Деревянчук Д. М. / Пенз. гос. ун-т. - Пенза, 2003. - 26 с. - Библ. 10.

Научная новизна работы заключается: в методах расчета равновесных режимов полета, используемых при автоматизированной оценке характеристик авиационных тренажеров; методе

оценки характеристик авиационных тренажеров на динамических режимах на основе алгебраических инвариантов; методике коррекции параметров модели динамики полета на основе использования алгебраических инвариантов; методе формирования дополнительных управляющих воздействий для коррекции динамических характеристик авиационных тренажеров на основе теории прогнозно-оптимизационного управления.

2.2.9. Обобщенная модель группы боевых самолетов для оценки эффективности действий группы / Luo Jixun, Gao Xiaoguang, Zhao Xiaorui (Northwestern Polytechn. Univ.) // Xi-bei gongue daxue xuebao=J. Northwest. Polytechn. Univ. - 2003. - 21, № 1. - С. 38-41. - Библ. 2.

Модель рассматривает взаимосвязь группы самолетов и тактической обстановки. Группа самолетов представлена как иерархическая система для случаев полной, частичной и неполной информации.

2.2.10. Оценка эффективности спецификаций алгоритмов бортового интеллекта в типовой боевой ситуации "Дальний воздушный бой пар самолетов истребителей" / Ткаченко А. П., Федун Б. Е. (МАИ) // 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. 66-71, 327, 328. - Библ. 4.

Представлены имитационная математическая модель и методика оценки эффективности алгоритмов деятельности экипажа, а также алгоритмов бортовой ЦВМ (БЦВМ-алгоритмов). Обсуждаются результаты моделирования.

2.2.11. Новая модель навигации автономного аппарата по полю высот и его фрагменту / Бердышев В. И. // Докл. РАН. - 2003. - 390, № 1. - С. 7-10.

Предложена математическая модель навигации автономного летательного аппарата по информации о векторном геофизическом поле в целом и замеренному в процессе движения фрагменту поля. Фрагмент поля определяется сканированием луча в заданном конусе. Форма области определения функции, представляющей фрагмент, зависит от местоположения аппарата и характера рельефа земной поверхности. Задача состоит в поиске не

только географических координат и высоты аппарата, но и направления вектора скорости. На основе такого понятия фрагмента изучается свойство информативности поля. Даны необходимые условия на аппроксимирующую поле функцию, которая обеспечивает минимум ошибки навигации.

2.2.12. Имитационное моделирование авиационных информационно-измерительных и управляющих систем / Демин А. В., Копорский Н. С., Коршунов А. И., Немолочнов О. Ф. // Авиакосм. приборостр. – 2003. - № 10. - С. 36-40, 71. - Библ. 4.

Изложены вопросы, связанные с имитационным моделированием на ЭВМ авиационных информационно-измерительных и управляющих систем (МУС). Приведена математическая имитационная модель для оптической ИУС.

2.2.13. Международные стандарты компьютерного моделирования и электронной технической документации авионики / Осипцов А. В., Невская И. Р. // Науч. вестн. МГТУ ГА. – 2003. - № 71. - С. 85-89.

Рассмотрены международные стандарты и технологии для компьютерного моделирования авионики и создания электронной технической документации. Обсуждается возможность использования CALS-технологий

2.2.14. Моделирование воздушных операций для планирования последовательности действий. Modeling of air operations for course of action determination: Докл. [6 Conference on "Enabling Technologies for Simulation Science", Orlando, Fla, 2-5 Apr., 2002] / Busch Timothy E. // Proc. SPIE. - 2002. - № 4716. - С. 35-40. - Библ. 3.

Планирование и исполнение военных операций, в частности, воздушных, является сложным процессом, требующим в современных условиях больших нормативных затрат времени. Обсуждаются концепции использования имитационного моделирования как на этапах планирования, так и оценки и прогнозирования ситуации. При этом по некоторому множеству поставленных целей, составитель плана (командир) должен разработать последовательность действий, которые преобразуют текущее состояние в желаемое. Показывается, что класс таких проблем м. б. сформулирован как Марковский процесс принятия решений, по-

лучение которых обеспечивается решением задачи стохастического динамического программирования

2.2.15. Комплекс полунатурного моделирования полета летательных аппаратов / Суханов Э. Д. // 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. 179-186.

Рассматривается новое направление в отработке и испытании систем управления ЛА, бортового программно-математического обеспечения и полетных заданий, основанное на концепции адаптации. Адаптация реализуется путем изменения объемов, как математического моделирования так и натуральных экспериментальных исследований в зависимости от целей и задач испытаний стадий создания ЛА и имеющихся в распоряжении исследователя ресурсов.

2.2.16. Улучшенный численный метод решения обратных задач динамики полета самолета. An improved numerical approach for inverse simulations of aircraft manoeuvres / Kowalczyk Grzegorz. J. // Theor. and Appl. Mech. (Poland). - 2001. - 39, № 1. - С. 65-78. - Библ. 11.

Рассматривается нелинейная динамика полета самолета как твердого тела с отклоняемыми рулевыми поверхностями. Излагается численный метод решения обратной задачи - отыскания необходимых управляющих сил, обеспечивающих заданные характеристики совершаемого маневра. Задача решается по шагам с линеаризацией уравнений и итерациями решений алгебраических уравнений на каждом шаге. Приведены примеры расчета.

2.2.17. Моделирование угловых разворотов возвращаемого космического аппарата в особом режиме динамики спуска в атмосфере. Докл. [Всероссийская научно-техническая конференция "Проблемы проектирования и производства систем и комплексов", Тула, 21 нояб., 2003] / Афанасьев В. А., Мещанов А. С. // Изв. Тульск. гос. ун-та. Сер. Пробл. спец. машиностр. – 2003. - № 6, ч. 1. - С. 269-272. - Библ. 1.

Предложена мат. модель и сформирован закон программного управления разворотами возвращаемого космического аппарата в самобалансировочном режиме спуска в атмосфере, предназначенные для исследования динамики углового движения без численного интегрирования дифференциальных уравнений в решении задач проектирования и разработки бортовых алгоритмов управления при неопределенностях.

2.2.18. Теоретико-игровая модель процесса поиска-уклонения в системе "большая поисковая система — летательный аппарат" / Строцев А. А. // Авиакосм. приборостр. – 2004. - № 2. - С. 56-59, 61. - Библ. 14.

Рассматривается ситуация принятия решений в условиях конфликта, реализуемого вычислительной системой ЛА, в которой разыгрывание ситуаций предполагается ограниченное количество раз и ориентация на средний выигрыш за все партии безосновательна. В качестве противника выступает большая поисковая система (БПС), функционирование которой основано на применении равномерно-оптимальных стратегий поиска.

2.2.19. Аппаратно-программные комплексы для исследования характеристик самолетов. Апаратно-програмні комплекси для дослідження характеристик літаків / Зінченко В. /Г., Гуржій А. М. // Наук. вісті Нац. техн. ун-ту України "Київ. політехн. ін-т". – 2004. - № 3. - С. 69-78, 159. - Библ. 9.

Решается актуальная научно-техническая проблема - создание аппаратно-программных комплексов для исследования характеристик самолетов на основе современных мат. методов, компьютеризованной техники, современных стандартов, ПО и новых концепций. Разработка существенно улучшает проектное изучение самолетов, упрощает и ускоряет проектирование, дает возможность гарантировать требуемое качество проектов. Проектирование и экспериментальное исследование объединены в единую информационную технологию с использованием аэродинамической трубы. Описывается техн. исследование, применительно к самолету Ан-124.

2.2.20. Применение принципов распределенного кооперативного решения конфликтных ситуаций в условиях концепции Free Flight / Харченко В. П., Запора С. А. // Искусств. интеллект. – 2004. - № 3. - С. 385-391. - Библ. 15.

Рассмотрены современные подходы к решению конфликтных ситуаций в воздушном пространстве с высокой интенсивностью полетов. Описана модель воздушной обстановки с позиций теории многоагентных систем. Предложен принцип объединения самолетов в группы для реализации кооперативной стратегии решения конфликтов.

2.2.21. Использование стохастических двоичных программ в задачах управления потоками воздушного транспорта. A stochastic 0-1 program based approach for the air traffic flow management problem / Alonso Antonio, Escudero Laureano F., Ortuno M. Teresa // Eur. J. Oper. Res. - 2000. - 120, № 1. - С. 47-62. - Библ. 11.

Предлагаются модель и устойчивые алгоритмы решения задачи управления воздушными потоками с учетом неопределенности прибытия, вылета и объемов перевозок, порождаемой погодными условиями. Описаны два варианта бинарной вероятностной модели, методы решения эквивалентных детерминистических моделей. Обсуждаются результаты вычислительных экспериментов.

2.2.22. Математическое моделирование навигационных характеристик GNSS / Непряхин Н. В. // Науч. вестн. МГТУ ГА. – 2003. - № 65. - С. 117-124. - Библ. 3.

Проведен анализ существующих характеристик навигационного поля GNSS. Отмечена необходимость создания комплекса математического моделирования для их прогноза. Предложены методы создания различных элементов модели в зависимости от решаемых задач. Приведены примеры реализации предложенных методик и указаны основные направления дальнейших исследований.

2.2.23. Модель бортового контура системы навигации вертолета. A model of the internal contour of helicopter navigating system / Jordanov D., Radushev R., Stoykova N. (Space Res. Inst. (Bulgaria)) // Aerosp. Res. Bulg. - 2004. - 18. - С. 99-105. - Библ. 8.

Моделируется система навигации вертолета Ми-8Т. Даны модели пилота, системы "вертолет-автопилот-пилот", возмущений.

2.2.24. Математическое моделирование и диагностика рабочих элементов авиационного двигателя. Mathematical modelling and diagnostics of working elements in air mechanics / Kwater T. // Искусств, интеллект. – 2004. - № 4. - С. 530-538. - Библ. 6.

Описаны возможности использования искусственных нейронных сетей для решения задач, связанных с вибрациями нагнетательного тракта авиационного двигателя. Разработаны методы вычисления сил и моментов как функций угла поворота вала. Для моделирования используется разложение в ряд Фурье. Приведены иллюстративные примеры применения разработанного метода в отслеживании режимов работы нагнетательного тракта на основе амплитуд и фаз. Проведенные испытания показали, что разработанная искусственная нейронная сеть дает возможность надежно прогнозировать неисправности двигателя.

2.2.25. Методы обеспечения надежности бортовых систем управления летательных аппаратов на этапе проектирования / Говоренко Г. С., Гориш А. В., Дрогайцев В. С., Макриденко Л. А., Парфенов К. Ю., Ушаков В. А. // Науч. тр. Моск. гос. ун-т леса. - 2001. - № 1. - С. 498-510. - Библ. 6.

По данным перемещениям определяются ускорения каждого узла модели, а по ним коэффициент виброперегрузки. Жесткость амортизатора введена в расчетную модель в виде табличных значений сжимающей силы P , зависящей от перемещений Δh . Эта зависимость получена экспериментально. В расчетной модели учитывались жесткость шпилек и амортизационных втулок. Для учета жесткостей связей модели составляется матрица, в которой указано наличие той или иной жесткости данного узла. Модель рассмотренной конструкции просчитана на различных частотах и с разной величиной ускорения внешнего вибровоздействия.

2.2.26. Модели мозга и антропоцентрических объектов для проектирования алгоритмов бортового Интеллекта / Умрюхин Е. А., Федунев Б. Е. // 9 Национальная конференция по искусственному интеллекту с международным участием, Тверь, 28 сент.-2 окт., 2004-КИИ-2004 Труды конференции. Т. 2. - М.: Физматлит; Тверь: Изд-во ТГТУ, 2004. - С. 687-695. - Библ. 17.

Рассмотрена аналогия между моделями технических антропоцентрических объектов и моделью работы мозга, созданной на основе теории функциональных систем. Представлена возможность некоторого объединения и "сведения" алгоритмов этих двух моделей для решения широкого круга практических и теоретических задач, связанных с развитием современной авиационной техники последнего поколения и необходимостью обеспечения эффективного и надежного ее функционирования в сложных условиях.

2.2.27. Динамическая компенсация давления в имитационном моделировании полета с ультранизкой скоростью и высокой точностью. Friction dynamic compensation for a simulator with ultra-low speed and high precision / Wu Shenglin, Liu Chunfang // Nanjing ligong daxue xuebao. Ziran kexue ban=J. Nanjing Univ. Sci. and Technol. Natur. Sci. 2002. - 26, №4. - С. 393-396. - Библ. 6.

Описана новая модель для динамической компенсации давления i в ходе 3-мерного имитационного моделирования полета. Экспериментально показано, что новая модель дает возможность значительно повысить точность в широком диапазоне скоростей.

2.2.28. Разработка лабораторного стенда для изучения СВС-2Ц-У / Антошкин С. А., Новичков В. М. (МАИ) // Проблемы создания перспективной авиационной техники: Сборник статей научно-исследовательских, проектно-конструкторских и технологических работ студентов, молодых ученых и инженеров. Моск. авиац. ин-т (гос. техн. ун-т). - М.: Изд-во МАИ, 2003. - С. 224-228.

Система воздушных сигналов СВС-2Ц-У - один из самых важных элементов в ЛА. СВС предназначена для выдачи основных высотно-скоростных параметров (ВСП) для управления и навигации ЛА. На основе данных, полученных от СВС, осуществляется дальнейшая работа систем автоматического управления. На основе созданного лабораторного стенда были проведены эксперименты по определению зависимостей выходных параметров от подаваемых на вход СВС входных величин. Были определены погрешности между выдаваемыми СВС и аналитически рассчитанными параметрами. Создана программа, позволяющая пользователю снимать параметры, вводить данные и

осуществлять контроль над СВС через персональный компьютер. Программа обладает большими возможностями - представление данных, полученных от СВС, в виде модели приборов и датчиков, созданных по аналогии реальных устройств отображения информации, в текстовом режиме, позволяя пользователю наблюдать за потоками данных, идущих от СВС с точностью до бита.

2.2.29. Модель согласованного пространственного движения объекта для системы имитации летных испытаний инерциальных навигационных систем / Северов Л. А., Якушин С. М. // Авиакосм, приборостр. – 2003. - № 5. - С. 20-23, 62. - Библ. 4.

Рассматривается построение модели согласованного по линейным и угловым параметрам пространственного движения объекта, предназначенной для использования в системе имитации летных испытаний (СИЛИ) инерциальных навигационных систем (ИНС). Получены модели для двух основных типов движений: координированных разворотов и движения по ортодромии.

2.2.30. Исследование линеаризованной динамической модели перспективной адаптивной авиационной катапультированной установки / Селиванов А. М., Ватолин В. В., Тетеревятников А. И., Бурак С. Б. // Авиакосм. приборостр. - 2004. - № 9. - С. 41-45, 63. - Библ. 2.

Рассматривается линеаризованная модель адаптивной авиационной катапультированной установки, способной обеспечивать заданные величины линейной и угловой скоростей отделения ракеты вне зависимости от действующих на нее внешних аэродинамических и инерционных нагрузок, определяемых режимом полета носителя. Предлагается структура электрогидравлических толкателей, построенных на базе следящих динамических систем с отрицательной ОС по линейной и угловой скоростям отделения ракеты и дополненных корректирующими связями, обеспечивающими требуемое качество регулирования этих скоростей.

2.2.31. К вопросу оценки помехозащищенности каналов приборной скорости и числа М в системах предупреждения критических режимов летательного аппарата в условиях

турбулентности атмосферы / Ефимов И. П., Семенов А. В. / Ульянов. гос. техн. ун-т. - Ульяновск, 2005. - 14 с. - Библ. 5. - Деп. в ВИНТИ 28.02.2005, № 279-В2005.

Предложена мат. модель для оценки помехозащищенности по каналам приборной скорости и числа М для систем предупреждения критических режимов (СПКР) летательных аппаратов в условиях турбулентности атмосферы. Модель включает в себя описание первичной аэрометрической информации, непрерывной случайной турбулентности по Драйдену, фильтра рабочих частот, формирования искаженного полного давления, пневмотрактов, системы воздушных сигналов, СПКР. Приведены результаты апробации модели при оценке помехозащищенности одной из отечественных систем СПКР. Проведен анализ полученных результатов. Статья может быть полезна для авиационных специалистов, занимающихся разработкой, исследованием и эксплуатацией систем СПКР при решении задач обеспечения безопасности и эффективности полетов.

2.2.32. Структурный анализ систем при построении отказоустойчивой авионики / Сабо Ю. И., Ларкин Е. В. // Авиакосм, приборостр. - 2004. - № 5. - С. 23-26, 65. - Библ. 6.

Рассматривается подход к моделированию систем авионики, представляемых в виде иерархических многоуровневых структур, описываемых взвешенными графами, в которых под весом дуги понимается количественная оценка физ. параметра, представляемая соответствующей плотностью распределения.

2.2.33. Управление экспериментом полёта с векторизованной тягой на увеличивающемся интервале времени. Receding horizon control of vectored thrust flight experiment / Milam M. B., Franz R., Hauser J. E., Murray R. M. // IEE Proc. Contr. Theory and Appl. - 2005. - 152, № 3. - С. 340-348. - Библ. 19.

Описано управление экспериментальной установкой имитации полёта в аэродинамической среде. Управление выведено с помощью теории оптимального управления. Показана возможность применения теории управления на увеличивающемся интервале для управления системой с быстрой динамикой. Методы, используемые при разработке и реализации систем

2.2.34. Математическая модель для оценки количества информации о динамической воздушной обстановке в зоне УВД / Крыжановский Г. А., Плясовских А. П. // Авиакосм, приборостр. – 2004. - № 4. - С. 52-55, 68. - Библ. 5.

Решается задача разработки математической модели для оценки количества информации о местоположении летательных аппаратов в зоне ответственности диспетчера управления воздушным движением.

2.2.35. Моделирование продольного канала летательного аппарата для типовых режимов полета / Костина О. В., Шлякова Е. В. // Науч.-техн. вестн. СПбГУ ИТМО. - 2004. - № 14. - С. 86-87. - Библ. 3.

Целью работы является построение моделей пространственного движения летательного аппарата (продольного канала движения летательного аппарата) для типовых режимов полета и исследование моделированием поведения летательного аппарата в автоматическом режиме (с использованием автопилота) в различных режимах полета и переходов с режима на режим. Построение моделей ориентировано на использование современных программных технологий мат. и моделирующего обеспечения в виде совместимых проблемно-ориентированных ППП MathCAD, MATLAB и Simulink.

2.2.36. Оценка выполнения требуемых навигационных характеристик на базе средств имитационного моделирования воздушной обстановки / Рейтлингер С. А. // Авиакосм, приборостр. – 2005. - № 5. - С. 26-30. - Библ. 4.

Рассматривается задача по оценке степени выполнения требуемых навигационных характеристик (RNP) при производстве полетов конкретных воздушных судов по выбранной трассе с известными составом и дислокацией обеспечивающих радиотехн. средств. Оценка производится с помощью системы имитационного моделирования воздушной обстановки, осуществляющей моделирование воздушной обстановки при существенных ограничениях на ресурсы.

2.2.37. Аналитическая модель для прогнозирования динамического состояния объекта авиационной техники при ударе / Тигаков В. В., Фирсанов В. В. // Авиакосм, приборостр. – 2005. - № 1. - С. 10-17, 60. - Библ. 7.

Предлагается аналитическая модель расчета динамического состояния объекта авиационной техники продолговатой формы, например, фюзеляжа самолета или космического летательного аппарата при продольном ударе о твердую преграду. Головная область объекта представляется в виде пластически деформируемой оболочки вращения, нагруженной сосредоточенной силой удара в полnose, а остальная часть объекта — упругим стержнем с дискретно изменяющейся по его длине жесткостью, учитывающей влияние "приборного наполнения". Упругая часть решения для стержня строится на основании волновой теории Сен-Венана и преобразования Лапласа. Проведен расчет перегрузок приборного контейнера, дан анализ влияния пластических деформаций и проведено сравнение с результатами, полученными с помощью регрессионной модели, построенной на основании уникальных экспериментальных данных.

2.2.38. Управляемость и устойчивость передней опоры самолета / Метрикин В. С. // Устойчивость и колебания нелинейных систем управления: 8 Международный семинар, Москва, 2-4 июня, 2004: Тезисы докладов. - М.: ИПУ РАН, 2004. - С. 120-121. - Библ. в конце ст.

Одним из требований, предъявляемых к характеристикам самолета при движении по взлетно-посадочной полосе, является способность управляться подобно автомобилю. Кроме того колеса передней опоры должны свободно ориентироваться при буксировке самолета. Также должно быть обеспечено отсутствие самовозбуждающихся колес передней опоры — шимми — при взлете и посадке самолета. В работе при качественно-численном изучении явления шимми учтены факторы наличия сухого нелинейного трения, даны аналитические выражения границ шимми в указанных выше плоскостях параметров для двухколесной опоры, приводится анализ зависимости границ шимми от основных параметров и сравнение с экспериментом.

2.2.39. Подготовка тестовых данных для квалификационного тестирования программного обеспечения бортовых систем управления / Ковадлин М. Ш., Синяков С. В. // Навигация и управление движением: Материалы 5 конференции молодых ученых, Санкт-Петербург, 2003. - СПб: Изд-во ГНЦ

РФ - ЦНИИ "Электроприбор", 2004. - С. 196-199. - Библ. в конце ст.

Рассматривается подход для моделирования работы машинных алгоритмов и генерации тестовых данных, основанный на использовании графической модели тестируемого алгоритма управления. Разработана программа моделирования работы машинных алгоритмов. Проводится анализ перспектив развития подхода в направлении автоматической генерации тестовых данных и интеграции со специализированными средствами отладки программ для автоматического тестирования.

2.2.40. Алгоритмическое обеспечение имитатора траекторного движения самолета в электронном средстве обучения вычислительной системы самолетовождения / Невская И. Р. // Науч. вестн. МГТУ ГА. – 2003. - № 71. - С. 90-96. - Библ. 5.

Рассматриваются имитационные модели пространственного траекторного движения самолета для задач 4-мерной навигации, реализуемые в электронных средствах обучения вычислительных систем самолетовождения.

2.2.41. Программно-математические модули имитаторов навигационных информационных систем в электронном средстве обучения вычислительной системы самолетовождения / Невская И. Р. // Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества: Тезисы докладов Международной научно-технической конференции, посвященной 80-летию гражданской авиации России, Москва. 17-18 апр., 2003. - М.: Изд-во МГТУ ГА, 2003. - С. 100.

Рассматриваются минимизированные модели информационных навигационных систем, реализуемые в электронных средствах обучения (ЭСО) вычислительных систем самолетовождения (ВСС). Программно-математические модули предназначены для имитационного моделирования задач навигации при воспроизведении на ЭСО процессов коррекции скоростных и позиционных параметров самолетовождения, а также решения топливно-временной задачи. Набор моделируемых навигационных систем, совокупность измеряемых параметров и модели ошибок определяются типами алгоритмов обработки навигационной информации, реализованными в ВСС. Разработанное программно-

математическое обеспечение входит в состав алгоритмов ВСС и реализуется как в бортовой ЦВМ, так и на персональном компьютере. В первом случае встроенный в ВСС алгоритм специального тренировочного режима "Имитация" активизируется только на земле. Во втором оно является частью интегрированной среды обучения ВСС.

2.2.42. Вероятностная оценка риска столкновений самолетов при кооперативном управлении воздушным движением / Харченко В. П., Кукуш А. Г., Васильев В. Н. // Пробл. упр. и информат. – 2005. - № 5. - С. 56-63, 157-158. - Библ. 7.

Получены уравнения для оценки вероятности потенциально-го конфликта и столкновения самолетов с учетом стохастического характера и корреляционной зависимости во времени отклонений от запланированных траекторий полета при кооперативном управлении воздушным движением. При этом учитывается стабилизация заданных параметров траектории, обеспечиваемая бортовой системой управления полетом. Определены коэффициенты уравнения, необходимые для численного решения задачи.

2.2.43. Система визуального конструирования временных диаграмм управляющих алгоритмов беспилотных ЛА: Автореф. дис. на соиск. уч. степ. канд. техн. наук / Трусов В.С. / Самар. гос. аэрокосм. ун-т. - Самара, 2005. - 19 с. - Библ. 8.

Преобразована многоходовая модель управляющего алгоритма (УА). Сделанные модификации позволяют говорить о многоходовой модели, как об универсальном средстве описания УА. Предложена мат. модель графического представления УА — временной диаграммы, ориентированная на разработчика алгоритмов. Разработана система визуального конструирования, позволяющая строить временные диаграммы из отдельных элементов методом визуальной композиции. В рамках существующей системы разработан и внедрен новый подход к разработке УА основанный на технологии визуального программирования.

2.2.44. Система структурного моделирования манёвров летательного аппарата в районе цели / Золотовский В. Е., Яковенко В. П. // Изв. ТРТУ. - 2005. - № 3. - С. 101-108. - Библ. 5.

Моделирование сложной системы манёвров летательного аппарата сводится к симуляции работы отдельных компонент этой системы и реализации процедур взаимодействия между ними. Основные задачи, которые необходимо решить при применении этих методов: задача формализации представления объектов как отдельных подсистем; формирование правил объединения объектов (подсистем) в единую систему моделирования; реализация моделей, описывающих поведение компонент; обеспечение параллельной работы всех моделей.

2.2.45. Проблемы создания перспективной авиационно-космической техники: Сборник статей. ЦАГИ / Дмитриев В.Г. (ред.). - М.: ФИЗМАТЛИТ, 2005. - 648 с. - Библ. в конце ст.

В книге, представляющей собой сборник статей научных работников ЦАГИ, изложены результаты исследований перспектив развития авиационно-космической техники. Выделены следующие научные направления: прогнозирование и долгосрочное планирование разработок новой авиационно-космической техники, методы оценки технико-экономической и боевой эффективности изделий авиационной техники, методы проектирования летательных аппаратов, в том числе с широким применением автоматизированных систем, проблемы механики полета и поисковые исследования новых технических решений, направленных на дальнейшее совершенствование летательных аппаратов, расширение области возможных полетов в атмосфере и круга задач, решаемых с использованием авиационной техники.

2.2.46. Моделирование вычислительного процесса в системах навигации летательного аппарата, разработка алгоритмов и комплексов программ для его реализации на программируемых логических интегральных схемах: Автореф. дис. на соиск. уч. степ. канд. физ.-мат. наук / Чумакова Е. В. / МАТИ - Рос. гос. технол. ун-т. - Москва, 2006. - 18 с. - Библ. 9.

Представлен комплекс программ, предназначенных для аппаратной реализации на основе ПЛИС (программируемых логических интегральных схем) алгоритмов вычисления элементарных математических функций, имеющих структуру последовательно-параллельных вычислений. Сформулированы принципы

организации вычислительного процесса в бортовой радиолокационной станции ЛА с использованием ПЛИС. Предложена методика проектирования бортовых вычислительных модулей.

2.2.47. Мета модель траектории, основанная на нейронной сети, для концептуального проектирования и наведения ракеты-носителя. Neural network based trajectory metamodel for conceptual design and guidance of launch vehicle / Qazi Mateen-ud-Din, Linshu He, Elhabian Tarek // 12 Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, St. Petersburg, 23-25 May, 2005. - St. Petersburg: Elektropribor, 2005. - С. 60-69. - Библ. 6.

Предложена метамодель движения по траектории, первоначально использовавшаяся для концептуального синтеза и оптимизации траектории, а затем для использования в бортовом контуре оптимизации траектории в почти реальном времени. В модели используется генетический алгоритм оптимизации. По сравнению с другими подходами, использование метамодели значительно сокращает время вычислений.

2.2.48. Стенд имитационного и полунатурного моделирования навигационных систем и комплексов / Веремеенко К. К. (МАИ) // Авиакосм. приборостр. – 2006. - № 1. - С. 46-54, 76. - Библ. 5.

Рассматривается стенд имитационного и полунатурного моделирования навигационных систем и комплексов, пригодный для научных исследований и учебного процесса авиационного вуза. При научных работах стенд позволяет исследовать основные свойства навигационных систем и комплексов авиационного назначения в автономных и корректируемых режимах. В учебном процессе стенд используется для демонстрации базовых свойств навигационных алгоритмов и систем, изучения основных свойств погрешностей систем и т. п. Стенд имеет дружественный интерфейс пользователя, картографическую поддержку, визуализацию типовых траекторий, графическое и текстовое представления результатов расчетов. Особенность стенда — применение имитатора сигналов спутниковых навигационных систем (СНС) для проведения полунатурных исследований свойств систем и комплексов в режимах с использованием сигналов СНС.

2.2.49. Спектральная обработка динамических процессов посадки дальнемагистрального самолета / Богачева Н.А., Жуков А. Д. // Практика применения научного программного обеспечения в образовании и научных исследованиях: Труды Региональной конференции по научному программному обеспечению, Санкт-Петербург, 2-3 февр., 2006. – СПб.: Изд-во СПбГПУ, 2006. - С. 87-92. - Библ. 3. –

Разрабатывается методика оценки достоверности цифровой стохастической модели торможения самолета на пробеге, предназначенной для исследования динамических процессов, протекающих в контуре управления системы автоматического управления торможением колес в различных режимах посадки (или прерванного взлета) при вариации условий сцепления колеса с взлетно-посадочной полосой. Оценивается эффективность функционирования системы в целях принятия решения ее перспективности.

2.2.50. Обеспечения помехозащищенности систем предупреждения критических режимов летательного аппарата в условиях турбулентности атмосферы / Семенов А. В., Ефимов И. П. // Системы искусственного интеллекта и нейроинформатика: Труды Международной конференции "Континуальные алгебраические логики, исчисления и нейроинформатика в науке и технике - КЛИН-2004", Ульяновск, 18-20 мая, 2004- Т. 3. - Ульяновск: Изд-во УлГТУ, 2004. - С. 126-128. - Библ. 4.

К системам предупреждения критических режимов (СПКР) летательных аппаратов предъявляются достаточно жесткие требования по своевременности и достоверности срабатывания сигнализации. В условиях большого спектра различного рода помех, данные требования могут быть удовлетворены лишь правильным подбором аналоговых и цифровых фильтров, а так же коэф. упреждения, имеющих составляющие для компенсации запаздывания этих фильтров. Одной из частных является задача обеспечения помехозащищенности СПКР по каналам приборной скорости и числа M в условиях турбулентности атмосферы. Для решения поставленной задачи была разработана полная мат. модель измерительно-вычислительных трактов формирования, передачи и преобразования информации по каналам, начиная с "за-

рождения" первичной аэродинамической информации в атмосфере и заканчивая выдачей текущих и "упредительных" сигналов системой СПКР. Приводится краткое описание структурных составляющих мат. модели.

2.2.51. Особенности систем управления гибкими экипажами и ППП моделирования и синтеза таких систем. Peculiarities of control systems for flexible vehicles and software package for modelling and synthesis of such systems / Nebylov A.V., Panferov A. I., Brodsky S. A. // 12 Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, St. Petersburg, 23-25 May, 2005. - St. Petersburg: Elektropribor, 2005. - С. 70-71. - Библ. 10.

Обсуждаются возможные подходы к синтезу систем управления гибкими экипажами различных типов, а также принципы создания универсального ПО синтеза управления в частотной области и пространстве состояний, исследования динамических св-в и моделирования движения. Строятся модели экипажей с учётом структурной гибкости и др. физ. эффектов: колебаний жидкости в объёмах, запаздываний, локальных аэродинамических нагрузок и т. д. Рассмотрены примеры гибких летательных аппаратов.

2.2.52. Один из подходов к конструированию алгоритмов информации и управления беспилотным летательным аппаратом в групповых операциях. One of the approaches to construction of information and control algorithms of UAV inter-aircraft navigation system for motion control in group formations / Terentiev V. M., Yurina D. A. // 12 Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, St. Petersburg, 23-25 May, 2005. - St. Petersburg: Elektropribor, 2005. - С. 82-84. - Библ. 2.

Сообщаются результаты моделирования полёта четырех беспилотных летательных аппаратов при горизонтальном развороте. Результаты подтверждают эффективность использования алгоритмов управления.

2.2.53. Управление пуском ракет воздух - воздух / Yan Hui-xin. Feixing lixue= Flight Dyn. - 2005. - 23, № 4. - С. 71-73. - Библ. 2.

Национальным центром тестирования вооружений ВВС (Китай) разработан способ моделирования системы управления пуском ракет воздух—воздух. Значение угла ориентации при наведении на цель 100-160°, удалённость цели варьировалась в интервале 5,80-14,50 км, длительность времени полёта 8,2-18,6 с. Погрешность расчётного определения дистанции пуска 3-10%. Результаты моделирования согласуются с расчётными данными и результатами тестирования систем вооружений.

2.2.54. Математическая модель погрешностей струйного измерителя кажущейся скорости системы управления летательного аппарата / Коротков А. В. // Двойн. технол. - 2004. - № 2. - С. 19-21. - Библ. 7.

Рассматривается представление погрешности измерения струйного акселерометра в виде совокупности независимых ошибок измерений, зависящих от продолжительности измерений и величины действующего ускорения. Каждая составляющая погрешности измерения описывается случайной систематической ошибкой с нормальным законом распределения от запуска к запуску и случайным нестационарным процессом ее изменения в полете. На основании полученной математической модели погрешностей и модели движения ЛА формируется выходной сигнал струйного измерителя кажущейся скорости.

2.2.55. Верификация и техническое обслуживание бортового комплекса беспилотного летательного аппарата / Ou Ganliang, Chen Xin // Jisuanji celiang yu kongzhi=Comput. Meas. and Contr. - 2006. - 14, № 3. - С. 339-342. - Библ. 5.

Технологическим университетом (Китай) разработана система моделирования для применения в целях верификации и техн. обслуживания бортового комплекса беспилотного летательного аппарата (использованы объектно-ориентированные методы программирования). Реализовано имитационное моделирование системы управления летательного аппарата. Использована ОС Windows2000, язык программирования C-f+6.0. Результаты эксперим. работы подтверждают высокие показатели качества системы.

2.2.56. О моделировании управляемого движения ракет на активном участке их полета / Алферьев В. Л. // Двойн. технол. - 2004. - № 4. - С. 51-73. - Библ. 2.

Во многих исследовательских работах, посвященных разработке требований к оборонительным средствам и комплексам, оптимизации их функциональных параметров, мест дислокации и алгоритмов функционирования, обязательным является использование результатов моделирования движения стратегических наступательных вооружений, элементов и боевого оснащения, а также средств доставки полезной нагрузки в космическое пространство. И, как правило, всегда требуются результаты моделирования движения ракет на участке работы двигателей маршевых ступеней ракеты-носителя. Именно краткому освещению этой темы и посвящена эта статья.

2.2.57. Стенд полунатурного моделирования системы "летательный аппарат - автопилот" / Садовский К. В. // Студенческий научный вестник: Сборник тезисов докладов Общеуниверситетской научно-технической конференции "Студенческая научная весна -2005", Москва, 4-29 апр., 2005. Т. 2. - М.: Изд-во НТА "АПФН", 2005. - С. 116. (Профессионал).

Разработан стенд для полунатурного моделирования системы "летательный аппарат — автопилот" для дистанционно управляемого летательного аппарата. Разработана структура стенда (комплекс установленных на борту приборов) и прикладное ПО, реализующее алгоритмы управления на заданных режимах.

2.2.58. Моделирование структуры "система управления — летальный аппарат" с использованием программного пакета MATLAB / Чирков П. Н. // Студенческий научный вестник: Сборник тезисов докладов Общеуниверситетской научно-технической конференции "Студенческая научная весна - 2005". Москва, 4-29 апр., 2005. Т. 2. - М.: Изд-во НТА "АПФН", 2005. - С. 109. - (Профессионал).

С помощью языка визуального программирования MATLAB Simulink реализована структура "система управления — летательный аппарат". Пользователю персонального компьютера — "летчику" на экране монитора представлены средства управления летательным аппаратом и средства индикации, отображающие текущие параметры движения летательного аппарата. Проведено трехмерное динамическое изображение самолета и окружающего пространства. Проведено моделирование различных этапов полета летательного аппарата. Сделаны выводы о досто-

инствах и недостатках использования языка визуального программирования MATLAB Simulink для моделирования структуры "система управления — летательный аппарат".

2.2.59. Моделирование продольного движения системы "самолет АН140 - САУ" / Купреев М. Ю. // Студенческий научный вестник: Сборник тезисов докладов Общеуниверситетской научно-технической конференции "Студенческая научная весна - 2005", Москва, 4-29 апр., 2005. Т. 2. - М.: Изд-во НТА "АПФН", 2005. - С. 110. (Профессионал).

Разработана программа для облегчения идентификации реальной САУ самолетом при использовании информации о структуре системы и результатов летных испытаний. Произведена оценка нелинейностей, имеющих в системе (зоны нечувствительности, ограничения по уровню и запаздывания в СВС). Исследовано влияние изменения температуры окружающей среды на динамику самолета в режимах взлета/посадки и ухода на 2-ой круг.

2.2.60. Программный метод моделирования отделения авиационных управляемых ракет от самолетов-носителей / Правидло М. Н., Смерников И. А. // 8 Всероссийская научно-техническая конференция "Повышение эффективности средств обработки информации на базе математического моделирования", Тамбов, 26-28 апр., 2006: Материалы докладов. Ч. 2. - М.: ИПРЖР, 2006. – С. 266-275.

Описывается ПО, разработанное и реализованное на ПК для исследования и оценки безопасности старта; мат. модель комплексного подхода к движению запускаемых с самолетов-носителей различных типов авиационных управляемых ракет и работы их систем управления на этапах катапультирования и дальнейшего автономного полета, обеспечивающего интеграцию ракет из комплекса вооружения одного самолета в комплекс вооружения другого самолета.

2.2.61. Влияние качества настройки модели управления самолета на точность математического моделирования / Ермаков А. Л., Жеребятьев А. В. // Науч. вестн. МГТУ ГА. – 2006. - № 97. - С. 94-98. - Библ. 4.

Рассматривается влияние качества настройки модели управления самолета на погрешность при моделировании взлета ЛА.

Показана сильна зависимость степени адекватности общей мат. модели от отклонения параметров модели управления относительно их оптич. значений.

2.2.62. Система моделирования для применения в процессе разработки комплекса управления для вертолета / Zhang Qingjiang, Liu Lei, Zhang Jianfeng, Li Aijun, Yu Xiang // Jisuanji celiang yu kongzhi=Comput. Meas. and Contr. - 2006. - 14, № 3. - С. 400-403. - Библ. 6.

Северозападным политехи, университетом (провинция Ксиань, Китай) разработана система моделирования для применения в процессе разработки компьютеризованной системы управления для вертолета. Система функционирует по типу использования аппаратных средств в составе замкнутого контура. Система позволяет выполнять тестирование компьютеризованного комплекса управления. Применён компьютер типа PC104, ЖК-дисплей типа NL644AC30, сетевые средства системы обеспечивают скорость передачи данных 10/100 МБ/с. Выполнено моделирование при значении разрешения по величине курсового угла 4; 5; 10° (то же по значению угла снижения, подъёма).

2.2.63. Моделирование профиля посадочной поверхности в задаче анализа динамики самолета при посадке и пробеге / Белецкий А. 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. 1. - Самара: СГАУ, 2006. - С. 137-141. - Библ. 4.

При моделировании посадочной динамики самолета необходимо решать задачу анализа расчетных нагрузок на стойки шасси и конструкцию планера в случаях пробега по полосе с заданным профилем посадочной поверхности. Предлагаемые мат. модели посадочной поверхности и отклика динамической системы шасси могут быть применены: при конструировании самолетов, преимущественно транспортных, для определения нагрузок в элементах шасси, а также в планере при моделировании посадки и пробега; при компьютерном моделировании динамических процессов при аварийной посадке самолета; при конструировании летных тренажеров для моделирования посадки самолета.

2.2.64. Разработка системы управления для авиатренажёра / Fu Qiang, Er Lianjie, Zhao Guorong // Beijing hangkong hangtian daxue xuebao=J. Beijing Univ. Aeron. and Astronaut. - 2004. - 30, № 5. - С. 410-413. - Библ. 4.

Технологическим университетом аэрокосмической отрасли (Китай) предложена робастная система управления для авиатренажёра (с имитацией полётной обстановки). Управление реализовано на основе использования "качественной ОС". Обработка данных по типу быстрого преобразования Фурье позволяет минимизировать влияние нелинейности фрикционных процессов, обеспечить устойчивое управление при наличии возмущений.

2.2.65. Моделирование системы управления полётом вертолёта / Chen Wei, Wang Dao-bo // Feixing lixue=Flight Dyn. - 2004. - 22, № 1. - С. 41-44. - Библ. 5.

Технологическим университетом аэрокосмической отрасли (Китай) разработан способ моделирования системы управления полётом для беспилотного вертолёта ("аппаратные в составе замкнутого контура"). Моделирование реализовано в среде Windows (VC++6.0). Длительность единичного шага процесса моделирования порядка 5 мс. Данные моделирования использованы при выработке стратегии управления полётом.

2.2.66. Моделирование системы управления и телеметрии атмосферного летательного аппарата. Simulation system of telemetering and telecontrol for unmanned aerial vehicle / Wang Ding, Xu Jiadong, Yao Rugui, Miao Ruifeng // IEEE Aersp. and Electron. Syst. Mag. - 2006. - 21, № 9. - С. 3-5.

Северовосточным политехи, университетом (Китай) разработан аппаратный комплекс с функциями моделирования систем управления и телеметрии атмосферного летательного аппарата. Обеспечена имитация инструкций для системы управления (параметры траектории движения, характер собственно выполняемой миссии). В системе телеметрии обеспечено моделирование данных высоты, скорости движения и угловых координат летательного аппарата. Наряду с использованием разработчиками аппаратный комплекс может использоваться для целей подготов операторов.

2.2.67. Математические модели каналов системы воздушных сигналов вертолёта на основе свободно ориентиро-

ванного приемника давлений / Козицин В. К. // Изв. вузов. Авиационная техника. – 2006. - № 3. - С. 46-49. - Библ. 5.

Рассматривается кинематическая модель свободно ориентированного приемника давлений. Раскрываются мат. модели формирования первичной аэрометрической информации и кинематических искажений, вносимых при вращении вертолета. Приводятся зависимости для определения высотно-скоростных параметров вертолета по сигналам свободно ориентированного приемника.

2.2.68. Интеллектуальная интегрированная моделирующая среда для проектирования навигационных средств / Семушин И. В., Курышова Е. Е., Мартьянов А. И., Сунопля М. С. // Математическое моделирование и краевые задачи: Труды 3 Всероссийской научной конференции, Самара, 29-31 мая, 2006. Ч. 4- Секц. Математические модели в информационных технологиях. - Самара: СамГТУ, 2006. - С. 98-101. - Библ. 1.

Современные навигационные приборы — это крайне сложные системы, обычно реализуемые в виде автономной бортовой инерциальной навигационной системы (ИНС) в комплексе с многими внешними измерителями. К типичным источникам внешней информации относятся: измерители положения — РЛС, радионавигационные средства, глобальная система позиционирования и некоторые другие; измерители высоты — барометрическая РЛС, альтиметр и лазерный альтиметр; измерители скорости — доплеровская РЛС и датчики воздушной скорости. Конечной целью проектирования является комплексная навигационная система, которая включает ИНС, поддерживаемую внешними источниками информации.

2.2.69. Моделирование кинематики самолёта-носителя / Qin Li, Zhang Wen-dong, Pan Feng // Zhongbei daxue xuebao. Ziran kexue ban=J. N. Univ. China. Nat. Set. Ed. 2006. 27, № 3, с. 276-279. - Библ. 6. – УПО-2.2.

Национальным северным университетом (Китай) предложен способ моделирования кинематики самолёта-носителя при значительной величине угла атаки. Погрешность моделирования по величине угла ориентации самолёта-носителя находится в интервале $2.50 \times 10^{-10} \sim 1,00 \times 10^{-9}$ (для периода времени 0~400 с).

2.2.70. Имитаторы тактической обстановки авиационных тренажеров / Якимов В. Н. // Надежность и качество: Труды Международного симпозиума, Пенза, 25-31 мая, 2006. Т. 2. - Пенза: Пенз. гос. ун-т, 2006. - С. 311-312.

Авиационные тренажеры экипажей военных самолетов должны обеспечивать обучение и тренировку летного состава, в первую очередь — выполнение задач боевого применения с привитием профессиональных навыков ведения боевых действий и поддержания этих навыков на необходимом уровне. Для выполнения этого условия на тренажере, кроме всего прочего, должна воспроизводиться "тактическая" обстановка, наблюдаемая экипажем на индикаторах бортовых систем и перед остеклением кабины аналогично условиям "реального полета" или, по крайней мере, в таком виде, который бы обеспечивал привитие правильных навыков ведения боевых действий.

2.2.71. Нейросетевые ансамбли при интерпретации экстремальных ситуаций в бортовых интеллектуальных системах / Нечаев Ю. И. // Нейрокомпьютеры: разработ., применение. – 2006. - № 6. - С. 60-69. - Библ. 10.

Обсуждены подходы к построению и использованию нейросетевых ансамблей при интерпретации экстремальных ситуаций, анализ которых проведен на основе эксперим. данных о климатических спектрах морского волнения. Разработаны нейросетевые ансамбли использованы в задачах анализа и прогноза взаимодействия динамического объекта с внешней средой в бортовых интеллектуальных системах реального времени.

2.2.72. Энергетика микро-ЛА с машущими крыльями. Energetics-based design of small flapping-wing micro air vehicles / Madangopal Rajkiran, Khan Zaeem Ashraf, Agrawal Sunil K. // IEEE/ASME Trans. Mechatron. -2006. - 11, № 4. - С. 433-438. - Библ. 5.

За последние 5 лет выросло число программ, финансируемых оборонными ведомствами США, в т.ч. МО и DARPA, по созданию микро-ЛА. Разработана система типа "летучая мышь" с размахом крыльев 15-20 см и массой <15 г, управляемая по радио. Предложена система MFI (микромеханическое летающее насекомое) с размахом крыльев 15-25 мм. Наряду с этими достижениями, отсутствует серьезное теоретическое обоснование

создаваемых конструкций. Предлагается анализ энергетики микро-ЛА с машущими крыльями, направленный на разработку новых конструкций. Основные положения анализа включают необходимость наличия на микро-ЛА механизма, моделирующего грудную клетку насекомого и сохраняющего часть кинетической энергии при взмахе крыльев в виде упругой потенциальной энергии. Также применяется упрощенная аэродинамическая модель крыла и инерционная модель всего механизма на базе механики жесткого тела. Проводится оптимизация параметров механизма аккумуляции энергии, позволяющая свести к минимуму потребление энергии из внутренних источников в течение цикла взмаха крыльев. Предложены конструкции серии прототипов на базе изложенных принципов для их практической проверки.

2.2.73. Моделирование динамики экрано-планов / Суржик В. В. // Науч. вестн. НГТУ. – 2007. - № 1. - С. 59-67. - Библ. 10.

Даны конкретные рекомендации по выбору компоновочной схемы на ранней предэскизного проектирования. Предложена методика учета нестационарности изменения кинематических параметров экранопланов в дифференциальных уравнениях продольного движения. Разработан алгоритм метода пространства малого времени для интегрирования систем дифференциальных уравнений движения экранопланов.

2.2.74. Программное обеспечение стенда комплексного определения динамических параметров летательных аппаратов на этапе наземной отработки / Козлов А. В., Пантिलев А. С., Федоров В. Б., Фокин Л. А. // Вестн. ЮУрГУ. Сер. Компьютер. технол., упр., радиоэлектрон. – 2006. - №4. - С. 97-100. - Библ. 1.

Для синтеза алгоритмов управления беспилотным летательным аппаратом, идентифицируются его параметры, используемые в мат. модели, путем проведения стендовых испытаний. Лабораторный стенд представляет собой механическую конструкцию для закрепления исследуемого объекта и измерительное оборудование для преобразования незл. исследуемых величин в эл. Для автоматизации сбора, обработки, сохранения и представления данных используется стандартный ПК, к которому через

спец. устройства сбора и передачи данных, подключено задействованное на стенде измерительное оборудование.

2.2.75. Динамическое моделирование горизонтального смещения летательного аппарата / Fang Cun-guang, Wang Wei // Kongzhi lilun yu yingyong=Contr. Theory and Appl. - 2007. - 24, № 2. - С. 161-169.

Разработан способ динамического моделирования горизонтального смещения беспилотного воздушного судна (управления при движении в условиях горизонтального смещения). Предложено использование контроллера модифицируемой структуры, реализующего "управление со скользящим режимом".

2.2.76. Моделирование бортовой системы инерциальных измерений / Xu Jian-yun, Lu Hao, Du Yi-min, You Jiang // Zhongguo guanxing jishu xuebao=J. Chin Inertial Technol. - 2007. - 15, № 2. - С. 168-170, 176.

На основе комплекса логических элементов разработан комплекс имитационного моделирования бортовой системы инерциальных измерений боевой ракеты класса "воздух—воздух". Используемый специализированное ПО аппаратный комплекс выполнен в малых габаритных размерах и отличается низкой стоимостью.

2.2.77. Пакет программ для согласованного моделирования движения и инфракрасного излучения ракет на активном участке полета / Ким А. К., Лагуткин В. Н., Лукьянов А. П., Козин Ф. А., Радченко Ю. В., Слынько Ю. В. // Вопр. радиоэлектрон. Сер. Радиолокац. техн. – 2007. - № 4. - С. 30-44. - Библ. 7.

Разработан пакет программ, позволяющий проводить расчеты ИК излучения ракет согласованно с расчетами их траекторий путем интегрирования уравнений движения на активном участке полета. Входными данными для согласованных расчетов являются конструктивные параметры ракет, конструктивные и тяговые характеристики ракетных двигателей, параметры двухфазных струй на срезе сопла. Выходные данные - траектория полета и развертки по траектории основных характеристик излучения: спектральной плотности силы излучения, силы излучения в заданных спектральных диапазонах, пространственного распределения яркости излучения факела ракеты.

2.2.78. Тестирование гидравлических систем / Zhi Chaoyou, Gao Yakui // Jisuanji celiang yu kongzhi=Comput. Meas. and Contr. - 2007. - 15, № 5. - С. 599-601.

Разработан аппаратный комплекс для тестирования гидравлических систем атмосферного летательного аппарата. Система позволяет имитационно моделировать значительный набор ситуаций (в частности, имеющих место в полёте). Применение сетевых средств LXI-bus (стандарт IEEE-1588) позволило упростить выполнение измерений и снизить показатели затратности системы.

2.2.79. Определение параметров поля потока при движении транспортного средства на воздушной подушке. Complete flow field computation around an ACV (air-cushion vehicle) using 3D VOF with Lagrangian propagation in computational domain / Nikseresht A. H., Alishahi M. M., Emdad H. // Comput. and Struct. - 2008. - 86, №7-8. - С. 627-641.

Предложен алгоритм для определения параметров поля потока (воздушной среды) в непосредственной близости поверхностей движущегося аппарата на воздушной подушке (обеспечено получение трёхмерной картины поля потока). Определены пути анализа поля потока при движении аппарата над водной средой (при наличии волнения на поверхности).

2.2.80. Оптимизация параметров строя группы ЛА по условиям безопасности при преодолении ПВО / Баранов Н.А. // Полет. – 2007. - № 9. - С. 21-25. - Библ. 6.

Рассматривается марковская модель преодоления ПВО группой летательных аппаратов, в которой предполагается, что поражение следующего летательного аппарата в группе возможно только в результате инициирования боевой нагрузки предыдущего самолета. Показано существование оптимальных интервалов между самолетами группы.

2.2.81. Бесплатформенная инерциальная навигационная система на базе твердотельного волнового гироскопа / Джанджгава Г. И., Бахонин К. А., Виноградов Г. М., Требухов А. В. // Гироскопия и навигация. – 2008. - № 1. - С. 22-32. - Библ. 6.

Представлены результаты разработки макетного образца бесплатформенной инерциальной навигационной системы

(БИЖ) на базе твердотельного волнового гироскопа (ТВГ) и маятниковых кремниевых акселерометров. Описана структурная схема системы. Особое внимание уделено описанию математической модели, используемой при калибровке ТВГ, и проблемам калибровки. Описаны характеристики ТВГ до и после калибровки.

2.2.82. Методы проектирования летательных аппаратов: Учеб. пособие / Тарасов Е.В., Балык В.М. – М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2008. – 412 с.

Даны основные определения методов проектирования и приведена их систематизация. Изложены методы представления объектов проектирования с использованием современных компьютерных технологий, частично-формализованные и формализованные методы оптимального проектирования: вариационные и нелинейного программирования, применение которых проиллюстрировано на конкретных задачах. Отдельное место занимают условия устойчивости проектных решений и методы их выбора. Даются основные положения статистического синтеза проектных решений и методы статистического синтеза проектных решений в условиях многофакторной и многокритериальной неопределенностей.

2.2.83. Метод базовых определений в СРНС / Шестаков И. Н. // Авиакосм. приборостр. – 2008. - № 6. - С. 31-34. - Библ. 6.

Представлена теор. модель базовых определений в СРНС, позволяющая получить дифференциальную точность позиционирования объекта. На примере беспилотных летательных аппаратов показана актуальность инженерной разработки алгоритма позиционирования с помощью СРНС методом базовых определений, который является автономным, не требует корректирующих станций и дополнительного связного оборудования.

2.2.84. Идентификация "жестких" математических моделей летательных аппаратов при наличии шумов измерения и систематических ошибок / Туник А. А., Клипа А. Н. // 14 Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам, Санкт-Петербург, 28-30 мая, 2007: Сборник материалов. - СПб.: ЦНИИ "Электроприбор", 2007. - С.192-194. - Библ. 9.

Рассмотрены особенности проблемы идентификации "жестких" мат. моделей летательных аппаратов при наличии шумов и смещений датчиков. Предложено использовать оптимальный входной сигнал, определяемый в частотной области, для получения макс. объема информации в результате летного испытания. Разработано цифровой физически нереализуемый симметрический нерекурсивный фильтр для разделения коротко- и длиннопериодических составляющих из выходных сигналов. Цель процедуры идентификации состоит в оценивании не только аэродинамических производных, но также и смещений датчиков. Это достигается путем процедуры минимизации функции правдоподобия, основанной на расширенном фильтре Калмана и процедуре стохастической аппроксимации. Выполнена идентификация продольного движения легкого пассажирского самолета.

2.2.85. Моделирование процесса движения атмосферного летального аппарата / Li Ming, Ji Yong, Jia Hong-guang, Xu Zhi-jun // Guangxue jingmi gongcheng= Opt. and Precis. Eng. - 2008. - 16, № 10. - С. 1949-1955.

Н.-и. проблем физики, оптики и точной механики (Китай) разработана система моделирования процесса движения атмосферного летального аппарата (моделирование по типу "аппаратных средств в составе замкнутого контура"). Обеспечено моделирование динамики полёта, управления полётом, моделирование визуального образа летательного аппарата. Применено ПО Matlab/Simulink. Относит, погрешность моделирования режима полёта не превышает 2,3%, относительная погрешность определения макс. высоты полёта 0,85% (в сравнении с данными эксперим. работы).

2.2.86. Моделирование поведения вертолета в процессе полёта / Lu Jing-chao, Zhang Jia-ming // Jisuanji gongcheng yu yingyong=Comp. Eng. and Appl. - 2007. - 43, N 34. - С. 236-238, 242.

Северозападным политехническим университетом (Китай) на основе применения теор. методов по Такаги-Сугено выполнено моделирование латерального поведения вертолета во время полёта. Сокращены потребные времязатраты при обработке значительных массивов данных. Для целей обучения нейронной сети (с нечёткими правилами) использованы данные типовых

режимов полёта. Результаты моделирования подтверждают высокие показатели качества управления движением вертолёта.

2.2.87. Программно - технический комплекс систем управления самолетом / Легостаев В. Л. // Научно-техническая конференция студентов, аспирантов и молодых специалистов МИЭМ, Москва, 2008: Тезисы докладов. - М.: МИЭМ, 2008. - С. 314-315.

Выполнение жестких требований к устойчивости и управляемости, маневренным характеристикам, пилотажным и навигационным задачам требует от современных систем управления многофункциональности задачам самолета. Цифровые системы управления позволяют реализовать более сложные законы управления по сравнению с аналоговыми и обладают общеизвестными преимуществами: Существенное увеличение гибкости построения системы и легкость ее модернизации, т. к. изменение алгоритмов приводит лишь к изменению программы; Существенное уменьшение массогабаритных параметров; Разнообразие методов повышения надежности: обработка входных сигналов, резервирование каналов управления и пр. Сокращение затрат на обслуживание. В тоже время цифровые системы имеют и ряд недостатков: Запаздывание по тракту из-за квантования сигнала по времени; Погрешности, связанные с квантованием сигнала по уровню; Возможность появления программных ошибок.

2.2.88. Математическое моделирование процессов взаимодействия летательного аппарата с внешними полями и разработка универсальных вычислительных процедур комплексного анализа аэродинамических компоновок: Автореф. дис. на соиск. уч. степ. докт. техн. наук / Попов В. М. / Воен. авиа. техн. ун-т. - М., 2001. - 40 с. - Библ. 25.

Рассмотрены постановки физ. задач взаимодействия ЛА с внешними полями, показана возможность и целесообразность описания возмущенных полей вокруг ЛА в терминах теории потенциала, удовлетворяющего уравнениям Гельмгольца и Лапласа. Предложена модификация квадратурных формул МДВ с замкнутыми вихревыми рамками, обладающая большей по сравнению с базовым методом устойчивостью к алгоритмам выбора разбиения поверхности и контрольных точек. Предложен метод численного решения краевых задач для скалярного однородного

уравнения Гельмгольца, основанный на МДО. Построен ряд программных средств и универсальных расчетных модулей.

2.2.89. Моделирование и управление в среде совместных воздушных операций с неточной информацией. Modeling and control of a joint air operations environment with imperfect information: Докл. [6 Conference on "Enabling Technologies for Simulation Science", Orlando, Fla, 2-5 Apr., 2002] / Curry Michael L., Wohletz Jerry M., Castanon David A., Cassandras Christos G. // Proc. SPIE. - 2002. – 4716. - С. 41-51. - Библ. 6.

Рассмотрены задачи распределения самолетов различных видов по целям в условиях неполной информации и неопределенности последствий нанесения ударов. Проведен анализ эффективности марковских процессов принятия решений при различных видах неопределенности. Предложен подход к планированию операций и распределению ресурсов, основанный на имитационном моделировании. Описаны различные сценарии моделирования.

2.2.90. Имитационная модель использования воздушного пространства / Гальков М. А., Рудельсон Л. Е., Тверитнев М. М. // Изв. РАН. Теория и системы упр. – 2003. - № 4. - С. 147-152. - Библ. 8.

Оптимизационные модели регулирования потоков воздушного движения для построения бесконфликтного суточного плана недостаточно эффективны вследствие неизбежных флуктуации переменных в процессе его реализации. Предлагается технология поиска не явно выраженного глобального, а наиболее устойчивого локального экстремума функции (максимум удовлетворенных заявок на полеты) при ограничениях на структуру потоков, показатели безопасности, регулярности и экономичности. Учитываются: техн. состояние средств обеспечения полетов, метеоусловия, режимные ограничения, а также отмены, задержки рейсов и срочные заявки на полеты. Они используются при регулировании потоков в качестве ОС для поддержания (адаптации) приемлемого значения целевой функции без нарушений безопасных интервалов движения, порогов загрузки элементов структуры пространства, экономичных маршрутов и эшелонов.

2.2.91. Средство интеграции и поддержки принятия решений DISE для динамического принятия решений при

составлении и изменении заданий в автоматизированном оперативном управлении в авиации. Decision integration and support engine (DISE) for dynamic aircraft and ISR asset tasking/retasking decision support for the ДОС: Докл. [6 Conference on "Enabling Technologies for Simulation Science", Orlando, Fla, 2-5 Apr., 2002] / VonPlinsky Michael, Crowder Ed. // Proc. SPIE. - 2002. – 4716. - С. 311-322.

Разработана байесовская сеть для моделирования процессов принятия решений в автоматизированном оперативном управлении в авиации. Реализованы средства интеграции и поддержки принятия решений DISE для анализа обнаруженных целей. Критерии решения, приоритеты и веса отдельных правил определяются заранее в изолированном режиме. Описан интерактивный режим работы новой системы.

2.2.92. Центр виртуального тестирования аэрокосмических операций VT-AOC. Virtual Testbed Aerospace Operations Center (VT-AOC): Докл. [7 Conference on Enabling Technologies for Simulation Science, Orlando, Fla, 22-25 Apr., 2003] / Dunaway Bradley, Broadstock Tom // Proc. SPIE. - 2003. – 5091. - С. 122-131. - Библ. 14.

Описан проект ВВС США по созданию испытательного стенда аэрокосмических операций, использующего средства виртуальной реальности. Центр VT-AOC предназначен для демонстрации возможностей нового оборудования и проверки выполнения различных операций в реалистичной среде. Описаны возможности проведения имитационного моделирования с разным уровнем разрешения и объединения полученных результатов с данными, полученными с помощью альтернативных методов испытания. Представлены результаты, полученные в ходе проведенного имитационного моделирования с помощью разработанной системы VT-AOC.

2.2.93. Алгоритмы оптимального поиска стационарных объектов / Нартов Б. К. // Авиакосм. приборостр. – 2003. - № 12. - С. 45-50, 67. - Библ. 6.

Рассмотрена мат. модель траекторного управления, позволяющая формализовать в виде задач оптим. управления и решать далее стандартными средствами практически интересные задачи поиска стационарных объектов. Предлагаемый подход позволяет,

в частности, строить алгоритмы оптим. поиска неподвижных точечных целей в вариантах планирования и управления в реальном времени, в том числе для задач с риском гибели поисковых единиц.

2.2.94. Математическое моделирование инерциально-спутниковых систем навигации и управления летательных аппаратов / Рогалев А. П., Бабиченко А. В. // Инф. технол. в проектир. и пр-ве. – 2002. - № 4. - С. 60-71. - Библ. 17.

Рассмотрены вопросы построения математической модели базовой адаптивно-робастной системы комплексной обработки данных инерциально-спутниковых навигационных систем с переменной управляемой структурой в интегрированных комплексах бортового оборудования маневренных летательных аппаратов.

2.2.95. Нечеткая модель управления посадкой самолетов. The fuzzy model for aircraft landing control / Ionita Silviu, Sofron Emil // Lect. Notes Comput. Sci. - 2002. - 2275. - С. 47-54.

Разработана модель нечеткого управления, выходами которой являются 3 кинематических параметра, используемые в маневрах при посадке самолета с высокой точностью. Модель используется для выделения признаков, характеризующих ситуацию, приближенного вывода и оценки точности. Приведены результаты проведенного имитационного моделирования, показывающие возможность значительно снизить вмешательство пилота в стандартных ситуациях.

2.2.96. Требования к обучающим данным для нейронных сетей для прогнозирования аэродинамических коэффициентов. Training data requirement for a neural network to predict aerodynamic coefficients: Докл. [Conference on Independent Component Analyses, Wavelets, and Neural Networks, Orlando, Fla, 22-25 Apr., 2003] / Rajkumar T., Bardina Jorge // Proc. SPIE. - 2003. – 5102. - С. 92-103. - Библ. 29.

Разработана модель, учитывающая зависимость аэродинамических коэффициентов от угла атаки, торможения, числа Маха и угла рыскания. Для моделирования зависимости используются полиномиальные функции. Проведено исследование требуемого для обучения числа образцов, а также наилучшего вида функции активации в синапсах, идущих от слоя к слою. Приведены дан-

ные, полученные в ходе проведенных эксперим. исследований искусственного спутника планеты, выходит на заданный участок (или в заданную точку) пролета на фиксированной высоте над поверхностью планеты и после пролета возвращается на исходную круговую орбиту. Предлагается способ корректного учета ограничений на перегрузку (смешанного ограничения типа неравенства) и на удаление от центра планеты - протяженного (не точечного) промежуточного (фазового) ограничения типа равенства.

2.2.97. Вычислительный анализ влияния формы лопасти на концевые вихри. Computational analysis of effects of blade shapes on tip-vortices / Hu Hong // Adv. Eng. Software. - 2003. - 34, № 5. - С. 279-286.

Взаимодействие лопасти и воздушных вихрей является одним из основных источников шумов винтокрылых летательных аппаратов, ключевым фактором снижения которых является точное и эффективное прогнозирование поля потока ротора, включая концевые вихри и их взаимодействие с роторными лопастями. Возникновение свободного турбулентного следа и его взаимодействие с лопастями делает задачу расчета аэродинамики вертолета особенно сложной. Сообщается о создании новой программы мультисеточного анализа, предназначенной для исследования процесса образования и характеристик концевых вихрей при зависании вертолета. Описываются алгоритмы анализа аэродинамических сил и некоторые результаты вычислений

2.2.98. Акустическая имитация в реальных объемных виртуальных сценах. Acoustic simulation in realistic 3D virtual scenes: Докл. [Conference on "Targets and Backgrounds IX: Characterization and Representation", Orlando, Fla, 21-22 Apr., 2003] / Gozard Patrick, Le Goff Alain, Naz Pierre, Cathala Thierry, Latger Jean // Proc. SPIE. - 2003. - № 5075. - С. 132-142. - Библ. 5.

Описывается проведенный по заказу Министерства обороны Франции семинар CHORALE по вопросам моделирования, главной целью которого была оценка системы ИК наведения для ракеты Storm Shadow, именуемой во французской версии Scalp. Дополнительно тематика семинара была расширена и на акустическую область с целью моделирующего детектирования дви-

жущегося транспорта, например, танка, в реальной трехмерной виртуальной сцене. Шумовые и вибрационные сигналы в таком транспорте генерируют двигатели, колеса, коробка передач, выхлопные газы, которые могут восприниматься акустическими и сейсмическими датчиками. Подробно освещаются основы акустического моделирования с учетом погодных атмосферных свойств, влияющих на геометрическую расходимость звуковых волн, фиксируемых микрофонным датчиком, а также спец. меры для устранения эффекта смешанного наложения воспринимаемых звуковых сигналов.

2.2.99. Максимизация характеристики модели CHAMP по изображению целей и сцен в реальном времени для оборудования в контуре тестирования. Maximizing performance of real-time CHAMP (RTC) for hardware in the Loop (HITL) testing: Докл. [Conference on "Technologies for Synthetic Environments: Hardware-in-the-Loop Testing VIII", Orlando, Fla, 21-22 Apr., 2003] / Lashley Tony C., Crow Denis R. // Proc. SPIE. - 2003. - № 5092. - С. 7-14.

Сложность и развитая функциональность высоко достоверных ИК-моделей для самолетов существенно увеличивается с каждым поколением. Описывается упрощенное и эффективное по стоимости решение оптимизационной программы реального времени для модели CHAMP, производительность которой проверена на ПК типа 1,8 ГГц Dell фирмы Intel с графической VE платой формы ATI Radeon при обработке данных в спектральных полосах на базе модели радиометрического формирования целей и сцен (SPIRITS) для самолетов с четырьмя двигателями.

2.2.100. Влияние запаздывания в системах имитации физических факторов полета на пилотажные характеристики авиационных тренажеров / Данилов А. М., Гарькина И. А. // 5 Международная научно-техническая конференция "Кибернетика и технологии XXI века", Воронеж, 12-13 мая, 2004. - Воронеж: НПФ "Саквеев", 2004. - С. 142-156. - Библ. 2.

Предлагается аналитический метод оценки влияния запаздывания в системах имитации физ. факторов полета на пилотажные характеристики авиационных тренажеров.

2.2.101. Графические средства поддержки имитации прикладных задач синтетической среды в компании Alenia

Aeronautica. Graphics generation as a means to support simulation applications and synthetic environment in Alenia Aeronautica / Allocca Maria, Montrucchio Cristiano // The 13 International Conference on Computer Graphics and Vision "GraphiCon-2003", Moscow, Sept. 5-10, 2003: Conference Proceedings. - Moscow: MAX Press, 2003. - С. 48-54.

Обсуждается значение вычислительных и графических инструментов для создания многофункциональных средств и сложных, реалистичных сценариев, позволяющих строить имитаторы реального времени для обучения летчиков. Дается обзор деятельности компании Alenia Aeronautica, Италия, по разработке графических средств, предназначенных для задач имитационного моделирования. Выделяются четыре базовых направления проводимых работ: создание географической БД с различными уровнями детализации и различной степенью реализма, разработка систем генерации видов из окна кабины пилота, разработка графических форматов для имитаторов дисплеев и управляющих интерфейсов, разработка инструментов стереоскопического зрения.

2.2.102. Нелинейное моделирование и управление вертолётами. Nonlinear modelling and control of helicopters / Vilchis Avila J. C., Brogliato B., Dzul A., Lozano R. // Automatica. - 2003. - 39, № 9. - С. 1583-1596.

Описана разработка нелинейной модели и стратегии нелинейного управления моделью вертолёта. Целью является создание семимерной модели для управления вертолётными мишенями. Исследуются свойства модели, проведено сравнение с трехмерной моделью.

2.2.103. Численное моделирование задачи коррекции трехкомпонентной инерциальной навигационной системы по высотной информации / Девятисильный А. С., Числов К.А. // Изв. РАН. Теория и системы упр. – 2004. - № 5. - С. 149-153. - Библ. 3.

Приводятся модельные представления задачи коррекции динамических погрешностей инерциальной навигационной системы по измерениям высоты траектории объекта и численные результаты, обосновывающие практическую целесообразность ее общесистемной интерпретации как задачи наблюдения.

2.2.104. Применение методов автоматизированного моделирования систем управления и проектирования авиационных комплексов / Воробьев А. В. // Авиакосм. приборостр. – 2004. - № 9. - С. 25-30, 62. - Библ. 8.

Рассмотрены методы автоматизированного моделирования нелинейных систем авиационных комплексов на этапе полунатурного моделирования на стендах, основанные на анализе переходных процессов при различных параметрах и действиях регулярных и случайных сигналов, позволяющих уточнять алгоритмы управления.

2.2.105. Математическое моделирование работы интегрированных бесплатформенных систем ориентации и навигации локального назначения: Автореф. дис. на соиск. уч. степ. канд. физ.-мат. наук / Большаков А. А. / Сарат. гос. техн. ун-т. - Саратов, 2004. - 20 с. - Библ. 10.

Построена математическая модель процесса функционирования ИБСОН, представленная кватернионными корректируемыми уравнениями ориентации, записанными в осях горизонтного базиса, а также уравнениями позиционирования, позволяющая с достаточной точностью определить местоположение при произвольных углах его поворотов. Разработаны методика и алгоритмы, основанные на применении математического аппарата кватернионов, позволяющие ввести азимутальную и высотную поправки в кватернионные уравнения по показаниям измерительных средств неинерциальной природы: магнитметров и приемников систем спутниковой навигации, что позволяет повысить точность БСОН. Получены условия асимптотической устойчивости решения задачи определения ориентации объекта на основании построенных кватернионных корректируемых уравнений ориентации для малых относительных и угловых скоростей поворотов. Разработана программа для моделирования процесса функционирования ИБСОН с кватернионными дифференциальными корректируемыми уравнениями ориентации и уравнениями позиционирования, реализующая их решение численным методом.

2.2.106. Электрическая система моделирования нагрузки крыльев и рулей ракеты. Electric loading simulation system

for missile wings and rudders / Qi Rong, Lin Hui, Chen Ming. // J. China Ordnance. - 2006. - 2, № 1. - С. 47-52. - Библ. 5.

Обсуждается проект и реализация системы моделирования, основанные на процессоре дискретных сигналов TMS320LF2497 и сервоприводе момента ACS600. Описаны структура и операционные принципы системы. В проекте обеспечено подавление избыточных моментов.

2.2.107. Анализ возмущений на участке вертикального маневра / Борисов А. В., Иванов Р. К., Карпов А. С., Сихарулидзе Ю. Г. // Изв. РАН. Теория и системы упр. – 2006. - № 3. - С. 166-176. - Библ. 17.

Построена комплексная модель возмущений для участка вертикального маневра самолета-носителя при десантировании ракеты-носителя. Модель включает атмосферные возмущения (порывы ветра, струйный ветер, вариации плотности), ошибки параметров движения в точке начала маневра и отклонение начальной массы самолета-носителя от расчетной. Такая модель необходима для априорной оценки выполнимости эксплуатационных требований (по нормальной перегрузке и углу атаки), а также определения возможных начальных ошибок движения ракеты-носителя вследствие воздушного старта. Приведены мажоритарные оценки ошибок при самом неблагоприятном сочетании возмущений и результаты статистического анализа траекторий возмущенного движения методом Монте-Карло.

2.2.108. Управление на базе смежности новой моделью на сети Эйлера потока воздушного движения. Adjoint-based control of a new Eulerian network model of air traffic flow / Bayen Alexandre M., Raffard Robin L., Tomlin Claire J. // IEEE Trans. Contr. Syst. Technol. - 2006. - 14, №5. - С. 804-818. - Библ. 34.

Описывается модель на сети Эйлера для потока воздушного движения, входящая в состав Национальной аэрокосмической системы (NAS) и предназначенная для разработки и оптимизации схем управления движением. Модель базируется на модифицированной версии дифференциального уравнения в частных производных Lighthill-Whitham-Richards'a, которое содержит член управления скоростью внутри оператора дивергенции. Это уравнение м. б. связано с числом самолетов, которое является

ключевой метрикой управления воздушным движением. Модель встроена, как основное ограничение, в проблему оптимизации.

2.2.109. Машущий полёт, имитирующий полёт насекомых. Ч. 1. Моделирование системы. Flapping flight for biomimetic robotic insects. Pt I. System modeling / Deng Xinyan, Schenato Luca, Wu Wei Chung, Sastry S. Shankar // IEEE Trans. Rob. - 2006. - 22, № 4. - С. 776-788. - Библ. 58.

Проведено мат. моделирование машущего крыльями полёта робота, величиной в дюйм. Описаны динамические модели элементов системы. Модели основаны на биологических принципах, аналитических моделях и эксперим. данных. Модель имеет массу 100 мг, длину крыльев 11 мм, движущихся с частотой 150 гц. Используется эл. батарея мощностью 20 микроватт.

2.2.110. Двумерная модель для прослеживания движущейся цели / Wang Tie-jun, Zhang Ming-lian // Hangkong xuebao=Acta aeron. et astronaut. sin. - 2006. - 27, № 3. - С. 481-485. - Библ. 2.

Предложена новая модель двумерной цели, маневрирующей в горизонтальной плоскости. Векторы состояний в модели учитывают тангенциальные и нормальные ускорения. В случае, когда оба этих ускорения постоянны, получено аналитическое выражение для переходной функции модели. Приведены примеры практического применения предлагаемого метода моделирования для априорной оценки ускорения. Представлены результаты, полученные в ходе проведенных эксперим. исследований робастности описанного метода относительно белого шума.

2.2.111. Математическое моделирование гиросtabilизированной платформы / Силаев Л. Д. // 55 Научно-техническая конференция МИРЭА. Москва, 15-24 мая, 2006'. Сборник трудов. Ч. 2. Физико-математические науки. - М.: МИРЭА, 2006. - С. 100-104.

Инерциальные системы навигации (ИСН) широко используются при решении задач управления разнообразными транспортными средствами — самолетами, ракетами, космическими аппаратами и т. д. В данной статье решается задача разработки математической модели ИСН в программной среде Maple.

2.2.112. Применение упрощенной модели упруго-механического звена с трением для решения задач динамики

систем / Стеблецов В. Г. // Изв. Тульск. гос. ун-та. Сер. Вычисл. техн. Информ.. технол. Системы упр. – 2005. - № 3. - С. 177-193. - Библ. 8.

На основе анализа свойств чувствительного элемента контура демпфирования колебаний управляемого аппарата разработана упрощенная модель контура. Модель предназначена для исследования свойств и синтеза параметров контура, обеспечивающих заданные требования к статике и динамике.

2.2.113. Борисов В.Р., Начинкина Г.Н., Шевченко А.М. Программный комплекс для исследования и проектирования систем управления полетом // 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. 8-11. 2.2 - (Б-ка ИПУ. 629.7/Конф. П27).

2.2.114. Красовский А. А., Лапшин Э. В., Юрков Н. К. Математическое моделирование динамики полёта летательного аппарата: Монография / Под ред. Э. В. Лапшина - Пенза: Изд-во Пензенского филиала РГУ ИШ, 2008. - 260 с. – (Б-ка ИПУ. 629.7 К 78).

В монографии рассматриваются проблемы теории технических систем обучения и автоматизированных обучающих систем. Неклассические функционалы и принцип минимума функционала обобщённой работы. Некоторые положения качественной теории оптимального управления. Адаптивное оптимальное управление. Информационная структура и некоторые общие характеристики анализаторов человека. Приводятся модели частных сенсомоторных действий оператора. Общие модели профессиональной деятельности оператора. Математические модели авиационного комплекса и окружающей среды и её полей. Текст-графическое и математическое описание сценариев моделирования. А также математические модели силовых установок. Методы аппроксимации функций многих переменных и имитация характеристик авиационных комплексов. Методы численного интегрирования в тренажёрах. Монография предназначена для научных работников и специалистов в области математического моделирования и проектирования технических средств

обучения, а также для студентов и аспирантов соответствующих специальностей.

2.3. Методы, используемые при разработке и реализации систем

2.3.1. Методы стабилизации, управления и ориентации аэродинамических объектов

2.3.1.1. Методология информационного проектирования систем авионики: Автореф. дис. на соиск. уч. степ. докт. техн. наук / Парамонов П. П. / Тул. гос. ун-т. - Тула, 2003. - 40 с. - Библ. 35.

Сформулирована концепция информационного моделирования авионики состоящей из множества взаимосвязанных функциональных компонентов, для каждого из которых характерным является наличие ряда состояний, переход из которых в сопряженные состояния связан с изменением информативности сообщений. Создан обобщенный метод комплексного анализа авионики основанный на математическом (аналитическом) структурно-параметрическом моделировании процессов в программных и аппаратных средствах, в том числе при взаимодействии их компонентов. Оценена информационная точность процесса ввода данных с датчиков сенсорной системы в ЭВМ при различных способах опроса датчиков (поллинг, прерывания), исследовано влияние параметров ввода на ошибку, возникающую в процессе опроса датчиков. На основании исследования информационных характеристик и вычислительной сложности различных способов формирования сообщений, предъявляемых оператору на экране средств отображения, разработаны требования к составу и содержанию сообщений, несущих информацию о состоянии летательного аппарата. Разработаны методы решения ряда проектных задач, в частности распределения функций между узлами и блоками, информационно-временного согласования компонентов при их взаимодействии, распределения ресурсов при функционировании объекта, пространственно-топологического размеще-

ния узлов и блоков на борту летательного аппарата. Предложено при разработке авионики использовать модификацию метода оптимального целенаправленного синтеза, представляющего собой разновидность нисходящего структурно-параметрического проектирования использованием в качестве системы ограниченной зависимости, связывающие информационные и технические характеристики систем.

2.3.1.2. Развитие схемных и конструкторских решений электрогидравлических приводов летательных аппаратов / Редько П. Г. (ОАО "ПМЗ Восход") // 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. 209-213, 334. - Библ. 1.

В докладе рассматриваются основные направления развития схем и конструкций, а также методы улучшения характеристик электрогидравлических приводов маневренных самолетов.

2.3.1.3. Стратегия упреждающего управления для координации в полете. Predictive control strategies for formation flying coordination / Casavola Alessandro, Mosca Edoardo, Papini Maurizio // Proceedings of the 5 ESA International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems, Frascati, 22-25 Oct., 2002. - Noordwijk: ESTEC, 2003. - С. 257-263. - (ESA SP. ISSN 0379-6566. N 516). - Библ. 9.

Представлена стратегия управления для наблюдения автономных ЛА при условии согласования ограничений. Приведено применение согласования для двух динамически связанных автономных ЛА при насыщении входного сигнала и формирования условий точности.

2.3.1.4. Особенности реализации режима прогноза в алгоритмах инерциальных навигационных систем / Неусыпин А. К., Смолкин О. Б., Харин Е. Г., Копелович В. А., Старовров А. Ч. // Вестн. МГТУ. Сер. Приборостр. – 2003. - № 3. - С. 60-69, 127. - Библ. 5.

Рассмотрен метод улучшения точности инерциальных навигационных систем при счислении пути в долгосрочном прогнозе применительно к тяжелым самолетам. В ходе натурных испытаний инерциальной навигационной системы в полете были полу-

чены дискретные данные погрешностей этой системы. На основе полученных данных проведено моделирование погрешностей инерциальной навигационной системы в режиме прогноза с использованием данного метода и без него.

2.3.1.5. Пассивная радиополяриметрия как средство навигации летательных аппаратов в труднодоступных районах / Дрогичинский А. К. // Науч. вестн. МГТУ ГА, 2002. - № 54. - С. 90-94. - Библ. 1.

Рассматриваются принципиальные возможности использования микроволнового излучения в качестве средства навигации.

2.3.1.6. Особенности методологического построения бортовых сложных самолетных систем ориентации и навигации / Репников А. В. // Приборы и системы: Сборник материалов Всероссийской научно-технической конференции "Приборы и приборные системы". Тула, 26-27 окт., 2001. - Тула: Гриф и К°, 2001. - С. 57-60. - Библ. 10.

Приведены факторы, определяющие отличительные методологические особенности теории и построения пилотажно-навигационных комплексов (ПНК) (их архитектуры, структуры) как части больших технических систем (БТС). Приведённые факториальные особенности могут получить своё решение на основе использования аппаратурной и информационной избыточности, наделения комплекса свойствами адаптации, самоорганизации, на основе использования нейронных сетей, систем искусственного интеллекта, диагностического обслуживания на различных иерархических уровнях, а также путём переноса вычислительной части решения оптимизационных задач на этап системного проектирования

2.3.1.7. Управление положением носителя: робастный синтез дискретного времени и назначение коэффициентов усиления. Launcher attitude control: discrete-time robust design and gain-scheduling / Voinot O., Alazard D., Apkarian P., Mauffrey S., Clement B. // Contr. Eng. Pract. - 2003. - 11, № 11. - С. 1243-1252.

Рассматривается задача синтеза управления носителем на этапе полёта в атмосфере, обладающего робастностью. Используется подход, включающий многие требования к системе в потоковой структуре. Важной особенностью подхода является ис-

пользование подхода линейно-квадратичного гауссова управления в рамках общей задачи робастности в частотной области

2.3.1.8. Улучшение качества выравнивания автономного аппарата в полёте при больших начальных ошибках. Performance improvement of in-flight alignment for autonomous vehicle under large initial heading error / Hong H. S., Lee J. G., Park C. G. // IEE Proc. Radar, Sonar and Navig. - 2004. - 151, № 1. - С. 57-62. - Библ. 12.

Предложен метод установки системы инерциальной навигации и снижения ошибок навигации с помощью системы сверхкороткой базовой линии. Считается, что в системе первоначально могут быть большие ошибки установки. В полёте они корректируются, с этой целью применяется оценка ошибок и последующая корректировка

2.3.1.9. Многомодельный подход к параметрической робастной оптимизации цифровых систем управления полетом / Туник А. А., Абрамович Е. А. // Пробл. упр. и информат. – 2004. - № 2. - С. 32-43, 156. - Библ. 16.

Предлагается метод достижения компромисса между робастностью и качеством систем управления при номинальных и параметрически возмущенных моделях объекта в детерминированном и в стохастическом случаях. Для решения этой задачи используется многомодельный H_2/H_∞ - подход робастной оптимизации. Новым результатом настоящей работы является разработка данного подхода для дискретной модели. Приведен пример применения H_2/H_∞ - подхода при робастной оптимизации бокового канала беспилотного летательного аппарата.

2.3.1.10. Управление с отслеживанием по траектории для беспилотного летательного аппарата. Trajectory tracking for unmanned air vehicles with velocity and heading rate constraints / Ren Wei, Beard Randal W. // IEEE Trans. Contr. Syst. Technol. - 2004. - 12, № 5. - С. 706-716. - Библ. 20.

Университетом Brigham Young (США) разработан способ управления с отслеживанием по траектории для беспилотного летательного аппарата. Применение автопилота с осевым и латеральным управлением позволило перейти от использования модели с пониженным числом состояний (с 12 до 6). Предложенный подход характеризуется использованием взаимосвязи между

данными ввода (и реализован на основе функции Ляпунова). Выполнена верификация предложенного подхода путём моделирования набора состояний беспилотного летательного аппарата в условиях динамического воздействия многочисленных факторов риска.

2.3.1.11. Практический подход к проектированию системы стабилизации беспилотного вертолета с тремя степенями свободы. A practical design approach to stabilization of a 3-DOF RC helicopter / Tanaka Kazuo, Ohtake Hiroshi, Wang Hua O. // IEEE Trans. Contr. Syst. Technol. - 2004. - 12, № 2. - С. 315-325. - Библ. 20.

В предлагаемом методе проектирования системы стабилизации радиоуправляемого вертолета с тремя степенями свободы сначала строится, а затем выводится упрощенная нелинейная модель динамики вертолета. Упрощенная модель используется затем для построения нечеткой модели Такаги-Сугэно, для которой синтезируется нечеткий стабилизирующий регулятор с заданными в форме линейных матричных неравенств условиями по точности и быстродействию. Кроме того, дополнительно вводятся условия по робастности регулятора, которые позволяют учесть ошибки упрощенной модели объекта. Описываются результаты моделирования и экспериментов, иллюстрирующих предложенный подход.

2.3.1.12. Методы оценки вероятности конфликтов для системы управления воздушным движением / Харченко В.П., Кукуш А. Г., Васильев В. Н. // Пробл. упр. и информат. – 2005. - № 1. - С. 88-97, 157. – Библ.3.

Предложены методы обнаружения и оценки вероятности возникновения конфликтных ситуаций для систем предупреждения столкновений самолетов. Дается мат. постановка задачи и процедура оценки, основанная на ускоренном статистическом моделировании прогнозируемых нарушений норм безопасного разделения самолетов, а также выводятся аналитические выражения для оценки вероятности конфликта.

2.3.1.13. Терминальное управление как один из способов решения задачи сбора ДПЛА в группу / Терентьев В. М., Михайлова О. В. // Авиакосм. приборостр. – 2005. - № 1. - С. 2-10, 60. - Библ.2.

Рассмотрена задача сбора дистанционно-пилотируемых летательных аппаратов (ДПЛА) в группу для полета строем. Изложены результаты разработки терминального управления по выводу ЛА в заданную точку пространства в заданное время. Предлагаемый метод ориентирован на реализацию синтезированных алгоритмов терминального управления в бортовых системах управления. Теор. обоснование этого метода подкреплено результатами мат. моделирования на нелинейных моделях с учетом реальных характеристик датчиков и приводов.

2.3.1.14. Сравнение и оценка спецификаций алгоритмов бортового интеллекта самолета-истребителя в дуэльной ситуации дальнего воздушного боя / Турновский М. Б., Федунцов Б. Е. // Изв. РАН. Теория и системы упр. – 2004. - № 6. - С. 118-131. - Библ. 8.

На ранних этапах проектирования системы бортовых алгоритмов самолета-истребителя возникают задачи сравнения и оценки эффективности спецификаций алгоритмов системообразующего ядра самолета, включающих в себя алгоритмы, реализуемые в бортовых ЭВМ, и алгоритмы деятельности экипажа. Для алгоритмов, относящихся ко второму глобальному уровню управления, предложен метод сравнения спецификаций и рассмотрено его применение для типовой боевой ситуации "Дальний бой воздушный один на один".

2.3.1.15. Особенности вывода на цель летательного аппарата с управляемыми средствами поражения / Кудрявцев А.Ю., Молоканов Г. Ф. // Изв. РАН. Теория и системы упр. – 2005. - № 2. - С. 151-165. - Библ. 5.

Продолжено рассмотрение одной из основных задач навигации - вывод на цель летательного аппарата, которой были посвящены ранее опубликованные статьи. Показаны особенности вывода из дальней и ближней зоны на цель летательного аппарата, применяющего управляемые средства поражения по неподвижной наземной цели. Выявлены две области их возможных пусков: первая - подвижная, связанная с летательным аппаратом, должна в момент пуска "накрывать цель". Вторая - неподвижная, связанная с целью, характеризует допустимое множество конечных состояний летательного аппарата, образующих область, в которую он может быть выведен с выполнением оптимального

по быстрдействию манёвра. Выход на групповую цель ограничен рассмотрением простейшего случая - захода на нее с прямой.

2.3.1.16. Анализ способов и полноты реализации функциональных задач в действующих, внедряемых и разрабатываемых автоматизированных системах и средствах УВД / Викулов С. Ю., Разумов С. С., Быкова В. В. // Науч. вестн МГТУ ГА. – 2003. - № 65. - С. 81-86. - Библ. 3.

Рассмотрены существующие уровни автоматизации процессов УВД и дан обзор этапов автоматизации процессов УВД в России. Проведен анализ способов и полноты реализации функциональных задач в действующих на территории России и разрабатываемых (с целью установки на территории России) автоматизированных систем и средств УВД.

2.3.1.17. Проблемы использования формальных методов и вычислительных процедур при разработке методического обеспечения исследования вопросов безопасности воздушного движения / Шныров В. Г., Радугина О. П. // Науч. вестн. МГТУ ГА. – 2003. - № 65. - С. 13-15. - Библ. 3.

Одним из основных направлений деятельности ИКАО в настоящее время являются работы по обеспечению безопасности полетов при организации воздушного движения (ОВД). В статье рассмотрены некоторые проблемы разработки методического обеспечения исследования вопросов безопасности воздушного движения в части обоснования используемых формальных методов и вычислительных процедур.

2.3.1.18. Анализ свойств полуаналитической инерциальной навигационной системы и ее бесплатформенного аналога / Чеботаревский Ю. В., Плотников П. К., Чеботаревский В. Ю. // Авиакосм. приборостр. – 2005. - № 3. - С. 17-23, 54. - Библ. 10.

Приведены кинематическая схема платформенной полуаналитической инерциальной навигационной системы (ПИНС) и основные уравнения для определения ее погрешностей и навигационных параметров. На основе этих уравнений сформулированы основные свойства ПИНС. Описана функциональная схема бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) и на ее основе построены алгоритмы функционирования. Выведены уравнения погрешностей с использованием ана-

логичных с ПИНС базисов и переменных. Показано, что для одинаковых условий движения подвижного объекта получены одинаковые с ПИНС дифференциальные уравнения ошибок БИНС. Это свидетельствует об аналогии свойств ПИНС и БИНС: об асимптотической устойчивости решений уравнений обеих систем при применении позиционной коррекции, о применимости условий Шулера и т. д. Следовательно, рассмотренную БИНС целесообразно применять на тех же подвижных объектах в подобных эксплуатационных условиях, как и ПИНС.

2.3.1.19. Система управления самолетом, повышающая безопасность полета в условиях воздействия ветровых возмущений / Воробцов С. Н. // Изв. РАН. Теория и системы упр. – 2005. - № 6. - С. 163-176. - Библ. 7.

Приводится обоснование эффективного метода снижения воздействия ветровых возмущений на полет самолета. Метод основан на применении спец. управлений, парирующих ветровых возмущений в текущий момент времени, в результате чего уменьшается их влияние на изменение пилотажно-навигационных параметров. Управляющими параметрами законов парирующих управлений являются приращения пилотажно-навигационных параметров, обусловленные сдвигами ветра и определяемые в результате решения декомпозиционных уравнений динамики полета самолета. Разработаны способы совместной отработки парирующих и штатных управлений рулями самолета. Корректность и эффективность методов проверен с использованием моделей тяжелого транспортного и легкого самолетов.

2.3.1.20. Элементы концепции централизованного планирования полетов / Бабаева С. И., Привалов А. А., Рудельсон Л. Е. // Изв. РАН. Теория и системы упр. – 2005. - № 5. - С. 159-174. - Библ. 5.

Концепция централизованной обработки планов полетов разработана для достижения непротиворечивости, целостности и полноты информации, циркулирующей в системе организации воздушного движения. Ее реализация выдвигает ряд инженерных проблем и требует теоретического обоснования. В статье на уровне алгоритмического описания рассмотрены некоторые вопросы снижения погрешности вычислений, возникающие при

переходе к анализу воздушного пространства страны в централизованной системе. Предложены новые схемы расчета пространственно-временной траектории полета и распределения плановой информации, удовлетворяющие требованиям диспетчерского персонала.

2.3.1.21. Автопилот для ракет на основе теории управления в скользящем режиме / Shang An-li, Yu De-hai, Gu Wen-jin, Deng Yi-gao // Nanjing hangkong hangtis daxue xuebao=J. Nanjing Univ. Aeron. and Astronaut. - 2005. – 31, № 1. - С. 16-19. - Библ. 6.

Метод следящего управления использован для построения автопилота для ракет. Для того, чтобы избежать неустойчивости, связанной с неопределенностью внутренней динамики, задача слежения на основе выхода заменена задачей слежения за состояниями. Такая замена дает возможность применить скользящее управление в системах с неминимальной фазой. Получены условия устойчивости управляемой системы. Для работы в ситуациях, когда эти условия не выполняются, предложен метод скользящего управления 2-го порядка. Приведены результаты имитационного моделирования управления с помощью нового метода.

2.3.1.22. Основанный на наблюдателе адаптивный закон наведения, учитывающий неопределенности цели и динамику контура управления. Observer-based adaptive guidance law considering target uncertainties and control loop dynamics / Chwa Dongkyoung, Choi Jin Young, Anavatti Sreenatha G. // IEEE Trans. Contr. Syst. Technol. - 2006. - 14, № 1. - С. 112-123. - Библ. 24.

Разработан метод адаптивного, нелинейного наведения по измерениям линии визирования. В отличие от известных подходов при синтезе сигналов наведения учитываются и динамические свойства контура наведения. В алгоритме используется наблюдатель. Предложенный подход эффективен при наведении на маневрирующие цели и ограниченности динамики контура наведения.

2.3.1.23. Нейросетевое планирование действий по облету наземных объектов группой летательных аппаратов / Лебе-

дев Г. Н., Мирзоян Л. А. // **Авиакосм. приборостр.** - 2005, № 12. - С. 41-47, 64. - Библ. 2.

Предложен эволюционный подход к формированию самообучающейся нейронной сети для планирования многомерного маршрута полета группы летательных аппаратов. Показана эффективность генетического отбора иерархической структуры сети путем постепенного ее наращивания из предварительно полученной структуры директивного типа.

2.3.1.24. Новые подходы к управлению полётом, базирующиеся на нейронных сетях. New approaches for flight guidance based on neural networks / Lu W. C., Mora-Camino F., Achaibou A. // Труды 4 Международной конференции "Идентификация систем и задачи управления", Москва, 25-28 янв., 2005: SICPRO'05. - М.: Изд-во ИПУ РАН, 2005. - С. 987-997. - Библ. 12.

Рассмотрена разработка законов управления полётом, основанных на последних достижениях теории нелинейного регулирования. Использование нейронных сетей рассмотрено с точки зрения оценки их преимуществ при возможном создании новых эффективных законов управления полётом.

2.3.1.25. Информационный метод управления многократно используемым беспилотным летательным аппаратом. An intelligent approach to coordinated control of multiple unmanned aerial vehicles / Vachtsevanos George, Tang Liang, Reimann Johan // 60 AHS International Annual Forum, Baltimore, Md, June 7-10, 2004. Proceedings. - Alexandria (Va): AHS Int., 2004. - С. 945-953. - Библ. 14.

В статье описывается новая архитектура системы координированного управления многократно используемым беспилотным летательным аппаратом (БЛА) и аналитический метод проб и ошибок для разработки метода управления, исключения столкновений в воздухе БЛА и выполнения миссии. Иерархия системы включает три взаимодействующих друг с другом уровней. Нижний уровень управляет глобальной ситуацией и планирует операцию, средний уровень по получаемой по линиям связи от БЛА и других источников информации управляет операцией, исключает столкновения БЛА в воздухе и реализует операцию.

2.3.1.26. Способ ограничения отклонения маршрута в системе управления воздушным движением / Shu Hong-ping, You Zhi-sheng, Wang Yun-feng, Fei Xiang-dong // Kongzhi yu juece=Contr. and Decis. - 2005. - 20, № 3. - С. 345-348, 352. - Библ. 8.

Приведено описание уравнений фильтра Калмана для маневрирования слежения за целью. Дана параметрическая матричная теория для упрощённого расчёта и соответствующего первоначального значения. Обсуждается оценка отклонения маршрута и ограничивающий алгоритм. Сочетание конкретного алгоритма с мерой использования эмуляции, оценочным критерием и ограничивающим алгоритмом применено для определения маршрута в системе управления воздушным движением. Результат эмуляции показывает, что алгоритм может эффективно оценивать дисперсию маршрута и ограничение расходимости.

2.3.1.27. Технология определения траектории движения атмосферного летательного аппарата / Zhou Rui, Cheng Xiaojing, Yu Zhou-yi, Chi Pei, Chen Zong-ji // Kongzhi yu juece=Contr. and Decis. - 2005. - 20, № 2. - С. 222-225. - Библ. 5.

Технол. университетом аэрокосмической отрасли (Китай) разработана интеллектуальная технология выработки траектории движения атмосферного летательного аппарата (в процессе решения задач тактического характера). Использован способ управления с прогнозированием (на основе предварительно определённой модели). Выполняется оптимизация положения летательного аппарата относительно линии горизонта (с коррекцией в реальном времени). Технология ориентирована на реализацию в системе управления самолёта истребительной авиации.

2.3.1.28. Технология координации, использующая несколько агентов для беспилотных летательных аппаратов / Shi Xiao-an, Yang Yong-sheng // Xi'an keji daxue xuebao=J. Xi'an Univ. Sci. and Technol. - 2005. - 25, № 3. - С. 368-371. - Библ. 8.

Обсуждаются требования к системам управления беспилотными летательными аппаратами. Системы должны удовлетворять глобальным и локальным временным ограничениям. Предложен вариант такой системы.

2.3.1.29. Проблемы эксплуатации и совершенствования транспортных систем: Межвузовский тематический сборник научных трудов. Т. 10. С.-Петербург, акад. гражд. авиации и др. / Крыжановский Г. А. (ред.). – СПб.: Изд-во Акад. гражд. авиации, 2005. - 206 с. - (Сб. науч. тр. Акад. гр. авиации. № 13). - Библ. в конце ст.

2.3.1.30. Повышение точности инерциальной навигации баллистической ракеты с использованием нейронной сети радиальных базисных функций. SINS/CNS enhancement for ballistic missile navigation using RBF neural network / Baiqi Liu, Jiancheng Fang // 12 Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, St. Petersburg, 23-25 May, 2005. - St. Petersburg: Elektropribor, 2005. - С. 48-50. - Библ. 5.

Предложен новый метод корректировки ошибок системы инерциальной навигации, связанных с неточным заданием начальных условий. В методе используется нейронная сеть радиальных базисных функций. Эффективность метода подтверждается моделированием.

2.3.1.31. Одновременный полёт и система организации воздушного движения. Simultaneous flight and traffic management system / Pleter O. T., Stevanescu Irina Beatrice // Sci. Bull. D. "Politehn." Univ. Bucharest. - 2004. - 66, № 2-4. - С. 93-104. - Библ. 6.

Отмечается, что вычисление оптимальных четырёхмерных траекторий полёта является текущей задачей для бортовой ЭВМ. Оптимизация четырёхмерной траектории полёта индивидуального самолёта не принимается в расчет для окружающего движения. Центры УВД обязаны удерживать самолёты на безопасном расстоянии один от другого, однако это выполняется вручную и неоптимально. В статье представлено решение задачи одновременной оптимизации всех четырёхмерных траекторий в определённом пространстве с использованием критерия общих расходов и минимизации рисков, одновременно предлагающее эффективный метод автоматизации УВД.

2.3.1.32. Задачи управления истребителем на боевых режимах в составе бортовой АСУ (ядра КБО) / Баханов Л. Е. // Сборник докладов 18 Научно-технической конференции НИИ приборостроения им. В. В. Тихомирова, Жуковский,

2005. - Жуковский: Изд-во НИИ приборостр. им. В. В. Тихомирова, 2005. - С. 378-385.

Рассматриваются режимы и задачи управления истребителем в типовых боевых ситуациях его применения по воздушным целям и предлагаются пути автоматизированного решения задач боевого управления в составе алгоритмического обеспечения ядра комплекса бортового оборудования. Процесс управления истребителем при выходе в заданный район, при наведении и сближении с целью выполнения условий обнаружения, "захвата" и сопровождения бортовыми информационными средствами, а также применения вооружения, может быть разделен на ряд режимов, в зависимости от места и способа решения задачи управления, от характера информации, от типа применяемого оружия, от вида боевых действий.

2.3.1.33. Методы обеспечения безопасности истребителя-перехватчика в режиме атаки N целей / Захаров В. М. // Сборник докладов 18 Научно-технической конференции НИИ приборостроения им. В. В. Тихомирова, Жуковский, 2005. - Жуковский: Изд-во НИИ приборостр. им. В. В. Тихомирова, 2005. - С. 362-378.

Рассмотрен метод обеспечения безопасности истребителя-перехватчика при выполнении атаки N целей от столкновения с каждой из сопровождаемых системой управления вооружением целями и от входа в зоны их расчетного подрыва примененным ракетным вооружением. В процессе выполнения атаки воздушной цели условия применения авиационных средств поражения требуют вывода истребителя-перехватчика (ИП) в район этой цели, в связи с чем возникает возможность опасного сближения ИП с ней, а в случае поражения цели - опасность входа ИП в область разлетающихся осколков. Предложен нетрадиционный подход к обеспечению безопасности ИП, в основе которого лежит оценка в системе управления вооружением опасных траекторий дальнейшего полета самолета в горизонтальной плоскости и принятия, в случае необходимости, решения о запрете на их выполнение в определенном диапазоне горизонтальных составляющих перегрузки.

2.3.1.34. Управление и навигация дистанционно пилотируемых вертолетов / Анцев Г. В., Андреев В. Л., Барабанов

А.Д., Иванов Р. В., Сарычев В. А., Тупиков В. А., Турнецкий Л. С. // Гироскопия и навигация. – 2006. - № 1. - С. 85-94. - Библ. 16.

Рассмотрены направления развития и использования комплексов мониторинга поверхности Земли с дистанционно пилотируемыми летательными аппаратами различного типа. Приведена концепция построения типового ряда комплексов с малогабаритными дистанционно пилотируемыми вертолетами. Определены структура и пути построения бортовой и наземной аппаратуры с использованием готовых серийно выпускаемых элементов. Приведены результаты реализации концепции.

2.3.1.35. Обеспечение инвариантности систем управления летательным аппаратом к действию целенаправленных дестабилизирующих факторов на основе комплексирования электронного канала управления и канала управления неэлектрической природы / Коротков А. В., Чернявский Л. Т., Пустовалов Е. В. // Двойн. технол. – 2004. - № 2. - С. 13-14. Библ. 12.

Рассматривается один из возможных путей построения систем управления летательными аппаратами, инвариантных к действию целенаправленных дестабилизирующих факторов, на основе комплексирования каналов управления летательным аппаратом, в одном из которых используются высокоточные электронные измерительные приборы навигационной информации и бортовых компьютеров, обладающие недостаточной стойкостью ко всему спектру возможных дестабилизирующих факторов. В другом канале используются высокостойкие измерительные приборы и решающее устройство неэл. природы (обладающих низкими точностными характеристиками), работоспособность которых не зависит от действия дестабилизирующих факторов.

2.3.1.36. Вывод летательного аппарата в точку пуска управляемых средств поражения / Молоканов Г. Ф. // Изв. РАН. Теория и системы упр. - 2006. - № 1. - С. 133-140. - Библ. 3.

Вывод летательного аппарата в заданную точку рассмотрен с учетом времени входа и выхода его из разворота и влияния ветра. В районе цели показана область возможных пусков управляемых средств поражения и приведены соотношения для расче-

та параметров оптимального по быстродействию маневра выхода в точку пуска.

2.3.1.37. Возможности защиты от атакующей ракеты задней полусферы самолета вертикальным маневром / Тятюшкин А. И., Федунов Б. Е. // Изв. РАН. Теория и системы упр. – 2006. - № 1. - С. 125-132. - Библ. 9.

Оцениваются возможности защиты самолета, атакуемого из задней полусферы ракетой класса "воздух—воздух". Исследуется модельная задача определения оптим. вертикального маневра самолета, обороняющегося от ракеты, которая движется в экспоненциальной атмосфере по заданному закону сближения под действием сил аэродинамического сопротивления и сил земного тяготения.

2.3.1.38. Разработка комбинированного способа управления движением летательного аппарата на основе энергетического принципа / Захаров В. Н., Доронин Д. В., Клещенко А.Э., Невмержицкий А. В. // Двойн. технол. - 2004. - № 4. - С. 6-10. - Библ. 5.

На основе методов теории оптимального управления динамическими системами, обратных задач динамики и энергетического принципа разработан комбинированный способ управления движением летательного аппарата типа "Воздушно-космический самолет" при длительном полете в атмосфере. Рассматривается движение в условиях ограничений типа неравенств на величины управляющих воздействий и функции от фазовых координат.

2.3.1.39. Архитектура и алгоритмическое обеспечение модифицированной системы управления вертолетом с учетом специфики полетов в Арктике: Докл. [Всероссийская научно-практическая конференция "Перспективные системы и задачи управления", пос. Домбай, Краснодар. край, 13-17 марта, 2006] / Чернышев В. А. // Изв. ТРТУ. - 2006. - № 3. - С. 143-147. - Библ. 4.

Предлагается модифицировать законы управления системой улучшения устойчивости и управляемости (СУУ) с целью уменьшения влияния на канал вертикальной скорости (абсолютной высотой) управлений креном и тангажом. В настоящий момент при управлении креном или тангажом вертолета летчик

выполняет компенсирующее управление рычагом общего шага (РОШ) для сохранения требуемого значения вертикальной скорости. Ошибки, допущенные летчиком, приводят к непреднамеренному изменению высоты полета, что в ряде случаев чрезвычайно опасно. Предлагается эту задачу компенсации возложить на СУУ. Ожидается, что это приведет к снижению психофизиологической загруженности летчика на таких этапах и маневрах, как снижение, посадка, висение, обход препятствий по направлению, управление скоростью при неизменном угле наклона траектории. Задача сводится к обеспечению неизменности вертикальной скорости полета при изменении углов крена и тангажа за счет автоматического управления общим шагом несущих винтов от СУУ. Управление вертикальной скоростью предлагается обеспечивать с помощью отклонения РОШ.

2.3.1.40. Применение адаптивного фильтра Калмана в инерциальных системах со слабодемпфированными самолетами / Плаксин П. Л. // Авиакосм. приборостр. 2006. - № 4. - С. 26-29, 63. - Библ. 5.

Требования повышения точности вывода самолетов в заданную узкую область привели к необходимости уменьшения степени их устойчивости в сложных полетных режимах. Для снижения влияния действия ветровых и прочих шумовых помех в инерциальных системах управления самолетами стали применяться фильтры Калмана.

2.3.1.41. Управление, полученное методом μ синтеза для системы автоматической посадки / Yuan Suozhong, Tao Degui // Nanjing hangkong hangtian daxue xuebao=J. Nanjing Univ. Aeron. and Astronaut. - 2003. - 35, № 2. - С. 184-188. - Библ. 7.

Методом синтеза применяется для синтеза метода управления посадкой гражданского самолета в продольном движении. Обеспечивается развязка управления по положению и скорости и подавления возмущений, связанных с вектором. Полученная система является робастной.

2.3.1.42. Системы управления - переход к использованию цифровых технологий. Evolution from analog to digital integration in aircraft avionics - a time of transition / Gangl Erwin C. // IEEE Trans. Aerosp. and Electron. Syst. - 2006. - 42, № 3. - С. 1163-1170.

Период 1966-1973 гг. отмечен появлением первоначальных образцов бортовых компьютеров для применения на самолётах ВВС США. В то же время используемые в системе управления датчики представляли собой аналоговые устройства. Необходимость создания множественных АЦП сдерживали разработку систем управления. В 1967-1968 гг. разработан первоначальный вариант магистрали передачи данных (1 МГц) для бортового комплекса самолёта истребительной авиации F-15.

2.3.1.43. Бортовые интеллектуальные системы: Сборник статей. Ч. 1. Авиационные системы / Демкин М. А., Канащенков А. И., Киреев В. В., Левицкий С. В., Самарин О. Ф., Татарский Б. Г., Тищенко Ю. Е., Турновский М. Б., Федун Б. Е., Хорькина Н. Н., Юневич Н. Д. - М.: Радиотехника, 2006. - 105 с. - (Б-ка ж. "Инф.-измерит. и управл. системы"). - Библ. в конце гл.

Изложены методы ИИ применительно к бортовому авиационному комплексу, который функционирует в условиях реально складывающейся неопределенности и призван обеспечить комфортную работу летчика (экипажа) вне зависимости от текущей воздушной обстановки. Для научных работников, аспирантов и студентов, занимающихся проблемами создания ИИ.

2.3.1.44. Управление движением атмосферного летательного аппарата при неблагоприятных режимах / Wang Yue, Feng Shun-shan // Beijing ligong daxue xuebao= Trans. Beijing Inst. Technol. - 2007. - 27, № 3. - С. 241-242, 259.

Технологическим институтом (Китай) на основе применения генетического алгоритма разработан способ определения траектории движения атмосферного летательного аппарата при неблагоприятных аэродинамических режимах (неизменная либо варьируемая высота полёта). Данные неблагоприятных режимов используются в процессе анализа аэродинамических качеств летательных аппаратов.

2.3.1.45. Способы формирования релейных команд телеуправления ракетами минимальной сложности / Морозов В.И. // Космонавт. и ракетостроение. - 2006. - № 4. - С. 120-125. - Библ. 2.

Описываются способы формирования релейных команд телеуправления безгироскопной ракетой по данным о координатах

отклонения от линии прицеливания датчика информации о положении ракеты (трассера или приемника), установленного на ракете эксцентрично относительно оси ее регулярного вращения.

2.3.1.46. Управление креном аэробаллистических летательных аппаратов / Евстифеев В. В., Палкин М. В. // Вестн. МГТУ. Сер. Приборостр. – 2007. - № 2. - С. 56-69, 127. - Библ. 5.

Рассмотрена идеология построения системы высокоточного наведения на основе связи баллистического неуправляемого реактивного снаряда с управляющим модулем дооснащения, стабилизируемым по углу крена. Стабилизацию угла крена обеспечивает система ориентирования на основе информации от головки самонаведения. Предложены методы анализа изображения, получаемого с головки самонаведения, и алгоритмы определения параметров крена управляющего модуля на различных участках траектории полета летательного аппарата. Представлена процедура синтеза системы ориентирования. Приведены результаты исследования работы системы ориентирования.

2.3.1.47. Симпозиум по интеллектуальным автономным подвижным объектам - IAV 2007 / Степанов О. А. // Гироскопия и навигация. – 2007. - № 4. - С. 114-117.

Симпозиум по интеллектуальным автономным подвижным объектам организуется техническим комитетом по интеллектуальным автономным объектам международной федерации по управлению (ИФАК). Как и все симпозиумы ИФАК, он проводится раз в три года. Этот симпозиум проходил с 3 по 5 сентября 2007 г. в Тулузе - одном из крупнейших городов на юге Франции.

2.3.1.48. Планирование воздушной линии с ограничениями изменения направления движения при необходимости обхода района неблагоприятных метеоусловий. Turn-constrained route planning for avoiding hazardous weather / Krozel Jimmy, Lee Changkil, Mitchell Joseph S. B. // Air Traff. Contr. Quart. - 2006. - 14, № 2. - С. 159-182. - Библ. 29.

Исследуется проблема алгоритмического синтезирования воздушных линий с ограничениями изменения направления движения с целью минимизации воздействия сложных метеоусловий. Такая проблема решается при автоматизации организации воздушного движения. Представлен алгоритм, синтезирующий

воздушные линии следования самолёта от расчётного старта до конечного местоположения.

2.3.1.49. Комплексный расчет движения ЛА в атмосфере с использованием многопроцессорных вычислительных систем / Губанов Е. И., Землянский Б. А., Липницкий Ю. М., Панасенко А. В., Пугачев В. А., Чернов В. 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. 192-194. - Библ. 1.

К настоящему времени разработано методическое и программное обеспечение, позволяющие на однопроцессорных ЭВМ с достаточной для практики точностью провести расчет движение сверхзвукового ЛА в однородной атмосфере (отсутствие атмосферных образований: облачности, зоны дождя, снега и т. п.). При этом используются предварительно рассчитанные банки данных аэродинамических характеристик для исходной и предполагаемой текущей геометрических форм ЛА. Приведены основные положения комплексной методики и способа решения с использованием многопроцессорных ВС.

2.3.1.50. Критерии оценки устойчивости экранопланов / Суржик В. В. // Науч. вестн. НГТУ. – 2007. - № 2. - С. 167-176. - Библ. 16.

Рассмотрены вопросы устойчивости движения экранопланов для придания им необходимых свойств на всех высотах полета над экраном на ранней стадии предэскизного проектирования. Определены зоны устойчивости экранопланов компоновочной схемы "утка", дающие возможность определять геометрические размеры устойчивой схемы в предэскизном проектировании, ранее защищенные патентом на изобретение. Рассмотрены различные подходы к определению критериев продольной статической устойчивости, предложены новые критерии для экранопланов различных компоновочных схем, полученные на базе характеристического полинома системы дифференциальных уравнений продольного движения.

2.3.1.51. Реализация заданного угла подхода при наведении снаряда на низколетящие цели / Балацкий И. В. // Радиоэлектрон. системы. – 2006. - № 2. - С. 18-28. - Библ. 3.

В работе рассматривается наведение управляемого снаряда на низколетящие цели, реализующее заданный угол между скоростью этого снаряда и взятой с обратным знаком скоростью цели в точке встречи (угол подхода). Разобраны случаи телеуправления и комбинированного наведения, причем для телеуправления помимо угла подхода реализуется также заданный угол пикирования.

2.3.1.52. О навигационном обеспечении посадки дистанционно пилотируемого вертолета на палубу / Барабанов А.Д., Осипов В. А., Тупиков В. А., Турнецкий Л. С. // Гироскопия и навигация. – 2007. - № 4. - С. 32-41. - Библ. 8.

Рассмотрены вопросы навигационного обеспечения автоматизированной посадки дистанционно пилотируемого вертолета на I палубу корабля в условиях хода, качки корабля и при воздействии ветра и течения. Предложена структура и аппаратурный состав навигационно-управляющего комплекса посадки, определен круг I навигационных задач, решаемых при посадке, и алгоритмы этих задач.

2.3.1.53. Метод увеличения срока службы БИНС путем коррекции погрешностей каналов измерения первичной инерциальной информации / Гаврилин Б. Н., Саакян А. А., Штек С. Г. // Мехатрон., автоматиз., упр. – 2007. - № 10. - С. 59-62. - Библ. 3.

Рассматривается метод коррекции погрешностей датчиков первичной инерциальной информации, входящих в состав бесплатформенной инерциальной навигационной системы управления (БИНС), построенной на базе трех датчиков абсолютной угловой скорости (ДУС), трех датчиков кажущегося линейного ускорения (акселерометров), обеспечивающий поддержание точностных характеристик инерциальной системы при длительных сроках эксплуатации.

2.3.1.54. Управление беспилотными летательными аппаратами. Phantom track generation through cooperative control of multiple ECAVs based on feasibility analysis / Maithripala D. Н. А., Jayasuriya Suhada, Mears Mark J. // Trans. ASME. J. Dyn. Syst. Meas., and Contr. - 2007. - 129, № 5. - С. 708-715. - Библ. 17.

Университетом A and M (США) разработан способ группового управления беспилотными летательными аппаратами - носителями средств радиоэлектронного противодействия. Обеспечена независимая генерация оптимальной траектории движения для единичного летательного аппарата. Предполагается взаимодействие летательных аппаратов с фантомным объектом (скорость 400+-40 м/с), скорость летательного аппарата системы противодействия 100+-15 м/с, радиус сектора перемещения, соответственно, 5000 м для фантома и 1500 м для ЛА системы противодействия.

2.3.1.55. Стратегия управления для летательного аппарата "ротокрафт". Dynamic modeling and nonlinear control strategy for an underactuated quad rotor rotorcraft / Mian Ashfaq Ahmad, Wang Dao-bo // J. Zhejiany Univ. Sci. A. - 2008. - 9, № 4. - С. 539-545. - Библ. 9.

Технологическим университетом аэрокосмической отрасли (Китай) на основе выполнения динамического моделирования разработана нелинейная стратегия управления для летательного аппарата типа ротокрафт. Параметры ротора: взаимная удалённость осевой точки шарнира и двигателя 0,3 м, момент инерции элементов (оси x, y, z — 0,0154; 0,0150; 0,0309 кг/м²). Масса комплекса элементов 0,6 кг. Получены подтверждения эффективности управления при режимах движения, близких к квазистационарным.

2.3.1.56. Синтез сигналов управления летательным аппаратом на основе методов идентификации / Гребнев О. Н., Корсун О. Н. // Тр. воен.-воздуш. ипж. акад. им. проф. Н. Е. Жуковского. - 2007. - 79, № 3. - С. 24-29. - Библ. 5.

Предложен подход к синтезу управляющего сигнала, основанный на методах идентификации. Приведены результаты исследований на мат. модели короткопериодического продольного движения летательного аппарата с дистанционной системой управления. Рассмотрены различные задачи синтеза управляющего сигнала: аппроксимация с использованием полиномов Чебышева; степенных полиномов; эрмитовых сплайнов третьего порядка. Полученные результаты подтверждают работоспособность предложенного подхода.

2.3.1.57. Обоснование необходимости и возможности перехода к концепции Free Flight: Докл. [1 Всероссийская научно-практическая конференция "Информационные технологии в образовании, науке и производстве", Серпухов, 2-6 июля, 2007] / Затучный Д. А. // Инф. технол. в проектир. и прве. – 2008. - № 1. - С. 109-111.

Идея концепции Free Flight относится к 20-30-м гг., когда воздушные суда (ВС) летали бесконтрольно. Позднее стали вводиться трассы, коридоры, эшелоны. Однако в конце 90-х гг. стало понятно, что жесткое расположение трасс тормозит увеличение пропускной способности в мире. Выходом из создавшегося положения может стать концепция Free Flight — возвращение к ситуации 30-х гг. только на более высоком уровне. Экипаж выбирает трассу сам, но располагает данными с навигационных космических аппаратов о своем местоположении и получают полную информацию о всех судах в регионе. Таким образом, ответственность отчасти перекладывается с диспетчера на экипаж. США планируют проводить первые пробные полеты по Free Flight в 2012 г., осуществить ввод в действие в 2015 г. В Европе и России сроки еще не определены.

2.3.1.58. Агрегативно-декомпозиционный подход к формализации задач анализа и синтеза структуры автоматизированных систем управления летательными аппаратами / Тюпкин М. В. // 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. 261-262. - Библ. 1.

Предложена графовая формализация задачи анализа и синтеза АСУ летательными аппаратами. Данная постановка задачи позволяет применять для ее решения методы линейного целочисленного программирования.

2.3.1.59. Анализ эффективности системы управления самолётом истребительной авиации / Chen Zong-ji, Kong Fan-e, Li Wei-qi, Jin Hui-hua // Hangkong xuebao=Acta aeron. et astronautau. sin. - 2007. - 28, № 4. - С. 935-942.

Национальным технологическим университетом аэрокосмической отрасли (г. Пекин, Китай) выполнен анализ эффективно-

сти бортовых компьютеризованных систем управления самолётами истребительной авиации (F22), и летательными аппаратами вертикального взлёта и посадки. Рассмотрены возможности использования научно-технического потенциала страны для цели разработки оригинальных систем (модифицирования разработанных ранее).

2.3.1.60. Разработка системы поддержки принятия решения при управлении комплексом беспилотных летательных аппаратов / Федоров А. М. // Проблемы автоматизации и управления в технических системах: Труды Международной научно-технической конференции, Пенза, 22-24 апр., 2007. - Пенза: ПГУ, 2007. - С. 206-209.

В рамках данной работы разрабатывается имитационная модель, позволяющая рассчитывать загрузку основных компонентов системы и временные задержки при прохождении заявок и результатов их обработки по тракту их преобразования. В настоящей статье более подробно рассмотрены аспекты автоматизированного построения траекторий облета и определение последовательности облета группы целей одним БЛА как наиболее наукоемкая на нынешний момент часть работы. Разрабатываемая методика автоматического построения полетных заданий БЛА по географическим координатам снимаемой местности и ряду характеристик БЛА (количество элементов матрицы ПЗС, диапазон углов обзора, коридор высот, минимальный радиус разворота и пр.) преследует цель сокращения загруженности операторов в наземном сегменте. Суть метода автоматизированного построения траектории состоит в выборе типовой траектории облета из набора, обладающего определенными особенностями.

2.3.1.61. Синтез алгоритмов управления траекторией самолета при наборе высоты и снижении за минимальное время / Гревцов Н. М. (Москва, ФГУП "Центральный аэрогидродинамический ин-т") // Изв. РАН. Теория и системы упр. – 2008. - № 1. - С. 138-147. - Библ. 12.

Рассматриваются методы синтеза управления траекторией самолета при наборе высоты и снижении за минимальное время. Методы формирования управления при наборе высоты основаны на отслеживании профиля наилучшей энергетической скороподъемности в плоскости "удельная энергия — высота". Синтез

управления снижением производится путем отслеживания экстремалей, являющихся результатом решения задачи на быстрое действие для модели движения самолета, в которой управляющие переменные — угол наклона траектории и тяга силовой установки. Приводятся примеры расчетов с использованием алгоритмов, построенных на базе описанных методов. В них подтверждается эффективность подходов к формированию управления самолетом при наборе высоты и снижении.

2.3.1.62. Конференция по теории управления, посвященная памяти академика Б. Н. Петрова, Москва, 11 марта, 2003. / Рутковский В. Ю. // Автомат. и телемех. – 2003. - № 9. - С. 169-171.

11-го марта 2003 г. в Институте проблем управления им. В. А. Трапезникова РАН состоялась конференция по теории управления, посвященная памяти академика Бориса Николаевича Петрова, которому в этот день исполнилось бы 90 лет. Работали 4 секции. Рассматривались новые задачи теории автоматического управления, доклады были посвящены управлению космическими аппаратами и задачам управления летательными аппаратами различного назначения и некоторыми другими типами объектов. Всего было представлено 50 докладов.

2.3.1.63. Параллельный алгоритм пересечения многоугольников для эффективного моделирования пространственных сцен / Костоусов В. Б., Онучин И. Г. // 3 Всероссийская молодежная школа "Суперкомпьютерные вычислительно-информационные технологии в физических и химических исследованиях", Черноголовка, 31 окт. - 1 нояб., 2001: Тезисы докладов. - Черноголовка (Моск. обл.): Изд-во ИПХФ РАН, 2001. - С. 78-81. - Библ. 3. – 2.31.

В течение последних десяти лет в Институте математики и механики УрО РАН проводились исследования задачи высокоточной автономной навигации и наведения летательных аппаратов на основе сопоставления априорной информации и текущих изображений района цели. Эти задачи весьма интенсивно изучаются также во многих университетах и научных лабораториях США, стран Западной Европы и Японии. Основная идея корреляционно-экстремального метода навигации состоит в сопоставлении эталона сцены и результатов наблюдения датчика, полу-

ченных в процессе движения. Это сопоставление производится в бортовом вычислителе спец. алгоритмом, который можно условно назвать алгоритмом привязки измерений к эталону (или поиска положения точек замеров на эталоне сцены). По результатам привязки затем определяется относительное положение самого объекта. Процесс сопоставления обычно включает 3 основные этапа: 1. предварительная обработка текущего изображения, выделение особенностей на изображении или сегментация изображения; 2. генерация эталона на основе пространственной информации о местности или извлечение из банка данных требуемого экземпляра эталона; 3. Поиск взаимного положения текущего и эталонного изображений или непосредственное распознавание объектов на текущем изображении при помощи эталона. Тема настоящего сообщения связана с проблемой эффективного построения эталона на основе трехмерной информации о сцене (этап 2).

2.3.1.64. Задача об оптимальном по быстрдействию управлении подвижным объектом на плоскости при наличии фазовых ограничений / Матвийчук А. Р. // Изв. АН. Теория и системы упр. РАН. – 2004. - № 1. - С. 89-95. - Библ. 8.

Рассматривается метод численного решения задачи об оптимальном обходе фазовых ограничений на плоскости подвижным объектом, имеющим вид многоугольника. Предполагается, что многоугольник осуществляет плоско-параллельное (поступательное) движение. Фазовые ограничения (препятствия) также представляют собой произвольные многоугольники, а вектограмма скоростей подвижного многоугольника может иметь форму любого компактного множества, содержащего начало координат. Требуется построить путь, по которому можно провести подвижный многоугольник из начального положения в некоторую область (целевое множество), за наименьшее время так, чтобы при этом подвижный многоугольник не пересекался с внутренностями фазовых ограничений. Предлагается метод численного решения задачи, который заключается в сведении задачи о поступательном движении некоторого многоугольника к задаче о движении точки, которая является "центром" О подвижного многоугольника. После перехода к задаче о движении точки осуществляется процедура построения множеств управляемости, начинающаяся

от целевого множества и заканчивающаяся на начальном положении подвижного многоугольника. На последнем этапе по построенным множествам управляемости строится оптим. по времени путь из начального положения в целевое множество подвижного многоугольника.

2.3.1.65. Планирование траекторий полета в авиации с помощью адаптивных генетических алгоритмов. Aircraft referenced flight path planning by using adaptive genetic algorithms / He Pei, Qu Xiang-ju, Wu Zhe // Hangkong xuebao=Acta Aeron. et Astronaut. Sin. - 2003. - 24, № 6. - С. 499-502. - Библ. 5.

Разработана иерархическая модель планирования траекторий полетов, позволяющая разрешать конфликты между требованиями глобальной оптимизации и необходимостью обработки поступающей информации в режиме реального времени. Для решения модели предложен новый адаптивный генетический алгоритм. Описаны: структура хромосом, операции кроссовера и мутации, результаты испытаний.

2.3.1.66. Адаптивное ослабление нагрузок на самолет с помощью робастного разделения рысканья и отклонений в сторону. Aircraft load alleviation by robust yaw-lateral decoupling / Kordt M., Ackermann J. // Automatica. - 2003. - 39, № 11. - С. 1885-1891.

Предложена методика автоматизации принятия решений пилотом в случае появления неполадок и нестандарт. ситуаций в ходе полета. В качестве основного критерия принятия решений используется снижение нагрузок на самолет. Возможно также использование различных дополнительных критериев. Подробно описана реализованная процедура разделения нагрузок, вызванных различными видами изменения траектории. Показано, что разработанная методика значительно сокращает время принятия решений и обеспечивает высокий уровень робастности.

2.3.1.67. Автоматический синтез нелинейных автопилотов для ракет. Computer-aided synthesis of nonlinear autopilots for missiles / Menon P. K., Ohlmeyer E. J. // Nonlinear Stud. - 2004. - 11, № 2. - С. 173-198. - Библ. 30.

Недавно было разработано несколько новых подходов к синтезу нелинейного управления для автопилотов ракет, потенци-

ально позволяющих получать более высокое, чем при традиционных методах, качество управления. Однако ряд недостатков вычислительных методов затрудняет практическое программное использование возможностей этих подходов. Другим фактором, замедляющим их применение, является то, что модели ракет обычно имеют форму имитаторов, а не дифференциально-алгебраических уравнений. Предлагаются и обсуждаются пять различных подходов к компьютерному синтезу нелинейных систем управления, которые позволяют в определенной степени устранить эти трудности. Рассматривается пример, иллюстрирующий новые предложения.

2.3.1.68. Многоцелевое нечеткое проектирование поперечного автопилота для ракеты с квазилинейно изменяющимся параметром. Multi-objective fuzzy design of a lateral autopilot for a quasi-linear parameter varying missile / Tsourdos Antonios, Hughes Evan J., White Brian A. // Nonlinear Stud. - 2004. - 11, № 2. - С. 135-156. - Библ. 11.

Одним из наиболее эффективных методов управления применительно к нелинейным системам и системам с линейно изменяющимся параметром является управление с планируемой передаточной функцией. Основным недостатком такого управления является сложность синтеза регулятора, гарантирующего глобальную устойчивость замкнутой системы во всем рабочем диапазоне. Другим недостатком является рост сложности интерполяции при росте числа параметров планирования. Предлагается новый метод управления с планированием, в котором для представления модели нелинейной системы используется нечеткая логика, и описывается применение метода к проектированию поперечного автопилота ракеты.

2.3.1.69. Применение LFT к проектированию планируемой ОС и синтез автопилота ракеты. An LFT approach to scheduled feedback design with an application to the synthesis of a missile autopilot / Le Gorrec Y., Magni J. F. // Nonlinear Stud. - 2004. - 11, № 2. - С. 157-171. - Библ. 20.

Традиционно регуляторы с планируемым изменением передаточной функции синтезируются интерполяцией совокупности линейных законов управления. Предлагается совершенно другая стратегия синтеза, в котором регулятор непосредственно строит-

ся в запланированной форме. Ключевой идеей предлагаемого подхода является проектирование коэф. передачи ОС как дробно-линейного преобразования (LFT), при этом модели также должны быть представлены в форме LFT. Модель в форме LFT может рассматриваться как некоторое расширение символического представления, содержащего только рациональные операции. Применение метода иллюстрируется на примере синтеза автопилота.

2.3.1.70. Проблемы управления персональными воздушными транспортными системами. Control problems of personal air transportation system / Rohacs József // 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. 67-76. - Библ. 7.

Одной из важных проблем все более развивающегося персонального воздушного транспорта является безопасность пилотирования новых самолетов. В этом случае безопасность персонального транспорта должна развиваться в сторону радикального снижения рисков полетов, поскольку пилоты таких самолетов не имеют профессиональной подготовки. С позиции управления полетами транспортные системы должны отвечать требованиям автоматической настройки, упрощенности и реконфигурируемости управления, применением систем оценки действий пилота. Описываются возможные методы для реализации этой цели. Рассматриваются некоторые конкретные решения систем управления полетом для непрофессионалов.

2.3.1.71. Проектирование автопилота ракетного снаряда с помощью нелинейного приближенного динамического преобразования. Missile autopilot design via approximate nonlinear dynamic inversion / Tsourdos Antonios, White Brian A. (Cranfield University-RMCS, Swindon, UK) // Nonlinear Stud. - 2004. - 11, № 2. - С. 215-226. - Библ. 17.

Изложена методика построения автопилота на базе параметрической модели ракетного снаряда, описываемой системой уравнений пятого порядка. Для этой нелинейной системы разработан метод приближенной линеаризации соотношения входных и выходных сигналов. В качестве линеаризованных выходных

сигналов были выбраны продольное ускорение и скорость вращения по оси крена, связанная с вращательными моментами, создаваемыми элеронами, рулями направления и высоты в крестообразном расположении. На этой основе был сформулирован нелинейный закон управления, эффективность которого была проверена путем численного моделирования.

2.3.1.72. Стохастическая модель оптимизации поиска движущихся объектов / Гуленко В. П., Шваб Н. Д. // Кибернет. и систем. анал. – 2004. - № 3. - С. 75-80, 189, 190. - Библ. 4.

Рассматривается стохастическая модель оптимизации поиска движущихся объектов. Сформулированная задача является игровой задачей билинейного дискретного оптим. управления, где роль параметров состояний играют вероятности, а параметров управления — матрицы переходных вероятностей. Начальный вектор состояния не фиксирован и также подлежит оптимизации. Т. обр., ее решение существующими методами очень затруднительно. Поэтому предлагается такой подход, когда на первых шагах находятся оптим. параметры состояний преследователя и убегающего, а затем — оптим., удобно реализуемые параметры управлений.

2.3.1.73. Устойчивое, неконфигурируемое, обобщённое предсказывающее управление с применением к управлению полётом. Stable reconfigurable generalized predictive control with application to flight control / Shi Jianjun, Kelkar Atul G., Soloway Don. // Trans. ASME. J. Dyn. Syst., Meas. and Contr. - 2006. - 128, № 2. - С. 371-378. - Библ. 26.

Предложен алгоритм предсказывающего управления со многими входами и выходами. Он применяется к синтезу реконфигурируемого, в случае насыщения привода, управления. Предложен новый тип управления, используемый в системах с избыточным управлением и реконфигурируемый в случае отказа приводов. Доказана устойчивость регулятора. Приводятся результаты моделирования управляемого полёта транспортного самолёта.

2.3.1.74. Возможности формирования интеллектуальных законов управления на основе средств мягких и полумягких вычислений / Морозов Н. И., Тюменцев Ю. В. // Вестн. компьютер. и инф. технол. – 2006. - № 5. - С. 20-29. - Библ. 11.

Анализируются подходы к формированию интеллектуальных законов управления для летательных аппаратов (ЛА) на основе моделей мягких и полумягких вычислений (ПМВ). Показано, что имеет место обоюдное взаимовлияние в развитии пилотируемых и беспилотных ЛА, включая и вопросы построения законов управления для них. С одной стороны, на основе ПМВ можно строить интеллектуальные законы управления для пилотируемых ЛА, призванные облегчить решение задач летчиком за счет корректировки динамических свойств ЛА как объекта управления. С другой стороны, богатый опыт управления движением самолетов, накопленный в пилотируемой авиации, м. б. использован для синтеза интеллектуальных законов управления беспилотных ЛА. Рассматриваются важнейшие элементы процессов синтеза интеллектуальных законов управления, учитывающие указанное взаимовлияние.

2.3.1.75. Совместное наведение и управления ракетами методом θ -D. Integrated guidance and control of missiles with θ -D method / Xin Ming, Balakrishnan S. N., Ohlmeyer Ernest J. // IEEE Trans. Contr. Syst. Technol. - 2006. - 14, № 6. - С. 981-992. - Библ. 18.

Предлагается новый метод эффективного синтеза системы совместного наведения и субоптимального управления ракетами. Метод базируется на новом формальном определении проблемы, которое предоставляет естественный переход к интеграции их двух различных функций. Новый метод субоптимального управления, названный θ -D методом, позволяет получать выражение в замкнутом виде для нелинейной проблемы наведения, которое базируется на аппроксимации уравнения Гамильтона—Якоби—Беллмана. Закон наведения ракеты и синтез автопилота формулируются в одном унифицированном пространстве состояний.

2.3.1.76. Адаптивное к миссии планирование маршрута в неопределенной и конкурентной среде. Mission-adaptable route planning in uncertain and adversarial environment / Yan Ping, Ding Mingyue, Zheng Changwen // Int. J. Artif. Intell. Tools. - 2006. - 15, № 5. - С. 803-821.

Рассматриваются проблемы планирования маршрута беспилотного воздушного транспорта в неопределенной и конкурентной среде, включая не только планирование маршрута одной

миссии в априорно известной среде, но также и перепланирование маршрута в частично известных средах при изменяемых миссиях. Предлагается адаптивный к миссии гибридный алгоритм планирования маршрута на базе полетной карты, который объединяет в двухуровневой структуре существующие локальный и глобальный методы. Информация о среде и ограничения для транспорта вводятся в процедуру построения полетной карты и поиска маршрута.

2.3.1.77. Система технического зрения для определения положения многороботных беспилотных летательных аппаратов. Vision - based multi - UAV position estimation / Merino L., Wiklund J., Caballero F., Moe A., Martinez- de Dios J. R., Forssén Per-Erik, Nordberg K., Ollero A. // IEEE Rob. and Autom. Mag. - 2006. - 13, № 3. - С. 53-62. - Библ. 15.

В многороботных системах для управления движением каждого робота необходимо знать его положение и ориентацию. Системы технического зрения являются важным инструментом для группового управления беспилотными летательными аппаратами. Приводится метод управления, основанный на использовании телекамеры, общих объектов сцены и алгоритмов расчета ориентации и локализации объектов. В качестве объектов сцены используются естественные природные ориентиры.

2.3.1.78. Предикторное управление с разложенной моделью углом тангажа воздушного транспорта. A decomposed-model predictive functional control approach to airvehicle pitch-angle control / Škrjanc Igor // J. Intell. and Rob. Syst. - 2007. - 48, № 1. - С. 115-127.

Основными требованиями к управлению углом тангажа является высокое быстродействие при минимально возможных вибрациях. Предлагается обеспечение этих требований использованием предикторного управления с моделью управляемого процесса, представленной в виде нескольких субмоделей. Декомпозиция модели управляемого процесса обеспечивает расширение традиционного управления с моделью на процессы с интегрирующим поведением, характерные для управления углом тангажа. Проводится сравнение качества предложенного управления с качеством классического управления с моделью.

2.3.1.79. Оценка ориентации самолета из видеоданных горизонта. Aircraft attitude estimation from horizon video / Cornall T. D., Egan G., Price A. // Electron. Lett. - 2006. - 42, № 13. - С. 744-745. - Библ. 7.

Рассматривается задача измерения ориентации беспилотного самолета как необходимого этапа его автономного управления. Предлагается новый метод с очень низкой вычислительной сложностью, который обеспечивает онлайн-измерение на борту беспилотного самолета углов тангажа и крена из видеоданных реального времени видимого горизонта перед самолетом. Описывается ряд методов, используемых для повышения достоверности результатов измерения, в частности, применение круглой маски для снижения асимметрии изображения и упрощения расчетов, простой вывод положения горизонта из совместных средних координат и др.

2.3.1.80. Составление расписаний вертолетов в службах береговой охраны США и их поддержание на станции Clearwater Air (США, шт. Флорида). Scheduling United States Coast Guard helicopter deployment and maintenance at Clearwater Air Station, Florida / Hahn R. A., Newman Alexandra M. // Comput. and Oper. Res. - 2008. - 35, № 6. - С. 1829-1843.

Сформулирована задача целочисленного линейного программирования со смешанными переменными, возникающая в поддержании в рабочем состоянии парков вертолетов, используемого в охране океанского побережья США. Одновременно решение описанной задачи дает оптим. расписание эксплуатации вертолетов. В ходе проведенных испытаний для получения оптим. расписания требовалось 3 мин. на рабочей станции с операционной системой Unix.

2.3.1.81. Назначение на основе приоритетов и маршрутирование для флота беспилотных боевых самолетов. Priority-based assignment and routing of a fleet of unmanned combat aerial vehicles / Shetty Vijay K., Sudit Moises, Nagi Rakesh // Comput. and Oper. Res. - 2008. -35, № 6. - С. 1813-1828.

Рассмотрена задача стратегического маршрутирования для флота беспилотных боевых самолетов США в условиях фиксированных целей и маршрутов дозорных полетов. Ограничения в задаче связаны с требованиями к запасам, стоимости и размерам

парка самолетов. Для того чтобы избавиться от чрезмерной вычислительной сложности, предложено использовать схему декомпозиции. Для координации полученных частных решений предложено использовать метод поиска с запрещениями. Приведены примеры использования предложенной схемы в модельных задачах с реальной размерностью.

2.3.1.82. Навигация робота в трехмерной среде с фоновыми помехами с использованием нечетких поведений на базе предпочтений. Robot navigation in cluttered 3-D environments using preference-based fuzzy behaviors / Shi Dongqing, Collins Emmanuel G. (Jr), Dunlap Damion // IEEE Trans. Syst., Man, and Cybern. B. - 2007. - 37, № 6. - С. 1486-1499. - Библ. 24.

Предлагается и исследуется новая схема нечеткого поведения для навигации робота, напр., беспилотного вертолета в трехмерных пространствах с фоновыми помехами. В предложенном решении проблема трехмерной навигации разбивается на несколько идентичных субпроблем двумерной навигации, каждая из которых решается с использованием нечетких поведений, базирующихся на предпочтениях. Промежуточные предпочтения субпроблем объединяются для создания трехмерной области решения, представляющей степени предпочтений для движения робота. Для непосредственного управления движением используется новый алгоритм дефаззификации.

2.3.1.83. Управление формированием групп автономных вертолетов. Full formation control for autonomous helicopter groups / Fahimi Farbod // Robotica. - 2008. - 26, № 2. - С. 143-156. - Библ. 26.

Предлагается метод синтеза законов управления в скользящем режиме для управления формированием нескольких автономных вертолетов небольшого размера в совокупность заданной конфигурации. При этом обсуждаются две схемы управления формированием произвольной трехмерной совокупности "ведущий— ведомый". В этих схемах требуется, чтобы только один вертолет получал информацию о движении от двух ближайших соседей, которые описываются нелинейной динамической моделью с шестью степенями свободы. Управление осуществляется по четырем переменным, а при синтезе управления

учитываются параметрические неопределенности в динамической модели.

2.3.1.84. Практическое визуальное серво-управление беспилотным воздушным транспортом. A practical visual servo control for an unmanned aerial vehicle / Guenard Nicolas, Hamel Tarek, Mahony Robert // IEEE Trans. Rob. - 2008. - 24, № 2. - С. 331-340. - Библ. 34.

Рассматриваются принципы практической реализации визуального сервоуправления на базе изображений беспилотным воздушным транспортом, которое обеспечивает стационарный или квазистационарный полет с использованием изображений видеокамеры, смонтированной на борту транспорта. Для ориентации и построения траектории полета используется конечное множество стационарных и несвязанных точек, лежащих в плоскости. При этом управление положением и динамикой ориентации не связано и использует визуальную ошибку, а также оценки линейной скорости и инерциальное направление, выделенное по признакам изображений и по измерениям встроенного инерциального прибора.

2.3.1.85. Вероятностное планирование траекторий на основе карты дорог для автономных беспилотных вертолетов. Probabilistic roadmap based path planning for an autonomous unmanned helicopter / Pettersson Per Olof, Doherty Patrick // J. Intell. and Fuzzy Syst. - 2006. - 17, №4. - С. 395-405.

Описаны: рассматриваемый класс беспилотных вертолетов, предназначенных для контроля и инспекции зданий; реализованные методы сбора видеоинформации; задача планирования траектории, безопасной от столкновений; алгоритмы вероятностного планирования траекторий; использование случайных деревьев в качестве структуры данных; результаты проведенных испытаний в реальных городских условиях.

2.3.1.86. Энергетически оптимальное управление в линейных многоточечных задачах о встрече движений / Миронов В. И., Миронов Ю. В. // Тр. СПИИРАН. – 2007. - № 5. - С. 321-327. - Библ. 6.

Рассматривается задача энергетически оптим. управления движением активным объектом при его последовательной встрече с системой подвижных целевых объектов. Приводится анали-

тическое решение соотв. модельной линейно-квадратической задачи.

2.3.1.87. Уклонение подвижных объектов от обнаружения на плоскости и в пространстве / Абрамянц Т. Г., Маслов Е.П., Яхно В. П. // Пробл. упр. – 2008. - № 3. - С. 2-13, 88. - Библ. 21.

Дан обзор результатов решения задач оптимизации траекторий уклонения одиночной и групповой целей на плоскости и в пространстве от обнаружения преследователем, снабженным ограниченной зоной наблюдения. Законы уклонения определяются в результате решения задач в оптимизационных (в случае одиночной цели) и игровых (в случае групповой цели) постановках.

2.3.1.88. Решение задачи управления наведением подвижного объекта на цель с априорно неопределенным подвижным центром на основе оптимального оценивания / Соколов С. В., Щербань И. В., Куликов Ю. А. // Мехатрон., автоматиз., упр. – 2008. - № 2, Прилож. -С. 12-18. - Библ. 11.

Рассматривается задача управления наведением объекта на подвижную уклоняющуюся цель в условиях, когда цель имеет точную информацию о параметрах движения этого объекта. Управление объектом осуществляется на основе использования апостериорных оценок его вектора состояния и вектора состояния подвижной цели, полученных по показаниям собственного измерительного комплекса. Приведен практический пример, иллюстрирующий эффективность использования разработанного решения в реальных системах.

2.3.1.89. Леонов В.А. Критерии асимптотической устойчивости на основе моделей пространственного возмущенного движения летательных аппаратов (второй метод А.М. Ляпунова) / Леонов В.А. – М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2008. – 169 с. – Библ.: с.166. – (Б-ка ИПУ. 629.7 Л 47).

Рассматриваются выводы критериев асимптотической устойчивости в различных задачах динамики летательных аппаратов (ЛА) с использованием второго (прямого) метода Ляпунова и на основе уравнений пространственного возмущенного движения. При этом в качестве невозмущенных движений принимаются различные варианты режимов горизонтального полета с постоянной и переменной линейной скоростью, без вращения и с по-

стоянной угловой скоростью вращения относительно оси ОХ связанной системы осей координат.

2.3.1.90. Воробьев В.В. Системы управления летательных аппаратов: учебник / Воробьев В.В., Киселев А.М., Поляков В.В.; Воробьев В.В.(ред.). – М.: Изд-во ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 2008. – 202 с.: ил. – Библ.: С.197-198. – (Б-ка ИПУ. 629.7 В 75).

Рассматриваются теоретические основы, принципы построения и функционирования систем ручного, директорного и автоматического управления боевых летательных аппаратов (ЛА). Излагаются основные тактико-технические требования, предъявляемые к системам управления ЛА и способы их реализации. Уделяется внимание современным методам исследования и расчета систем управления боевыми ЛА, а также перспективам их развития. Книга написана по материалам отечественной и зарубежной литературы.

2.3.1.91. Касимов А.Н., Мамедли Э.М. Принципы построения комбинированных систем управления перспективных летательных аппаратов, устойчивых к внешним возмущающим факторам // 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. 6-7. 2.31 - (Б-ка ИПУ. 629.7/Конф. П27).

2.3.1.92. Управление и наведение беспилотных маневренных летательных аппаратов на основе современных информационно-технологий / Под ред. М.Н. Красильщикова и Г.Г. Себрякова. — М.: ФИЗМАТЛИТ, 2003. - 280 с. - (Б-ка ИПУ. 629.7 У-67).

Изложены основные подходы, методы и алгоритмы формирования облика интегрированных систем навигации и управления беспилотных маневренных летательных аппаратов различных классов. Понятие «облик» включает: состав, структуру и алгоритмы соответствующей интегрированной системы. В состав формируемых интегрированных систем входят бесплатформенная инерциальная система и многоканальный GPS/ГЛОНАСС приемник. Обсуждаются вопросы комплексирования навигационных измерений, обработки изображений,

включая формирование эталонов. Рассмотрена технология создания объектно-ориентированных программных комплексов для моделирования процессов функционирования рассматриваемых интегрированных систем. Приведены результаты моделирования интегрированных комплексов беспилотных маневренных летательных аппаратов различных классов.

2.3.1.93. Салмин В.В. Методы оптимального управления и численные методы в задачах синтеза технических систем: учеб. пособие / Салмин Б. В., Лазарев Ю. Н., Старинова О. Л. - Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. - 160 с.: ил. – (Б-ка ИПУ. 621.52/1.1 С 16).

В учебном пособии излагаются методы оптимизации, применяемые в различных задачах управления динамическими системами, в том числе в задачах механики полета летательных аппаратов. Даются классификация и основные постановки задач оптимизации. Рассмотрены методы и задачи классического вариационного исчисления. Изложены современные методы решения задач оптимального управления: принцип максимума Понтрягина, динамическое программирование, принцип расширения и достаточные условия оптимальности. Описываются численные методы задач оптимизации. Учебное пособие предназначено для студентов и аспирантов, изучающих методы оптимизации динамических систем и специализирующихся в области механики и процессов управления, моделирования и исследования операций. Подготовлено на кафедрах летательных аппаратов, динамики полета и систем управления СГАУ.

2.3.1.94. Астапов Ю.М. Теория управления летательными аппаратами / Астапов Ю.М.. - М: МАТИ, 2006. - 278 с. – (Б-ка ИПУ. 629.7 А 91).

Настоящее учебное пособие представляет курс лекций для студентов МАТИ им. К.Э. Циолковского, специализирующихся по кафедре «Кибернетика». Оно дает первоначальное представление о методах разработки, проектирования, натурных испытаниях и теоретических исследованиях систем управления беспилотными летательными аппаратами, В книге приводится много примеров математического моделирования систем автономного управления и с самонаведением. В качестве алгоритмического языка используется главным образом MAPLE. В настоящее вре-

мя он один из лидирующих языков среди универсальных символьных пакетов. Образуя удобную среду для математических исследований, он обладает хорошим графическим набором и возможностью аналитических преобразований. Лишь в некоторых случаях, требующих повышенного объема оперативной памяти, используется язык СИ++. Содержание учебного пособия предполагает достаточно хорошее владение аппаратами теоретической механики, физики и общей теории автоматического управления и может оказаться полезным для инженеров и научных работников соответствующих специальностей.

2.3.1.95. Задачи исследования устойчивости и стабилизации движения: Сб. ст. / Рос. АН. ВЦ им. А. А. Дородницына; Румянцев В. В. (отв. ред.) и др. - М.: ВЦ им. А. А. Дородницына, 2004. - 125 с. - Библиогр. в конце работ. – (Б-ка ИПУ. 531.3 - 3-15).

В сборник включены статьи, связанные с исследованием движения различных механических систем, таких как пластина в нестационарном потоке газа, спутник на эллиптической орбите, тяжелое твердое тело на шероховатой горизонтальной плоскости, тяжелое твердое тело с жидким наполнением на горизонтальной плоскости с трением, а также с изучением орбитальных тросовых систем.

2.3.1.96. Пятницкий Е. С. Избранные труды: в 3 т. Т. 3: Теоретическая биомеханика. Концепция управления движением в условиях неопределенности. — М.: ФИЗМАТЛИТ, 2006. - 448 с. – (Б-ка ИПУ. 621.52/1.1 П 99).

Третий, завершающий, том «Избранных трудов» члена-корреспондента РАН Е.С. Пятницкого посвящен теоретическим исследованиям управления движением позвоночных животных и человека. В результате этих исследований автор показывает, что при теоретическом изучении двигательной активности живых организмов в качестве объекта управления должен рассматриваться черный ящик механической природы. Работе над этой книгой автор посвятил последние годы, месяцы и даже дни своей жизни, к сожалению, не успев в полной мере решить поставленную им задачу. Однако несомненная заслуга автора состоит в том, что впервые биомеханика сформулирована как теоретическая наука в виде системы аксиом и вытекающих из них законов.

2.3.2. Методы синтеза алгоритмов

2.3.2.1. Методика построения электронных систем управления авиационными двигателями оптимальной архитектуры / Кардаш Д. И., Кудрявцев А. В., Нурутдинов А. Р., Фрид А. И. (Уфим. гос. авиац. техн. ун-т). // Авиакосм. приборостр. – 2003. - № 7. - С. 60-66. - Библ. 6.

Рассматривается проблема выбора оптим. архитектуры электронных систем управления авиационными двигателями. Проблема заключается в необходимости выбора одного из множества вариантов реализации отдельных функциональных узлов и их соединений. Предложенная методика выбора основана на использовании метода экспертных оценок и комплексного критерия технического уровня узла с последующей мат. обработкой показателей качества узлов. Методика позволяет формализовать этап выбора архитектуры системы управления авиационными двигателями.

2.3.2.2. Новый метод вывода надежного закона управления для эластичной конструкции применительно к ракетеносителю. Arian 5 E/CB. New method for designing robust attitude control law for flexible launchers application to Ariane 5 E/CB / Ganet-Schoeller Martine, Martinez Didier (EADS Launch Vehicles, Systems Design and Tests Directorate, 66 route de Verneuil, 78133 les Mureaux, France Phone: +33 (0)1 39 06 61 76 — Fax: +33 (0)1 39 06 33 73) // Proceedings of the 5 ESA International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems, Frascati, 22-25 Oct., 2002. - Noordwijk: ESTEC, 2003. - С. 307-310. - (ESA SP. ISSN 0379-6566. N 516). - Библ. 3.

Эволюция в проектировании РН приводит к появлению конструкций с повышенной эластичностью, для которых затруднено решение проблемы управления при внутриатмосферном полете. Для решения проблемы предложен новый метод вывода надежного закона управления ориентацией РН эластичной конструкции в предположении малых отклонений от абсолютно жесткого варианта. Методика содержит 3 этапа: грубая настройка упрощенного бесступенчатого контроллера с одним входом — одним

выходом для жесткой конструкции, параметрическая оптимизация методом HQO со многими входами — многими выходами и, в заключение, фильтрование высоких частот. Метод был успешно опробован на тестовой задаче расчета РН эластичной конструкции Ariane 5 конфигурации E / CB.

2.3.2.3. Управление электростатическим левитатором с планированием передаточной функции. Gain-scheduled control of an electrostatic levitator / Meister T., Werner H., Lohoefer G., Herlach D. M., Unbehauen H. // Contr. Eng. Pract. - 2003. - 11, № 2. - С. 117-128.

Рассматривается применение метода планирования передаточной функции к позиционному управлению электростатическим левитатором, разрабатываемым в настоящее время аэрокосмическим центром Германии. Этот левитатор может использоваться для бесконтейнерной обработки металлов и непроводящих материалов. Ряд факторов, в частности, неустойчивость в разомкнутом состоянии, определяют большую сложность проблемы управления. Проводится аппроксимация нелинейной, зависящей от параметра, системы двумя локально линейными моделями, на базе которых строятся 2 локально линейных регулятора. Для настройки параметров регуляторов и упрощения процедуры проектирования распределение полюсов проводится методами линейных матричных неравенств.

2.3.2.4. Интегрированная среда для расчета систем стабилизации летательных аппаратов / Евстифеев В. В., Шатский М. А. // 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. 204-206. - Библ. 8.

Описана созданная авторами интегрированная среда (программное обеспечение) поддержки разработчика систем стабилизации ЛА на начальных этапах расчета.

2.3.2.5. Проектирование системы управления для ракеты / Bei Chao, Zhou Feng-qi, Zhou Jin, Lin Wei-song. // Feixing lixue=Flight Dyn. - 2003. - 21, № 1, - С. 47-50. - Библ. 2.

Северозападным политехническим университетом (Китай) предложен способ проектирования управляющего аппаратного

комплекса для летательного аппарата типа ракеты. Применена нейронная сеть с радиально-базисной функцией, наделенная способностью к аппроксимации. В автоматическом режиме задаются требуемые значения усиления контроллера. Обеспечено получение требуемого правила управления для всей траектории полета. Оценка предложенного способа выполнена в условиях применения методик численного моделирования.

2.3.2.6. Синтез структуры информационно-управляющего комплекса ультралегкого ДПЛА с учетом ограничений на его сложность / Каганер И. Б., Синяков А. Н. // 3 научная сессия аспирантов ГУАП, посвященная Всемирному Дню авиации и космонавтики, Санкт-Петербург, 10-14 апр., 2000: Тезисы докладов. - СПб: Изд-во СПб. ГУАП, 2000. - С. 16-18.

Указаны особенности системы управления ультралегкого ДПЛА. Рассмотрены разработка методологии и алгоритмов системы.

2.3.2.7. Синтез релейного воздушно-динамического рулевого привода в условиях нестационарности параметров объекта управления / Фалдин Н. В., Феофилов С. В. (Тулеский гос. ун-т) // 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. 285-289, 337. - Библ. 2.

Рассматривается синтез и оптимизация системы управления релейного автоколебательного воздушно-динамического рулевого привода. Особенностью привода является наличие нелинейностей типа жесткий мех. упор в объекте управления и нестационарность его параметров.

2.3.2.8. Применение назначения собственных значений для проектирования системы управления полетом. Application of eigenstructure assignment to design of flight control system / Wu Wen-hai, Shen Chun-lin, Liu Guo-gang, Geng Chang-mao, Wang Yu-rong // Harbin gongye daxue xuebao=J. Harbin Inst. Technol. - 2002. - 34, № 5. - С. 639-642. - Библ. 10.

Приведено описание разработанного алгоритма. Указаны границы его эффективной применимости. На основе описанного

метода разработан простой и эффективный регулятор. Описан пример его применения.

2.3.2.9. Один из подходов к построению алгоритмического обеспечения системы поддержки принятия решений / Якушев А. В. // 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. 55-59, 327. - Библ. 2.

Одним из перспективных направлений в развитии бортовых систем поддержки принятия решений (СППР) являются работы по разработке алгоритмов, позволяющих осуществлять комплексирование эвристических методов, описывающих действия летного состава и строго мат. методов, которые описывают работу бортовых систем и вооружения ЛА.

2.3.2.10. Размытый регулятор электрогидравлического привода стабилизатора, использующий метод фазовой плоскости. A fuzzy controller for an electro-hydraulic fin actuator using phasze plane method / Lee S. Y., Cho H. S. // Contr. Eng. Pract. - 2003. - 11, № 6. - С. 697-708.

Описана реализация размытого регулятора электрогидравлической сервосистемы ракеты. Предложен новый размытый регулятор, использующий фазовую плоскость для улучшения х-к системы. Отмечается простота и наглядность синтеза, так как оценка качества регулятора может быть получена по фазовой диаграмме, полученной из таблицы правил. Проводится сравнение эффективности предложенного и известных регуляторов.

2.3.2.11. Использование специализированного программного продукта для расчета систем стабилизации / Евстифеев В. В., Шатский М. А. // Вестн. МГТУ. Сер. Приборостр. – 2003. - № 3. - С. 109-117, 128.

Описаны общие принципы создания специализированного программного продукта (интегрированной среды) и реализованные в нем методы поддержки разработчика систем автоматической стабилизации летательного аппарата.

2.3.2.12. Алгоритмы параметрического синтеза исполнительных механизмов автономных рулевых приводов ЛА для сложных законов движения / Полковников В. А. // Изв. АН.

Теория и системы упр. РАН. – 2004. - № 2. - С. 158-164. - Библ. 5.

Приведены расчетные соотношения для параметрического синтеза исполнительных механизмов автономных рулевых приводов, позволяющие находить их основные параметры для сложных законов движения рулевых поверхностей ЛА, представляющих алгебраическую сумму медленно меняющихся законов управления и гармонической составляющей.

2.3.2.13. Синтез алгоритмов управления боевым разворотом БЛА по типу полупетли в наклонной плоскости / Терентьев В. М. // Авиакосм. приборостр. – 2003. - № 10. - С. 50-54, 71. - Библ. 3.

Рассматривается задача алгоритмизации процесса автоматического управления боковым разворотом БЛА при выполнении им боевого разворота по типу полупетли в наклонной плоскости. Построена аналитическая программно-инвариантная конструкция (АПИК), определяющая характер данного вида движения в канале управления углом крена. Синтезирован ПИД-регулятор в виде обратной связи по отклонению от заданной наклонной плоскости и по скорости этого отклонения.

2.3.2.14. Синтез робастных систем со многими входами и выходами, использующий назначение собственной структуры системы и теорию количественной обратной связи. Robust MIMO control-system design using eigenstructure assignment and QFT / Wu S.-F., Wei W., Grimble M. J. // IEE Proc. Contr. Theory and Appl. - 2004. - 151, № 2. - С. 198-209. - Библ. 17.

Предложен подход к синтезу робастного управления. Он применяется к синтезу автопилота бокового движения летательного аппарата. Назначение структуры используется для первоначального синтеза замкнутого регулятора. Для обеспечения робастной устойчивости регулятора используется теория количественной ОС.

2.3.2.15. Синтез согласованных механизмов морфизма формы с использованием метода представления траектории нагрузки. Synthesis of shape morphing compliant mechanisms using a load path representation method: Докл. [Conference on Smart Structures and Materials 2003 "Modeling, Signal

Processing, and Control", San Diego, Calif., 3-6 March, 2003] / Lu Kerr-Jia, Kota Sridhar // Proc. SPIE. - 2003. – № 5049. - С. 337-348. - Библ. 17.

В ряде систем, таких, как крыло самолета или радиолокационная антенна, качество работы существенно зависит от геометрической формы системы. Нагрузки, прикладываемые к системе, могут эту форму изменять. Включение спец. средств, позволяющих модифицировать форму, может существенно улучшить качество управления. Предложен метод синтеза, в котором для эффективного исключения нарушенных топологий используется спец. представление траекторий и генетический алгоритм оптимизации. Описаны применения в радиолокации и авиации.

2.3.2.16. Методология синтеза цифровых многофункциональных САУ авиационными ГТД численными методами / Лянцев О. Д. (Уфимский государственный авиационный технический университет) // Авиакосм. приборостр. – 2003. - № 12. - С. 33-37, 66. - Библ. 2.

Рассматривается задача прямого цифрового синтеза многофункциональных САУ газотурбинным двигателем в пространстве состояний. Предложена методология синтеза многофункциональной системы управления ГТД в рамках единой формализованной вычислительной процедуры. Обсуждаются результаты мат. моделирования САУ газогенератором ТРДД АИ-222.

2.3.2.17. Метод следящего управления с моделью для проектирования автопилота ракеты. Model following control approach for missile autopilot design / Aouf Nabil, Paiva Henrique Mohallem, Rabbath C. A., Lauzon Marc // Nonlinear Stud. - 2004. - 11, № 2. - С. 227-242. - Библ. 7.

За последние годы были наглядно продемонстрированы преимущества ряда новых методов оптим. синтеза динамических систем перед классическими методами, однако применительно к автопилотам большинство из новейших методов приводило к существенно более сложным структурам, чем классический автопилот с ПИД-регулятором. Предлагается одна стратегия следящего управления с моделью для проектирования ракетного автопилота вращения, тангажа и рыскания. При этом стратегии гарантируется ограниченная сложность автопилота, снижение объема вычислений и относительная простота реализации. Опи-

сываются результаты расчета и моделирования следящего управления.

2.3.2.18. Миниатюрная точная бесплатформенная инерциальная система навигации для высокоманевренных ЛА: анализ эффективности реализации алгоритма. A miniature precise sins for high maneuvering moving vehicles: cost-efficiency analysis of algorithm realization / Lookin N., Vodicheva L., Ponomarev I. // 12 Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, St. Petersburg, 23-25 May, 2005. - St. Petersburg: Elektropribor, 2005. - С. 243-245. - Библ. 5.

Рассмотрены вопросы разработки эффективных бортовых ЭВМ для реализации алгоритмов бесплатформенных инерциальных навигационных систем. Обсуждаются результаты оценки технических и конструкционных характеристик процессоров, которые часто используются для реализации бортовых алгоритмов. Представлен процессор, имеющий максимальные конструктивные характеристики, разработанный на основе совместной оптимизации алгоритмов бесплатформенных инерциальных навигационных систем. Представленный авторами подход может быть использован в качестве основы для компьютерного проектирования процессов бесплатформенных инерциальных навигационных систем.

2.3.2.19. Разработка методов и бортовых алгоритмов оценивания пространственного ветра и его сдвигов / Воробцов С. Н. // Изв. РАН. Теория и системы упр. – 2005. - № 4. - С. 133-142.

Статья является продолжением предыдущей работы автора, в которой приведено теоретическое обоснование методов и алгоритмов понижения опасности ветрового воздействия на полет самолета. Во всех этих методах используется информация о величине ветра и его сдвигах. В данной работе представлено обоснование методов и алгоритмов оценивания параметров ветра и его сдвигов на борту самолета с помощью обработки измерений сигналов только бортовых измерителей.

2.3.2.20. 06.08-01А.495. Динамическая устойчивость самолета с учетом динамики летчика. Dynamic stability characteristics of aircraft and dynamics of pilot / Kato Akio, Akiyo-

shi Hiroki, Sato Mitsuo. // Trans. Jap. Soc. Aeronaut. and Space Sci. - 2004. - 47, № 157. - С. 202-208. - Библ. 6.

Рассматривается влияние динамических характеристик летчика на динамическую устойчивость замкнутой системы самолет - летчик, по крену. Динамические характеристики летчика представлены передаточной функцией, полученной по результатам испытаний трех летчиков на имитаторе.

2.3.2.21. Переключаемое, линейное, с переменными параметрами управление самолётом F-16 с помощью переключения состояний регулятора. Switching LPV control of an F-16 aircraft via controller state reset / Lu Bei, Wu Fen, Kim Sung Wan // IEEE Trans. Contr. Syst. Technol. - 2006. - 14, № 2. - С. 267-277. - Библ. 27.

Законы управления самолётом, или их параметры, должны меняться в зависимости от условий полёта, предложен систематический метод синтеза законов управления, основанный на векторных, зависящих от параметров функциях Ляпунова. Образован банк регуляторов, приспособленных к определённым условиям. Состояние регулятора переключается для гарантирования условий устойчивости функции Ляпунова. Исследованы две логики переключений: гистерезисная и со средним временем покоя.

2.3.2.22. Исследование методологий синтеза самолётных систем навигации. A review of multisensor fusion methodologies for aircraft navigation systems / Allerton David J., Jia Huamin // J. Navig. - 2005. - 58, № 3. - С. 405-417. - Библ. 35.

Рассмотрены уже существующие структуры отказоустойчивой навигационной системы и методы информационного синтеза, используемые при проектировании и разработке интегрированных авиационных систем навигации, а также сравниваются их преимущества и недостатки. Рассмотрены 4 отказоустойчивые структуры навигационной системы и связанные с ними структуры фильтра Калмана и алгоритмы. Цель статьи — предоставить материалы проектировщикам навигационной системы с целью разработки авиационных многопараметрических навигационных систем.

2.3.2.23. Синтез управления вертолетом на режиме висения с компенсацией атмосферной турбулентности: Докл.

[Всероссийская научно-практическая конференция "Перспективные системы и задачи управления", пос. Домбай, Краснодар. край, 13—17 марта, 2006] / Буков В. Н., Сельвесюк Н. И. // Изв. ТРТУ. – 2006. - № 3. - С. 155-159. - Библ. 5.

С учетом особенностей вертолета как динамической системы для решения задачи безопасности полета необходимо использовать стохастические методы синтеза многомерных систем. При этом основной целью синтеза является обеспечение заданной точности стабилизации высоты при действии случайных ВЧ-возмущений. Использование оптимизационных методов здесь вызывает определенные затруднения, так как значения целевых функционалов не связаны непосредственно с точностью управления. Для синтеза контура автоматической стабилизации высоты вертолета предлагается использовать результаты теории ковариационного управления, основанной на технологии вложения систем.

2.3.2.24. Стратификация динамических систем и ее использование в задачах управления летательными аппаратами: Докл. [Всероссийская научно-практическая конференция "Перспективные системы и задачи управления", пос. Домбай, Краснодар. край, 13-17 марта, 2006] / Буков В. Н., Бронников А. М. // Изв. ТРТУ. – 2006. - № 3. - С. 147-154.

Для повышения эффективности и безопасности маневрирования вертолета на предельно малых высотах предлагается обеспечить инвариантность (независимость) контура управления высотой к произвольным (в пределах возможностей системы управления) управлениям креном, рысканием и тангажом с обеспечением заданных характеристик устойчивости во всех каналах управления. Задача рассматривается применительно к гипотетическому вертолету соосной схемы. Проведенные исследования (в условиях характеристик реальных информационных и исполнительных систем) позволяют сделать вывод о возможности автоматической компенсации возмущений в канале управления абсолютной высотой полета вертолета.

2.3.2.25. Синтез робастной системы управления посадкой самолета / Звягина Н. Е., Куприянов В. Е. // 34 Неделя науки СПбГПУ: Материалы Всероссийской межвузовской научно-технической конференции студентов и аспирантов, Санкт-

Петербург, 28 нояб.-3 дек., 2005. Ч. 5. Факультет технической кибернетики. Факультет при ЦНИИ РТК. – СПб.: СПбГПУ, 2006. - С. 129-130. - Библ. 2.

Работа посвящена использованию методов синтеза робастных систем управления. Приведен краткий обзор современных методов синтеза робастных систем. Рассматривается конкретный пример объекта (управление продольным движением самолета в режиме посадки), для него строятся робастный регулятор и оптимальный регулятор и проводится сравнительный анализ. В основном для реализации расчетов используются имеющиеся средства MatLab (Robust Toolbox), также приводится их краткое описание. Для построения робастного регулятора был также реализован алгоритм "Два-Риккати".

2.3.2.26. Система автоматической компенсации возмущений в канале управления высотой полета вертолета при произвольном горизонтальном маневрировании: Докл. [13 Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам, Санкт-Петербург, 29—31 мая, 2006] / Буков В. Н., Бронников А. М., Чекин А.Ю. // Гироскопия и навигация. – 2006. - № 3. - С. 86.

Рассматривается решение одной из проблем автоматизации ручного управления вертолета, связанной с автоматической компенсацией возмущений в канале управления абсолютной высотой при выполнении разворотов. Приведена методика синтеза законов управления системы улучшения устойчивости и управляемости вертолета. Методическую основу для синтеза составляют результаты по инвариантности линейных систем к внешним и параметрическим возмущениям. Приводятся результаты численных исследований.

2.3.2.27. Синтез контуров управления летательного аппарата с гарантированной точностью: Докл. [13 Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам, Санкт-Петербург, 29-31 мая, 2006] / Буков В. Н., Босаров А. С., Сельвесюк Н. И. // Гироскопия и навигация. – 2006. - № 3. - С. 86.

Предложен новый метод синтеза управления для многомерных систем, к которым относится летательный аппарат, при действии случайных возмущений. Требования к точности управле-

ния формулируются в инженерных терминах дисперсий управляемых параметров. Обеспечивается минимум затрат энергии на управление. Представленный метод использован для синтеза точной САУ относит, пространственным положением вертолетов в строю при воздействии атмосферной турбулентности.

2.3.2.28. Специфика функциональной реализации встроенной системы обработки данных / Третьяков С. В. // Полет. – 2007. - № 3. - С. 56-60.

Рассматриваются методы функциональной декомпозиции встроенных управляющих систем летательных аппаратов с целью повышения их эффективности. Проведение декомпозиции на подсистемы по критерию миним. функциональной связности позволяет получить разбиение всех потоков данных и функций на подфункции, которые в дальнейшем должны быть реализованы отдельными элементами системы.

2.3.2.29. Алгоритм автоматизации разворота самолета, выполняемого с максимальной угловой скоростью / Киселев М. А. // Изв. РАН. Теория и системы упр. – 2007. - № 5. - С. 150-160. - Библ. 7.

Предлагается подход к синтезу алгоритмов управления самолетом, минимизирующих время выполнения разворота. Особенность подхода в том, что разработка алгоритмов происходит без аналитического решения задачи оптим. управления, которое для такой сложной техн. системы, как самолет, вызывает значительные трудности.

2.3.2.30. Экстраполяция маневра при реализации заданного угла подхода / Балацкий И. В. // Радиоэлектрон. системы. – 2006. - № 2. - С. 29-32. - Библ. 1.

Рассматривается наведение управляемого снаряда на маневрирующую цель, реализующее заданный угол между скоростью этого снаряда и взятой с обратным знаком скоростью цели в точке встречи (угол подхода). При формировании команды управления используется априорная информация о типе и параметрах маневра

2.3.2.31. Aerospace Toolbox®: Среда проектирования, анализа, имитации и разработки ПО летательных аппаратов. Ч. 2. Углубленный обзор. The aerospace Toolbox®, a flight vehicle design, analysis, simulation, and software development

environment: Докл. [Conference "Technologies, Systems, and Architectures for Transnational Defense", Orlando, Fla, 3-4 Apr., 2002]. Pt II. An In-depth Overview / Christian Paul M. // Proc. SPIE. - 2002. - № 4745. - С. 26-37. - Библ. 1.

Инструментальная система Aerospace Toolbox®, базирующаяся на парадигмах инструментальных систем автомобильной промышленности, обладает мощными средствами с графической поддержкой для реализации всего цикла создания систем летательных аппаратов и их ПО. Подробно обсуждаются, в т. ч. и на конкретных примерах, аналитические и имитационные возможности Aerospace Toolbox®, описанной ранее в ч. 1, и рассматриваются направления модернизации и улучшения системы. Обсуждаются также возможности и методы использования Aerospace Toolbox® в качестве ядра построения инженерных инструментальных систем совместного проектирования на базе Интернета, таких как Среда интеллектуального синтеза НАСА и Среда интерактивного проектирования ракет фирмы Локхид.

2.3.2.32. Цифровые автопилоты с алгоритмом экстраполяции в контуре управления / Ефремов А. Ю., Легович Ю.С., Журавлева Н. Г., Рождественский Д. Б. // Инф.-измерит. и управл. системы. - 2003. - 1, № 5-6. - С. 32-38. - Библ. 5.

Основу построения современных автопилотов составляют пропорциональные интегральные дифференциальные (PID) регуляторы. В какой-то степени уравнение PID регулятора можно рассматривать как первые члены разложения ошибки рассогласования в ряд Тейлора, или, как алгоритм экстраполяции в контуре управления. Ошибку управления при таком подходе можно оценивать последним используемым членом ряда Тейлора. В докладе предлагается способ расчета ряда Тейлора с любым количеством членов, который используется как алгоритм экстраполяции в контуре управления автопилотом.

2.3.2.33. Принципы создания сложных управляемых динамических систем применительно к авиационным тренажерам / Данилов А. М., Лапшин Э. В., Гарькина И. А., Юрков Н. К. // Инф. техн. в проектир. и пр-ве. – 2004. - № 2. - С. 53-57.

На примере создания тренажерных и обучающих комплексов для подготовки летного и техн. авиационного состава разрабаты-

ваются методы синтеза сложных управляемых в пространстве динамических систем с использованием системного анализа, теории эргатических систем, методов идентификации функционирующих систем мат. моделями и др.

2.3.2.34. Синтез оптимальных законов стабилизации жидкостной упругой ракеты на основе решения дискретного уравнения Риккати / Алюшин М. В., Колобашкина Л. В. // Авиакосм. приборостр. – 2005. - № 2. - С. 31-39, 62. - Библ. 4.

При решении задачи синтеза оптим. цифровых законов стабилизации жидкостной упругой ракеты ее модель описывается в виде системы дифференциальных уравнений, учитывающих динамику объекта как твердого тела, колебания жидкого топлива в двух баках, а также пять тонов колебаний упругого корпуса. При проектировании систем управления объектами подобного класса значительное внимание уделяется выбору перестраиваемых корректирующих устройств, обеспечивающих требуемые запасы устойчивости по фазам и модулям и гарантирующих работоспособность замкнутой системы при изменении параметров объекта в различных режимах работы.

2.3.2.35. Алгоритмы ранжирования подвижных объектов / Лямкин А. А. // Изв. вузов. Приборостр. - 2005. - 48, № 3. - С. 3-6, 68. - Библ. 2.

Упорядочиваются возможные варианты алгоритма ранжирования целей комплексов управления подвижными объектами, предлагается обобщенная форма структурного и информационного описаний таких алгоритмов.

2.3.2.36. Подходы к посадке привязного автономного вертолета. Approaches for a tether-guided landing of an autonomous helicopter / Oh So-Ryeok, Pathak Kaustubh, Agrawal Sunil K., Pota Hemanshu Roy, Garratt Matt // IEEE Trans. Rob. - 2006. - 22, № 3. - С. 536-544. - Библ. 29.

Рассматривается задача проектирования автопилота для автономно приземляющегося вертолета на палубу качающегося морского корабля. Для посадки используется привязной канат, страхующий посадку на палубу в условиях штормовой погоды. Предлагается модель нелинейной динамики такого вертолета, являющаяся моделью с неполным приводом, поскольку вращательное движение связано с линейным перемещением. Это свой-

ство используется для синтеза регуляторов. Показывается, что натяжение каната может использоваться для связывания вращения и перемещения. Предлагается два варианта регуляторов, которые, как показало моделирование, отличаются высокой робастностью.

2.3.2.37. Адаптивное отказоустойчивое следящее управление при отказах привода и его применение к управлению полетом. Adaptive fault-tolerant tracking control against actuator faults with application to flight control / Ye Dan, Yang Guang-Hong // IEEE Trans. Contr. Syst. Technol. - 2006. - 14, № 6. - С. 1088-1096. - Библ. 26.

Исследуется решение методами линейных матричных неравенств и адаптивными методами проблемы следящего управления полетом при отказах исполнительных элементов. Предлагается метод синтеза адаптивного отказоустойчивого регулятора полета, базирующийся на онлайн-оценке возможных отказов и введения нового закона управления в нормальный закон управления, позволяющего снизить влияние отказов на систему без использования механизма обнаружения и изоляции отказов. Рассматривается практическая реализация предложенных методов решения следящего управления применительно к модели самолета F16.

2.3.2.38. Применение диалоговой системы для синтеза дискретных законов авиационных комплексов управления на основе принципа динамического программирования / Воробьев А. В. // Авиакосм. приборостр. – 2006. - № 7. - С. 2-6. - Библ. 5.

Значительное повышение требований к качеству переходных процессов при управлении самолетом с целым рядом ограничений в полетных режимах привело к появлению оптим. методов проектирования, позволяющих получать дискретные законы, реализуемые на бортовой цифровой вычислительной машине в виде системы с перем. структурой, когда ОС меняется с течением времени. С целью уменьшения объема вычислений предлагается проектирование вести с помощью диалоговой автоматизированной процедуры, при которой пользователь, получая промежуточные данные, может изменять параметры законов и их

структуры непосредственно в работе, добиваясь наилучших показателей качества при ограниченном числе итераций.

2.3.2.39. Дискретное управление классом нелинейных плоских систем с применением к слежению за одноцикловой траекторией. Sampled-data control of a class of nonlinear flat systems with application to unicycle trajectory tracking / Lechevin N., Rabbath C. A. // Trans. ASME. J. Dyn. Syst., Meas. and Contr. - 2006. - 128, № 3. - С. 722-728. - Библ. 21.

Нелинейная система называется плоской, если её состояние и входной сигнал могут быть представлены как алгебраические функции выходного сигнала системы и его производных. Описан способ синтеза регулятора для нелинейных плоских систем. Регулятор применяется для управления беспилотным летательным аппаратом.

2.3.2.40. Синтез эволюционными алгоритмами автопилота ракеты с нечетким расписанием передаточной функции. Fuzzy gain-scheduled missile autopilot design using evolutionary algorithms / Screenuch T., Tsourdos A., Hughes E. J., White B. A. // IEEE Trans. Aerosp. and Electron. Syst. - 2006. - 42, № 4. - С. 1323-1339. - Библ. 21.

Предлагается метод синтеза управления поперечным ускорением модели ракеты с использованием эволюционной стратегии. В этом методе нелинейный регулятор с фиксированной структурой представляется одноэлементной нечеткой моделью, что позволяет легко изменять формы используемых передаточных функций, а также вводить в них последующие модификации. Вместо традиционного поиска оптим. декомпозиции нечеткого регулятора, здесь оптимизируется множество нечетких правил для всех поверхностей передаточных функций, что гарантирует необходимые характеристики замкнутой системы во всем рабочем диапазоне.

2.3.2.41. Аналитическое конструирование каузального многосвязного астатического наблюдающего устройства / Асанов А. З., Ахметзянов И. З. // Изв. вузов. Авиаци. техн. – 2007. - № 1. - С. 22-26. - Библ. 7.

Предложен метод синтеза многосвязного астатического наблюдающего устройства, позволяющий получить физически реализуемое (каузальное) решение. Определены условия, позво-

ляющие на начальном этапе синтеза определить разрешимость задачи синтеза.

2.3.2.42. Анализ и синтез систем управления при наличии параметрических неопределенностей и запаздывания в модели объекта / Ахмеджанов Ф. М., Крымский В. Г., Кудаяров Р. А. // Вестн. УГАТУ. - 2007. - 9, № 4. - С. 24-33, 117. - Библ. 4.

Исследуются динамические свойства систем управления объектами, модели которых наряду с параметрической неопределенностью содержат компоненты с "чистым" запаздыванием. Выполнен анализ множеств значений частотных характеристик элементарного звена с запаздыванием и интервальными параметрами. На этой основе разработан подход к синтезу систем указанного класса. Результаты иллюстрируются численным примером

2.3.2.43. Синтез автопилота ракеты с использованием назначения полиномиальной собственной структуры квазилинейного управления с переменными параметрами. Missile autopilot design using quasi-LPV polynomial eigenstructure assignment / White B. A., Bruyere L., Tsourdos A. // IEEE Trans. Aerosp. and Electron. Syst. - 2007. - 43, № 4. - С. 1470-1483. - Библ. 30.

Рассматривается задача синтеза автопилота ракеты во всем диапазоне режимов ее полета, и описывается решение этой задачи как расширение метода назначения полиномиальной собственной структуры (РЕА) на системы с перем. параметрами с нелинейной моделью ракеты. Собственное пространство в предложенном решении формулируется как множество полиномиальных матриц, а передаточная функция системы в разомкнутом состоянии строится из факторизации этих матриц по взаимно простым числам. Такая формулировка позволяет использовать собственную структуру для вычисления алгебраической структуры зависящего от параметров регулятора без необходимости интерполяции.

2.3.2.44. Синтез нелинейного управления крылом с активным подавлением флаттера при возмущениях. Nonlinear control design of an airfoil with active flutter suppression in the presence of disturbance / Afkhami S., Alighanbari H. // IET

Contr. Theory and Appl. - 2007. - 1, № 6. - С. 1638-1649. - Библ. 41.

Исследуется подавление флаттера в типичной секции крыла. Учитывается структурная нелинейность килевых колебаний. Для конструирования регулятора используется концепция интегральной устойчивости по типу вход-состояние. Преимуществом подхода являются простота и непосредственная применимость.

2.3.2.45. Аналитическое конструирование терминального регулятора динамических систем управления согласно векторно-матричному методу В. Н. Бородавского / Никифоров В. М., Сапожников А. И., Вязов С. М. // Тр. ФГУП "НПЦ АП". - 2008. - № 2. - С. 60-75. - Библ. 2.

Метод российского ученого, д. т. н., профессора, сотрудника ФГУП "НПЦ АП им. академика Н. А. Пилюгина" В. Н. Бородавского (1938 г.—2002 г.), разработанный в семидесятых годах на основе классического вариационного исчисления, представляет собой векторно-матричный алгоритм для синтеза терминальных регуляторов управления движением САУ. Синтез терминального регулятора гиростабилизированной платформы рассмотрен при квадратичном критерии качества управления, характеризующего минимум потребляемой энергии исполнительным элементом - датчиком момента пост, тока (ДМПТ). Данный критерий качества управления, помимо минимума потребления энергии управления, принят для возможного обеспечения работы ДМПТ в линейной зоне моментной характеристики ДМПТ, обеспечивая тем самым линейный режим управления в классе непрерывных функций.

2.3.2.46. Синтез системы управления метеорологической ракетой методом генетического программирования / Дивеев А. И., Северцев Н. А., Софронова Е. А. // Пробл. машиностр. и надеж. машин. – 2008. - № 5. - С. 104-108. - Библ. 7.

Рассматривается задача синтеза управления метеорологической ракетой. Ракета должна достичь максимально возможной высоты при оптим. управлении тягой. Управление ищется в виде нелинейной зависимости тяги от высоты и скорости ее набора. Такое управление является робастным по отношению к изменению модели сопротивления воздуха. Для поиска управления используется метод генетического программирования.

2.3.3. Методы идентификации математических моделей аэродинамических объектов

2.3.3.1. Идентификация модальных моделей вертолетов с использованием результатов измерений в полете. Identification of modal models of helicopters using in-flight measurements / Uhl Tadeusz, Lisowski Wojcied J. // Theor. and Appl. Mech. (Poland). - 2001. - 39, № 1. - С. 105-124. - Библ. 11.

Представлена новая методика идентификации модальной математической модели вертолета, основанная на результатах измерений в полете вибрационных ускорений в ряде точек и построении корреляционных функций. Приведены результаты расчетов сравнений с результатами наземных частотных испытаний.

2.3.3.2. Разработка контроллера для микровертолета. Comparison between the system identification and the neural network methods in identifying a model helicopter's yaw movement / Chen Da-Rong, Chen Hao-Sheng, Wang Jia-Dao. // Int. J. Nonlinear Sci. and Numer. Simul. - 2002. - 3, № 3-4. - С. 391-394. - Библ. 4.

Университетом Циньхуа (Китай) выполнено сравнительное исследование методов идентификации перемещений микровертолета в режиме рысканья (метод системной идентификации и оценки на основе использования нейронной сети). Предложено применение нейронной сети для выполнения предобработки эксперим. данных, а метода системной идентификации - для целей идентифицирования модели. Эксперим. образец устройства обработки данных (нейронная сеть) выполнен на основе двух кристаллов AT89C52C. Прогнозирование вариаций угла рысканья создаёт значительную нагрузку на процессор системы управления. Выполнение системной идентификации позволяет решать задачу более простым способом. Применение весового критерия минимизирует нежелательные влияния эксперим. данных.

2.3.3.3. Определение динамических характеристик и параметров управления самолета для заданной траектории полета. Prediction of the dynamic characteristics an control of

aircraft in prescribed trajectory flight / Blajer Wojciech, Graffstein Jerzy, Krawczyk Mariusz // J. Theor. and Appl. Mech. (Poland). - 2001. - 39, № 1. - С. 79-103. - Библ. 16.

Рассматривается общий подход для решения обратных задач динамики полета самолета при заданных кинематических условиях. В качестве управляющих параметров рассматриваются три угла отклонения аэродинамических поверхностей и величина силы тяги двигателей. Для решения связанной системы нелинейных дифференциальных и алгебраических уравнений используется шаговый метод по времени. Даны примеры численных решений.

2.3.3.4. Повреждения самолета и его идентификация с помощью аэродинамической модели. Aircraft damage detection and identification using the aerodynamic model / Ruangwiset Anop, Sakurai Akira // Mem. Grad. Sch. Eng. Kyushu Univ. - 2000. - 60, № 2. - С. 91-103. - Библ. 7.

В приложении к беспилотным малоразмерным самолетам рассматривается задача определения повреждения самолета и его идентификации по результатам измерений переходных процессов динамики полета. Приведены результаты расчетов.

2.3.3.5. Оптимизация программно-алгоритмического обеспечения коррекции ошибок инерциальных навигационных систем на основе идентификации и моделирования: Автореф. дис. на соиск. уч. степ. канд. техн. наук /Ахмад Бадер / Моск. авиац. ин-т (гос. техн. ун-т). - Москва, 2005. -23 с. - Библ. 2.

Целью работы является исследование путей повышения точности навигации (коррекций ИНС) на этапе потери сигналов внешних источников информации о координатах ЛА. Предметом исследований являются модели погрешности ИНС, модели комплексной обработки сигналов на борту ЛА, движущемся в возмущенной среде, математические модели процедур идентификации ошибок ИНС и способ их прогнозирования на борту ЛА для целей коррекции ИНС. Методы исследования базируются на теории управления, идентификации и оптимизации, имитационном моделировании. В результате диссертационной работы получены научные результаты, которые могут быть охарактеризованы следующим образом. 1. Впервые решена задача коррекции

ИНС методом двухуровневого прогнозирующего фильтра, описывающего не только тренд, но и динамические составляющие ошибок, параметры которого настраиваются на конкретно складывающуюся ситуацию в конкретном полете (в зависимости от уровня шумов на конкретной трассе и конфигурации и состоянии ЛА). 2. Новизна результатов состоит в том, что решена задача разработки программно-алгоритмического обеспечения для описания процессов взаимного влияния погрешностей ИНС и движения ЛА, что позволило в случае потери сигналов для комплексной обработки навигационных параметров сформировать двухуровневый, нелинейный прогнозирующий фильтр ошибок ИНС и тем самым уменьшить погрешность движения ЛА в абсолютно автономном режиме. Настройка фильтров осуществляется в полете, что обеспечивает адаптивность, то есть более высокую точность коррекции.

2.3.3.6. Определение коэффициентов комплексирования при идентификации траектории полета летательного аппарата / Алгулиев Р. М., Оруджов Г. Г., Сабзиев Э. Н. // Труды 4 Международной конференции "Идентификация систем и задачи управления", Москва, 25-28 янв., 2005: SICPRO'05. - М.: Изд-во ИПУ РАН, 2005. - С. 867-870. - Библ. 2.

Одним из методов для уточнения параметров полета ЛА является комплексная обработка измерений бортовых датчиков. В данной работе предложен один метод для определения коэффициентов настройки фильтра комплексирования при комплексной обработке полетной информации. Предложенный метод предназначен для идентификации траектории движения ЛА.

2.3.3.7. Метод робастной идентификации для структур нелинейных моделей и параметров вертолетов / Shi Zhong-ke // Harbin gongye daxue xuebao=J. Harbin Inst. Technol. - 2005. - 37, № 1. - С. 92-94. - Библ. 5.

Предложен новый критерий выбора структуры моделей для идентификации вертолетов. Предложен метод факторизации матриц, позволяющий устранить трудоемкий этап вычисления определителей матриц. С его помощью реализуется этап определения верхних и нижних границ влияния отдельных факторов. Эти границы затем используются для повышения робастности получаемых оценок параметров. Приведены примеры использо-

вания предложенного метода для идентификации нелинейных моделей и параметров. Представлены результаты проведенных экспериментов на реальных данных о полетах вертолетов разных типов.

2.3.3.8. Восстановление траекторий полета летательного аппарата на основе комбинированного критерия минимума СКО / Кириллов С. Н., Бахурин С. А. // Труды 5 Международной конференции "Идентификация систем и задачи управления", Москва, 30 янв.-2 февр., 2006: SICPRO'06. - М.: Изд-во ИПУ РАН, 2006. - С. 2393-2400. - Библ. 4.

Показано, что применение синтезирующих функций, полученных на основе комбинированного критерия минимума среднего квадрата ошибки (СКО), позволит уменьшить ошибки усечения при восстановлении траекторий на 67%, а также снизит требования к реализации устройств обработки, по сравнению с известными алгоритмами в случае одноканальной и двухканальной систем интерполяции. Доказана возможность уменьшения частоты обзора на 38% за счет применения двухканальной системы восстановления без ухудшения точностных характеристик устройств обработки.

2.3.3.9. Информационные технологии единой системы передачи и обработки результатов измерений / Кукушкин С.С. // Двойн. технол. – 2006. - № 1. - С. 15-21. - Библ. 11.

Передача измерительной информации, ее обработка и оценивание летно-технических характеристик летательных аппаратов рассматривались и существовали отдельно друг от друга. Предлагается методический подход, основанный на мат. аппарате системы остаточных классов, использование которого позволяет рассмотреть весь этот процесс с единых системных позиций.

2.3.3.10. Методика исследования аэроупругой устойчивости летательного аппарата с системой автоматического управления / Дэгуан Лю. // Авиакосм. приборостр. – 2005. - №12. - С. 48-51, 64. - Библ. 2.

Обеспечение устойчивости контура "упругий летательный аппарат (ЛА) - САУ" является одним из обязательных требований действующих во многих странах авиационных правил. В настоящей статье излагаются математические модели и методика исследования аэроупругой устойчивости ЛА с учетом САУ. Осо-

бенность рассматриваемой модели анализа заключается в учете нестационарных аэродинамических сил и конструктивных особенностей ЛА. Данные методические средства могут быть использованы для исследования аэроупругой устойчивости ЛА с САУ. Особенность рассматриваемой модели анализа заключается в учете нестационарных аэродинамических сил и конструктивных особенностей ЛА. Данные методические средства могут быть использованы для исследования аэроупругой устойчивости ЛА с САУ на этапах технического предложения и эскизного проектирования ЛА.

2.3.3.11. Применение технологии быстрого вычисления характеристик сложных технических объектов для расчета аэродинамических характеристик самолета / Вышинский В.В., Свириденко Ю. Н. // Инф. технол. - 2006 - № 3. - Прилож. - С. 12-17. - Библ. 11.

Рассмотрен подход к созданию метода расчета аэродинамических характеристик летательных аппаратов, основанный на технологии быстрого вычисления характеристик сложных техн. объектов. Дано описание модуля аэродинамического расчета для системы проектирования пассажирского самолета на базе искусственных нейронных сетей. Описанная технология позволяет определять аэродинамические характеристики с минимальными затратами вычислительных ресурсов в режиме реального времени, что особенно важно при создании облика летательного аппарата на этапе предварительного проектирования.

2.3.3.12. Метод идентификации параметров математической модели легких беспилотных летательных аппаратов / Андриенко В. Б., Петухов С. Г. // Научная сессия ГУАП, Санкт-Петербург, 10-14 апр., 2006: Сборник докладов. Ч. 2. Технические науки. – СПб.: СПбГУАП, 2006. - С. 10-15. - Библ. 4.

Предложен итерационный способ идентификации параметров мат. модели легких беспилотных летательных аппаратов, основанный на их включении в вектор состояния. Оценивание параметров производится параллельно с синтезом законов управления САУ летательного аппарата.

2.3.3.13. Автоматизация расчета взлетных летно-технических характеристик / Калинина И. В., Алкина М. Р. //

Навигация и управление движением: Материалы 7 конференции молодых ученых: 1 этап, Санкт-Петербург, 15-17 марта, 2005; 2 этап, Санкт-Петербург (в Интернете), 1 июня-31 окт., 2005; 3 этап, Санкт-Петербург, 26-30 сент., 2005. – СПб.: ЦНИИ "Электроприбор", 2006. - С. 193-199. - Библ. 4.

Рассматриваются особенности выполнения одного из ответственных этапов полета — взлета. Приводится номенклатура технических характеристик, обеспечивающих безопасный автоматизированный взлет. Дается их краткое описание и способ получения. Приводятся мат. соотношения и типовые алгоритмы определения взлетных характеристик.

2.3.3.14. Методика оценки пилотажных характеристик самолета с использованием искусственных нейронных сетей / Дорофеев Е. А., Дынников А. И., Каргопольцев А. В., Свириденко Ю. Н., Фадеев А. С. // Учен. зап. ЦАГИ. - 2007. - 38, № 1-2. - С. 112-118, 145. - Библ. 7.

Рассмотрены вопросы определения пилотажных характеристик самолета с помощью системы критериев. Произведена оценка эффективности существующих методов. Предложена методика с использованием искусственных нейронных сетей, позволяющая повысить достоверность расчетной оценки. Проведено сравнение эффективностей нейросетевой методики и существующих методов с использованием данных летного эксперимента и стендового моделирования.

2.3.3.15. Алгоритм оценки границ области достижимости летательного аппарата с учетом тяги / Воронов Е. М., Карпунин А. А. // Вестн. МГТУ. (сер. Приборостр.). – 2007. - № 4. - С. 81-98, 124. - Библ. 5.

Рассмотрена задача оценки области достижимости летательного аппарата в трехмерном пространстве. Параметризовано описание границ области достижимости, при этом параметрами являются угол крена летательного аппарата, положение точки переключения знака тангенциальной перегрузки (тяги) на временном интервале, а также положение точки выключения/переключения нормальной перегрузки. На основе параметризации управления летательного аппарата получен алгоритм вычисления границ пространственной области достижимости и управлений летательного аппарата.

2.3.3.16. Научно-методические основы идентификации параметров движения телеметрируемых объектов в условиях структурно-параметрической неопределенности / Клименко И. В. // Двойн. технол. – 2008. - № 1. - С. 55-59. - Библ. 3.

При проведении лётных испытаний образцов ракетной техники производится излучение в эфир телеметрической информации (ТМИ), которая служит источником объективного контроля качества решения задач испытаний ракетно-космической техники (РКТ). Поэтому одна из актуальных задач состоит в том, чтобы защитить данные содержательной информации. Рассмотрена задача идентификации кинематических и угловых параметров движения объектов, оснащённых системами телеизмерений и не сопровождаемых программами телеизмерений. Приведены мат. модели формирования образов кинематических и угловых параметров движения.

2.3.3.17. Алгоритм идентификации систематических инструментальных погрешностей управления по данным серии пусков изделий и особенности его реализации / Качев А. Л. // Тр. ФГУП "НПЦ АП". – 2007. - № 2. - С. 31-36.

Описанный алгоритм позволяет провести всесторонний анализ измерительной информации, получаемой в серии пусков изделий (включая пуски по различным траекториям), с целью идентификации систематических инструментальных погрешностей системы управления. Для практической реализации алгоритма необходимо провести работы, включающие разработку компьютерных процедур решения задачи нелинейного программирования большой размерности.

2.3.3.18. Алгоритм для нелинейной идентификации параметров самолета посредством тестовых маневров / Богуславский - И. А., Мирошичев Н. Я. // Вестн. компьютер. и инф. технол. – 2008. - № 3. - С. 2-7. - Библ. 4.

Показано применение алгоритма мультиполиномиальной аппроксимации для нелинейной идентификации параметров самолета по информации от его датчиков при реализации тестовых маневров. Идентификация необходима, например, при разработке математической модели тренажера самолета. В этом случае коррекция параметров, определенных при экспериментах в аэродинамической трубке, позволит сделать близкими переходные

процессы реального самолета и его тренажера.

2.3.3.19. Проблема некорректности задачи идентификации и некоторые пути ее решения. Проблема некорректності задачі ідентифікації і деякі шляхи її вирішення / Мирунко В.М., Сільвестров А. М. // Наук. вісті Нац. техн. ун-ту України "Київ. політехн. ін-т". – 2005. - № 6. - С. 25— 31. - Библ. 12.

На примере задачи определения аэродинамических коэф. летального аппарата на основе данных, получаемых при летных или стендовых испытаниях, с учетом двух существующих подходов построена мат. модель, которая отражает физ. параметры и процесс для наиболее точного отображения поведения объекта. Рассмотрена проблема обеспечения корректности решения задачи идентификации структуры модели и ее параметров в условиях наличия возмущений для входных и выходных сигналов. Отмечается эффективность метода аппроксимативной компенсации динамики, а при идентификации — метода регуляризации.

2.3.3.20. Метод идентификации характеристик управляющих действий человека-оператора в сложных задачах непрерывного управления / Ефремов А. В., Оглоблин А. В. // Вестн. компьютер. и инф. технол. – 2006. - № 5. - С. 13-20. - Библ. 3.

Рассмотрен метод идентификации частотных, спектральных и интегральных характеристик управляющих действий летчика и замкнутой системы самолет-летчик в задачах многоконтурного, многоканального и многомодального высокоточного пилотирования. Приведено методическое и алгоритмическое обеспечение эксперим. исследований системы самолет-летчик с оценкой точности получаемых характеристик.

2.3.3.21. Ограниченная, переключаемая линейная оценка гладких нелинейных систем. Bounded switched linear estimator for smooth nonlinear systems / Otanez Paul G., Campbell Mark E. // IEEE Trans. Contr. Syst. Technol. 2007. - 15, № 2. - С. 358-368. - Библ. 23.

Рассматривается задача определения жёстких границ оценки состояния нелинейных систем с помощью кусочно-линейного алгоритма оценки. Внутри области операций предложенная гибридная оценка использует фильтр принадлежности к множеству.

Показано, что при выполнении определённых условий ошибка между центром оцениваемого множества и действительной величиной ограничена. Априорный выбор кусочно-линейных моделей, гарантирующих уровень неопределённости, выполняется оптимизацией операционных точек в операционной области. Рассмотрено применение к авиационной системе.

2.3.3.22. Методы идентификации параметров исполнительных механизмов систем управления ЛА / Кондратов А. А., Кривоноженков В. А., Фесенко С. Н. // Цифр. радиоэлектрон. системы. – 2005. - 200, № 6. - С. 49-61. - Библ. 3.

Рассмотрены методы идентификации параметров исполнительных механизмов систем управления летательных аппаратов с помощью линейного дискретного фильтра Калмана и дискретно-непрерывного метода идентификации.

2.3.3.23. Нейронные сети или полиномы в нелинейном моделировании / Погорелов В. И., Янин С. С. // Актуальные вопросы ракетостроения: Сборник статей. Вып. 4. – СПб.: БГТУ, 2007. - С. 106-112. - Библ. 8.

Приводится сравнение результатов нейросетевого моделирования и полиномиальных зависимостей для газодинамических сил, возникающих на отделяемой ступени разделяющихся ступеней баллистической ракеты, а также при определении аэродинамических характеристик крыла.

2.3.3.24. Идентификация нестационарного динамического объекта с использованием метода инвариантного погружения / Понятский В. М., Замотаев И. В., Киселев В. Б. // Труды 7 Международной конференции "Идентификация систем и задачи управления", Москва, 28-31 янв., 2008: SIC-PRO'08. - М.: ИПУ РАН. – 2008. - С. 230-260. - Библ. 9.

Рассмотрен подход, основанный на методе инвариантного погружения для идентификации нестационарного динамического объекта. Проведен синтез непрерывного и дискретного алгоритмов идентификации нестационарного динамического объекта в виде аperiodического и колебательного звеньев. Проведено тестирование полученных алгоритмов и сформированы рекомендации по их настройке. С использованием полученных алгоритмов проведена оценка коэф. передачи и постоянной времени сервопривода вращающегося беспилотного летательного аппара-

та. Для сравнения проведена оценка так же с использованием алгоритмов идентификации на основе линейной фильтрации Калмана.

2.3.3.25. Горшков В.А., Касаткин С.А.. Идентификация временных рядов авиационных событий методами и алгоритмами нелинейной динамики: (Теория и анализ). - М.: Бланк Дизайн, 2008. - 208 с. – (Б-ка ИПУ 629.7 Г 70).

Изложены методы и алгоритмы научного исследования проблем, идентификации временных рядов статистическими и нелинейно - динамическими методами. Выявляются и исследуются спорные, мало освещенные в литературе моменты применения методов статистики и нелинейной динамики для анализа временных рядов. Определены границы применимости и целесообразности этих методов для исследования сложных динамических систем, их достоинства и недостатки. На примере сложной антропоцентрической системы обеспечения полетов государственной авиации решается задача ее идентификации. Для широкого круга научных сотрудников и специалистов, занимающихся вопросами обеспечения и управления безопасностью полетов государственной авиации.

2.3.3.26. Chernyshov K. A System Identification Approach to Assessing Airline Pilot Skills // IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace, 16th (June 14-18,2004). Preprints: V.I. - Saint-Petersburg, 2004. - С. 548-553. - (Б-ка ИПУ. 621.52/Symp. I 69).

2.4. Системы, обеспечивающие движение и ориентацию аэродинамических объектов

2.4.1. Системы стабилизации аэродинамических объектов

2.4.1.1. Управление пространственным положением электрического вертолета / Matsui Yoshihiro, Shimada Takae, Suzuki Masahiko // Tokyo kogyo koto senmon gakko kenkyu ho-

kokusho=Res. Repts Tokyo Nat. Coll. Technol. – 2002. - № 33, ч. 2. - С. 55-60. - Библ. 2.

Освещаются этапы разработки системы управления положения в пространстве модели вертолета с эл. приводом. ЛА имеет 3 степени свободы движения (крен, тангаж и рыскание), контролируемые индивидуальными контурами управления. Для подавления влияния гироскопической прецессии НВ регуляторы углов крена и тангажа взаимодействуют с помощью перекрестных ОС. Система использует ПК с устройством программируемой логики управления.

2.4.1.2. Адаптивная система улучшения устойчивости и управляемости сверхманевренного истребителя / Круглов С. П. (Иркут. воен. авиац. инж. ин-т) // 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. 80-84, 328.

Рассматривается вариант построения адаптивной системы улучшения устойчивости и управляемости сверхманевренного самолета. Она основана на идентификационной схеме адаптации с использованием упрощенных условий адаптируемости. Приводятся примеры численного исследования эффективности системы управления.

2.4.1.3. Устройство снятия нагрузки для запускаемой ракеты. Load relief system for a launch vehicle: Пат. 6666410 США, МПК⁷ G 64 G 1/00, G 06 F 19/00 / Boelitz Frederick Wall, Singh Leena, Gibson Christopher Michael, Smith Stephen Randolph (Jr), Miotto Piero, Martin Andrew Allen; The Charles Stark Draper Lab., Inc. (США) - № 10/266068; Заявл. 07.10.2002; Опубли. 23.12.2003; НПК 244/172.

Устройство для стартующей ракеты содержит систему для восприятия ветровой нагрузки с учетом скорости ветра и его направления, объектную модель, реагирующую на считываемое горизонтальное направление и скорость ветра, блок оценки текущего состояния запускаемой ракеты, который позволяет прогнозировать траекторию движения с целью выработки команды управления и последующей оптимизации траекторной погреш-

ности с учетом опорной траектории на основе редуцирования общего угла атаки. Ил. 12. Библ. 4

2.4.1.4. Стабилизация угловых движений ракет при помощи акселерометров / Кафиатуллин М. Н. // Авиакосм. приборостр. – 2005. - № 5. - С. 23-25. - Библ. 5.

Предлагается вариант акселерометрической стабилизации угловых движений твердотопливных ракет в обеих поперечных плоскостях, позволяющий компенсировать влияние внешних силовых возмущений, где датчиками пространственной (угловой) информации служат акселерометры, а сигналы различного типа гироскопов не используются. В этом случае исследования угловых движений в поперечных плоскостях проводились отдельно от упругих движений, учитывая ряд особенностей в характеристиках этих движений и принятые ограничения, естественно, с последующей проверкой полученных результатов на базе полной системы уравнений. Указанная технология позволила более ясно изложить принцип действия акселерометрической системы стабилизации.

2.4.1.5. Анализ и синтез управляемого гиросtabilизатора при переменных углах пеленга летательного аппарата / Родионов В. И. // Авиакосм. приборостр. – 2005. - № 3. - С. 2-6, 54. - Библ. 3.

Рассмотрена методика анализа динамики двухосного управляемого гиросtabilизатора, работающего в системе наведения линии визирования на борту летательного аппарата при переменных углах пеленга, вызванных качкой и угловым движением линии визирования. Проведен синтез регуляторов в контурах стабилизации.

2.4.1.6. Комбинированная двухосная гировертикаль / Малютин Д. М. // Авиакосм. приборостр. – 2005. - № 3. - С. 6-10, 54. - Библ. 2.

Рассматривается двухосная гировертикаль повышенной точности со схемой компенсации внешних возмущений. Исследованы различные структурные решения построения цепей компенсации и получены соотношения для выбора параметров, при которых обеспечивается лучшее качество компенсации внешних возмущений.

2.4.1.7. Система стабилизации летательного аппарата с вертикальным взлётом. Attitude stabilization of a VTOL quadrotor aircraft / Tayebi Abdelhamid, McGilvray Stephen // IEEE Trans. Contr. Syst. Technol. - 2006. - 14, № 3. - С. 562-571. - Библ. 19.

Университетом Лэйкхед (Канада) разработана система стабилизации для роботизированного атмосферного летательного аппарата вертикального взлёта и посадки. В конструкции летательного аппарата применён комплекс из 4-х роторов. Техн. данные модели — масса 0,468 кг, момент инерции ротора 3.4×10^{-5} кг/м², эл. сопротивление двигателя 0,67 Ом, коэфф. передаточно-го механизма 5,6.

2.4.1.8. Комплекс средств управления БЛА / Воронов В. // Авиация общ. назначения. – 2005. - № 12. - С. 14-15.

Основным отличием предлагаемой системы от аналогов (например, широко известной системы канадской компании Micro-pilot) является наличие настоящей ИНС в составе бортового комплекса беспилотного ЛА. Это обеспечивает исключительную точность пилотирования с возможностью выхода БЛА в заданную точку пространства в заданное время, а также точное следование по линии, чего принципиально не может обеспечить использование только GPS-приемника в сочетании с курсовым гироскопом.

2.4.1.9. Самонастраивающийся способ прокладывания маршрута и балансировки вертолёта. Adaptive method of helicopter track and balance / Wang Shengda, Danai Kourosh, Wilson Mark / Trans. ASME. J. Dyn. Syst., Meas. and Contr. - 2005. - 127, № 2. - С. 275-282. - Библ. 11.

Представлен самонастраивающийся способ прокладывания маршрута и балансировки вертолёта, упрощающий поиск требуемой регулировки лопастей. Промежуточная модель использована для представления диапазона воздействия регулировки лопастей на вибрацию вертолёта.

2.4.1.10. Стабилизация малоразмерного беспилотного летательного аппарата в турбулентной атмосфере / Кизимов А.Т., Фролова Л. Е. // Инф.-измерит. и управл. системы. - 2007. – 5. - № 12. - С. 8-12. - Библ. 5.

Рассмотрен малоразмерный беспилотный летательный аппарат с САУ как фильтр: летательный аппарат — фильтр НЧ, а автоматическая система в режиме стабилизации выполняет функцию фильтра ВЧ. Показано, что совместная работа двух фильтров обеспечивает инвариантность к турбулентной составляющей атмосферы. Предложен их синтез для стабилизации углового положения летательного аппарата в турбулентной атмосфере.

2.4.1.11. Синтез закона управления системы стабилизации оборотов несущего винта вертолета / Бронников А. М., Чекин А. Ю. (ВВИА им. проф. Жуковского, Москва) // 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 "Электронприбор", 2007. - С. 336-342. - Библ. 4.

Синтез закона управления системы стабилизации оборотов несущего винта осуществляется с использованием метода инвариантного управления, обеспечивающего высокоточную стабилизацию оборотов на основных эксплуатационных режимах силовой установки и желаемую динамику свободного движения. Метод может быть использован при стабилизации как пилотируемых, так и беспилотных вертолетов.

2.4.1.12. Оценка технического состояния системы автоматического управления по минимаксному критерию / Смуров М. Ю. // Проблемы синтеза и проектирования систем автоматического управления: Материалы научно-практической конференции, Новосибирск, 13-15 июня, 2001. - Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2001. - С. 73-76. - Библ. 4.

Рассмотрен подход, основанный на гарантированных оценках параметров применительно к системе автоматического управления самолетом. Предлагаемый подход основан на теории позиционных дифференциальных игр. При этом предполагается, что факторы неопределенности могут оказаться самыми неблагоприятными из всех возможных, задаваемых априори жесткими ограничениями. Получаемые оценки м. б. завышенными, что в некоторых практических случаях бывает оправданным. Т. к. основной задачей системы автоматического управления полетом самолета является стабилизация заданной траектории движения,

задача решается путем анализа траектории в фазовом пространстве. Приведены результаты решения рассматриваемой задачи.

2.4.1.13. Стабилизация движений спускаемого аппарата в верхних слоях атмосферы / Матюхин В. И. // Автомат. и телемех. – 2003. - № 4. - С. 70-83. - Библ. 10.

Работа развивает цикл исследований, связанных с решением предельной задачи управления. Необходимо построить закон управления, который будет стабилизировать движения объекта управления из достаточно широкого спектра движений. При этом закон, по существу, не должен зависеть от динамических характеристик объекта управления и внешней среды. Для таких многорежимных (многоцелевых) законов построение управляющего сигнала требует только миним. вычислительных затрат и времени. Эти законы обладают также др. важными свойствами (связанными с устойчивостью замкнутой системы, ее грубостью и т. д.). В работе изучается управляемый объект, который движется под действием аэродинамических и др. сил. Особенность сформулированной задачи управления связана со следующими дополнительными затруднениями. Именно: существует дефицит управляющих воздействий, поскольку предполагается, что объект управления оснащен всего двумя управляющими приводами. Указанные особенности имеют место в известной задаче управления спускаемым аппаратом. Речь идет о задаче стабилизации бокового движения аппарата, когда движение осуществляется на гиперзвуковом участке полета в верхних слоях атмосферы.

2.4.1.14. Стабилизация и слежение в реальном времени для четырехроторного минивертолета. Real-time stabilization and tracking of a four-rotor mini rotorcraft / Castillo Pedro, Dzul Alejandro, Lozano Rogelio // IEEE Trans. Contr. Syst. Technol. - 2004. - 12, № 4. - С. 510-516. - Библ. 10.

Описаны структура и реализация регулятора для слежения за полетом и стабилизации миниатюрного вертолета с 4 роторами. Разработана модель полета, позволяющая использовать для анализа устойчивости ляпуновский подход. Для анализа устойчивости применен алгоритм насыщения с гнездованием. Проведен теор. анализ глобальной устойчивости в замкнутом режиме. Представлены результаты выполненных экспериментов с реальными данными, показывающие эффективность и точность

управления взлетом, полетом и посадкой минивертолета в реальном времени.

2.4.1.15. Равновесно-арбитражная многокритериальная балансировка каналов в многосвязанном регулировании и управлении / Воронов Е. М., Мелехина Ю. В., Веселовская О.А., Мусин Е. Р. // Вестн. МГТУ. Сер. Приборостр. – 2007. - № 4. - С. 99-119, 124. - Библ. 8.

Рассмотрено применение методов теории оптимизации в многообъектных многокритериальных системах в условиях исходной структурной несогласованности на примере параметрического синтеза двухканальной системы стабилизации в продольной и боковой плоскостях с учетом перекрестных связей каналов статически устойчивого летательного аппарата нормальной аэродинамической схемы.

2.4.1.16. Управление механическими системами. - М.: ФИЗМАТЛИТ, 2009. – 320 с.: ил. - (Б-ка ИПУ. 621.52/1.1 М 35).

Монография развивает цикл исследований, связанных с общей задачей управления для механических систем (роботы, летательные аппараты и т.д.). Изучается предельная ситуация, когда требуется построить закон управления, стабилизирующий широкий спектр различных режимов движения системы при неизвестных динамических параметрах. Такие многорежимные (многоцелевые, универсальные) законы управления отвечают современным требованиям теории и практики управления. В частности, построение выходного управляющего сигнала требует только минимальных вычислительных затрат и времени. Эти законы обладают другими важными свойствами, связанными с устойчивостью замкнутой системы, ее важными свойствами, связанными с устойчивостью замкнутой системы, ее грубостью и т.д. Представлена схема построения универсальных законов управления, разработан метод обоснования устойчивости, применимый, когда система подвержена возмущениям; цель управления задается в общем виде (в форме общих требований к движению системы); существенна динамика управляющих приводов; на систему наложены неголономные связи; задача управления связана с регулировкой силового взаимодействия элементов

механической системы и т.д. Законы управления получены для ряда известных задач управления.

2.4.2. Системы управления аэродинамическими объектами

2.4.2.1. Управление полетом группы беспилотных аппаратов / Liu Chang-an, Wang He-ping, Li Wei-ji, Zuo Yi-hong // Feixing lixue=Flight Dyn. - 2003. - 21, № 1. - С. 24-27, 35. - Библ. 5.

Северозападным политехн. университетом (Китай) разработан способ планирования траектории полета группы беспилотных летательных аппаратов. Выработка траектории движения при условии минимизации рисков обеспечена на основе использования диаграммы Вороного. Возможна координация движения значительного числа летательных аппаратов (в частности, на участке достижения цели.

2.4.2.2. Способ и система расчета траектории для уклонения самолета от столкновения. Aircraft collision avoidance calculation method and system: Заявка 1329863 ЕПВ, МПК⁷ G 08 G 5/04, G 05 D 1/10 / Hedfors David; SAAB АВ. - № 02001382.7; Заявл. 19.01.2002; Оpubл. 23.07.2003.

Начиная от заданного отправного пункта система обеспечивает расчет траектории летательного аппарата с целью недопущения столкновения на основе реализации поэтапного способа определения данных положения, скорости и ускорения. Траектория моделируется в виде одной или нескольких аналитических кривых в трех измерениях, следующих друг за другом. Система позволяет по сигналам датчиков исключать столкновения самолета не только в воздухе, но и на земле при взлете-посадке.

2.4.2.3. Система управления продольным движением легкого экраноплана с воздействием на руль высоты: Автореф. дис. на соиск. уч. степ. канд. техн. наук / Зайцев С. В. / Казан. гос. техн. ун-т. - Казань, 2004. - 18 с. - Библ. 15.

Разработана структура САУ продольным движением легкого экраноплана с нелинейными законами управления для канала руля высоты, обеспечивающая удовлетворительное протекание

переходных процессов в продольном движении и эффективное противодействие возмущающим факторам. Для CAP 5-го порядка получены характеристические полиномы из условия минимума интегрального квадратичного критерия качества. Предлагаемые характеристические полиномы являются обобщением известных в теории автоматического управления полиномов и позволяют реализовать в замкнутой системе желаемый характер переходных процессов при полной и неполной информации о векторе состояния объекта с учетом расположения нулей передаточной функции регулируемой величины. На основе полученных оптим. характеристических полиномов разработана методика параметрического синтеза системы управления продольным движением легкого экраноплана, обеспечивающая заданные показатели качества переходного процесса.

2.4.2.4. Разработка устройства управления для микроминиатюрного летательного аппарата / Zeng Qing-hua, Zhang Wei-Hua // Guofang keji daxue xuebao=J. Nat. Univ. Def. Technol. - 2003. - 25, № 5. - С. 1-5. - Библ. 6.

Национальным университетом оборонных технологий (провинция Чангша, Китай) разработано устройство управления для микроминиатюрного атмосферного летательного аппарата (размеры не свыше 15 см, масса не свыше 100 г). Использована линейная модель, учитывающая неопределенность основных параметров летательного аппарата (в т. ч. расчетную погрешность аэродинамических качеств). Определена передаточная функция обобщенного вида. Расчетные операции выполнены в условиях использования Matlab.

2.4.2.5. Двигательная установка с варьированием вектора тяги / Su Hao-qin, Deng Jian-hua // Feixing lixue=Flight Dyn. - 2002. - 20, № 4. - С. 27-30. - Библ. 4.

Северовосточным политехн. университетом (Китай) разработана система управления для атмосферного летательного аппарата с двигательной установкой, наделенной способностью к варьированию вектора тяги. Обеспечены предпосылки для создания системы управления полетом с реконфигурируемым взаимодействием в системе летательный аппарат — воздушная среда. Ожидается 38~60%-ное сокращение потерь тяги при взлёте и посадке самолёта-истребителя типа "бесхвостка".

2.4.2.6. Автоматизация управления самолётом при посадке. Automatic flare control system of the aircraft / Szabolcsi Róbert // Proceedings of the 7 Mini Conference on Vehicle System Dynamics, Identification and Anomalies, Budapest, 6-8 Nov., 2000: VSDIA 2000. - Budapest: Budapest Univ. Technol. and Econ., [2001]. - С. 597-604. - Библ. 5.

В ряде случаев посадка самолёта в автоматическом режиме ("посадка по приборам") не м. б. реализована. Национальным университетом оборонных технологий (Венгрия) разработана система управления, обеспечивающая выравнивание посадочной траектории и удерживания требуемой ориентации фюзеляжа самолёта. Контроллер системы обеспечивает отслеживание модели, управление реализовано с учетом данных динамических характеристик летательного аппарата. Качество управления повышено применением ПД-компенсатора. Построенная по типу разомкнутого контура система управления имеет допустимый предел усиления 19,43 дБ; допустимый предел значений фазового угла 59,86°. Динамические характеристики системы, построенной по типу замкнутого контура: собственные значения: $-0,23 + 0,29i$; $-1,0482$; $-1,5669 + 2,9595i$; коэфф. демпфирования 0,6213; 1,000; 0,4679; значения частоты 0,3702; 1,0482; 3,3487 (рад/с).

2.4.2.7. Проектирование и лётные испытания робастного автопилота для ракеты типа воздух-воздух Iris-T. Design and flight test of a robust autopilot for the IRIS-T air-to-air missile / Buschek H. // Contr. Eng. Pract. - 2003. - 11, № 5. - С. 551-558.

Ракета Iris-T — это ракета нового поколения с инфракрасной головкой самонаведения и управляемым вектором тяги. Она предлагает повышенные требования к функционированию автопилота. При его синтезе использовался метод робастного проектирования. Используется перестройка регуляторов в зависимости от динамического давления методом обусловливания / смешивания. Качество управления проверялось моделированием и лётными испытаниями.

2.4.2.8. Основные закономерности и перспективы развития бортовых автоматизированных систем управления летательных аппаратов / Краснов А. М., Моисеев А. Г. //

Инф.-измерит. и управл. системы. - 2003. - 1, № 5-6. - С. 49-60. - Библ. 22.

Рассмотрены основные закономерности и перспективы развития бортовых АСУ летательных аппаратов в направлениях их интеграции, автоматизации, оптимизации и унификации. Сформулирована концепция построения перспективных интегрированных интерактивных бортовых АСУ полетом и вооружением.

2.4.2.9. Многомерное управление продольной и поперечной динамикой управляемого по проводам вертолёта. Multivariable control of the longitudinal and lateral dynamics of a fly-by-wire helicopter / Walker D. J. // Contr. Eng. Pract. - 2003. - 11, № 7. - С. 781-795.

Описаны синтез управления и лётные испытания модели вертолёта, управляемой по проводам. Управление использует 2 отдельных регулятора управления продольным и поперечным движением, вывод которых базировался на модели динамики пониженного порядка и H_∞ -оптимизации.

2.4.2.10. Системы автоматического управления самолетом: Учеб. пособие / Гусев А. Н. - Самара: Изд-во СГАУ, 2004. - 138 с. - Библ. 16.

В книге рассматриваются принцип действия, устройство и математические модели элементов САУ самолетом, а также методы анализа и синтеза основных параметров структурных схем САУ самолетом. Анализ и расчет параметров САУ проводится при постановке задачи в линейной форме. Изложенные материалы доведены до простых, проверенных на практике расчетных формул. Учебное пособие предназначено для студентов специальности 131000, но может быть полезно и для студентов других специальностей, изучающих системы автоматического управления летательными аппаратами. Работа подготовлена на кафедре динамики полета и систем управления

2.4.2.11. Устройство одноканального управления продольным движением легкого экраноплана: Пат. 2231104 Россия, МПК⁷ G 05 D 1/08 / Романко Л. Г., Роднищев Н. Е., Зайцев С. В. - № 2002132761/28; Заявл. 05.12.2002; Оpubл. 20.06.2004.

Изобретение относится к САУ полета. Устройство содержит датчики отклонения угла тангажа и угловой скорости, соединен-

ные с входами суммирующего усилителя, датчики линейной скорости и линейного ускорения, соединенные с входами блока формирования нелинейного управляющего сигнала, выход которого соединен с входом суммирующего усилителя. Сигнал с суммирующего усилителя подается на рулевой агрегат, непосредственно воздействующий на руль высоты. Изобретение позволяет противодействовать ветровым возмущениям путем введения в закон управления сигнала, пропорционального отклонению скорости полета.

2.4.2.12. Траекторная защита самолета от ракет класса "воздух-воздух", атакующих из передней полусферы / Дёмкин М. А., Федун Б. Е., Шараборов А. Д. // Изв. АН. Теория и системы упр. РАН. – 2004. - № 4. - С. 150-156. - Библ. 7.

Рассматриваются оборонительные противоракетные маневры самолета, направленные против "энергетики" атакующей управляемой ракеты "воздух-воздух" и против ее контура наведения. На модельных задачах определяются структуры оптим. противоракетных маневров. Эффективность полученных структур подтверждается результатами имитационного моделирования на подробных математических моделях ракет.

2.4.2.13. Высокоточное управление летательным аппаратом с использованием технологии "компьютерного зрения" / Себряков Г. Г., Инсаров В. В. // Вестн. компьютер. и информ. технол. – 2004. - № 1. - С. 5-13. - Библ. 5.

Рассматриваются проблемы автономного высокоточного управления беспилотным летательным аппаратом на основе технологий "компьютерного зрения": технологии формирования эталонных описаний, алгоритмы совмещения эталонных и текущих изображений для локализации объектов наземных сцен и определения их координат, алгоритмы оценивания фазовых координат бортовой системы управления.

2.4.2.14. Синтез функционально надежной системы управления бездвигательной посадкой самолета с рациональным распределением функций между автоматикой и экипажем / Мельников Н. С., Шевель Т. В. // Авиакосм. приборостр. – 2004. - № 9. - С. 55-61, 63. - Библ. 2.

Рассмотрена система управления, основанная на рациональном сочетании возможностей автоматики и экипажа с представ-

лением экипажу приоритета в принятии решений, которая обеспечивает необходимую надежность выполнения задачи бездвигательной посадки ЛА. Эта система имеет многоуровневую иерархическую структуру, наиболее близко соответствующую функциональной модели деятельности летчика, каждому уровню такой структуры соответствует определенное алгоритмическое, информационное и методическое обеспечение.

2.4.2.15. О реализации автоматизированного управления маловысотным полетом вертолета на основе данных интегрированной навигационной системы / Красильщиков М. Н., Сыпало К. И., Крючков А. Н. // Вестн. компьютер. и информ. технол. - 2004. - № 6. - С. 2-11.

Рассматривается возможность осуществления автоматизированного управления маловысотным полетом вертолета в режиме обхода и облета препятствий при использовании данных бесплатформенной инерциальной навигационной системы, ГЛОНАСС/СР5-приемника и радиобаровысотомера, с учетом наличия цифровой карты подстилающей поверхности. Описывается состав математических моделей и алгоритмы их функционирования. Приведены функциональная схема объектно-ориентированного программного комплекса, обеспечивающего имитацию управляемого маловысотного полета вертолета, а также анализ результатов имитационного моделирования.

2.4.2.16. Синтез адаптивного автопилота угла крена и анализ полученной структуры в системе MATLAB / Петунин В. И., Нуриахметов А. Р. // Вычисл. техн. и нов. информ. технол. - 2003. - № 5. - С. 72-80.

Рассматривается задача синтеза системы управления каналом крена самолета, обеспечивающей единообразие в управлении объектом на всех режимах полета, а также задача анализа полученных результатов путем моделирования.

2.4.2.17. Построение системы модального управления автопилотом летательного аппарата / Ван Чанцин // Актуал. пробл. соврем. науки. – 2004. - № 6. - С. 404-407. - Библ. 5.

2.4.2.18. Основанное на наблюдателе управление ракетой с управлением хвостовым рулем и торможением для разворота, использующее параметрическую аффинную модель. Observer-based control for tail-controlled skid-to-turn missiles

using a parametric affine model / Chwa Dongkyoung, Choi Jin Young // IEEE Trans. Contr. Syst. Technol. - 2004. - 12, № 1. - С. 167-175. - Библ. 10.

Предложен, основанный на наблюдателе, регулятор управления с разворотом для наведения ракеты. Регулятор обладает тем преимуществом перед известными, что в нем не требуется измерения углов атаки и скольжения. Вместо этого используется наблюдатель.

2.4.2.19. Разработка системы управления полётом / Zhang Guo-jun, Li Shu-Lian // Huabei gongxueyuan хуэбао=J. N. China Inst. Technol. - 2004. - 25, № 2. - С. 144-146. - Библ. 6.

Северокитайским технол. институтом (Китай) разработана система управления полётом для атмосферного летательного аппарата. Применённая модель неопределённостей позволяет решать задачи в условиях расширенного диапазона граничных значений рабочих режимов. Анализ стабильности системы позволил получить удовлетворительные результаты.

2.4.2.20. Интегрированная навигационная система для захода на посадку и посадки вертолетов на морскую платформу / Бабуров В. И., Иванцевич Н. В., Васильева Н. В., Панов Э. А. // 11 Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам, Санкт-Петербург, 24-26 мая, 2004. – СПб.: Изд-во ГНЦ РФ - ЦНИИ "Электронприбор", 2004. - С. 110-114. - Библ. 2.

Исследуется возможность использования интегрированной системы, состоящей из спутниковой радионавигационной системы (СРНС) ГЛОНАСС/GPS и трех псевдоспутников, расположенных на морской платформе, для захода на посадку и посадки вертолетов на эту платформу. Оценка точности интегрированной системы проводилась путем имитационного моделирования с учетом неодинаковой точности измерений псевдодальностей по различным КА.

2.4.2.21. Управление беспилотными летательными аппаратами. Intelligent autonomy for multiple, coordinated UAVs / Weiss Lora G., Lewis A. Scott // 60 AHS International Annual Forum, Baltimore, Md, June 7-10, 2004: Proceedings. - Alexandria (Va): AHS Int., 2004. - С. 1724-1733. - Библ. 18.

Университетом штата Пенсильвания (США) ведётся разработка систем управления для беспилотных летательных аппаратов автономного типа, выполняющих задачу индивидуально либо в условиях группового взаимодействия. Предложена методика оценочного определения эффективности решения задач в условиях параллельного управления с групповым взаимодействием летательных аппаратов.

2.4.2.22. Разработка системы управления для атмосферного летательного аппарата / Mi Ning, Zhou Haitao, Zhu Jihong // Qinghua daxue xuebao. Ziran kexue ban=J. Tsinghua Univ. Sci. and Technol. - 2005. - 45, № 7. - С. 969-972. - Библ. 9.

Университетом Циньхуа (Китай) разработана система управления для атмосферного летательного аппарата. Применение в системе световодных линий передачи сигнала позволило повысить устойчивость системы к помеховым электромагн. излучениям (при одновременном повышении пропускной способности). Для передачи сигнала используется световое излучение с длиной волны $0,65^{0,68}$ мкм, световодные линии эксплуатируются при значениях температуры среды $-70\sim+350^{\circ}\text{C}$. Скорость передачи данных до 100 МБ/с.

2.4.2.23. Смешанное $\text{H}_2/\text{H}_{\infty}$ - управление электрическим приводом с прямой передачей / Luo Guangzhao, Wang Peng, Wu Mei, An Jinwen // Xibei gongue daxue xuebao=J. Northwest. Polytechn. Univ. - 2004. - 22, № 5. - С. 649-652. - Библ. 6.

Исключение редуктора в электромех. приводе улучшает свойства системы, но затрудняет синтез регулятора. Предложена структура и принципы электромех. привода ракеты, использующий двигатель момента с ограниченным углом. Для синтеза регулятора используется метод $\text{H}_2/\text{H}_{\infty}$ - управления. Эффективность привода подтверждается моделированием.

2.4.2.24. Система навигации и управления полётом беспилотного летательного аппарата. In-flight tests of navigation and control system of unmanned aerial vehicle / Tomczyk Andrzej // Aircraft Eng. and Aerosp. Technol. - 2003. - 75, № 6. - С. 581-587. - Библ. 9.

Представлены результаты лётных испытаний системы управления полётом беспилотного летательного аппарата. Рассмотрены характеристики автономной системы навигации и

управления APC-4 "SkyGuide", установленной на борту PZL-110 "Koliber".

2.4.2.25. Разработка системы управления для беспилотного летательного аппарата / Huang Yi-tin, Sun Chun-zhen // Nanjing hangkong hangtian daxue xuebao=J. Nanjing Univ. Aeron. and Astronaut. - 2005. - 37, № 1. - С. 11-15. - Библ. 8.

Технологическим университетом в аэрокосмической отрасли (Китай) разработана система управления для беспилотного атмосферного летательного аппарата. В системе применено гироскопическое устройство вертикального типа и приёмное устройство системы глобального позиционирования. Низкая частота обновления данных в системе глобального позиционирования обусловила необходимость использования алгоритма совместной обработки данных (что позволило улучшить динамические свойства системы управления). Различие данных высоты полёта, определяемых альтиметром и приёмным устройством ГПС не превышает $10^{\wedge}30$ м. Номинальное значение высоты полёта 4000 м.

2.4.2.26. Разработка контроллера для беспилотного летательного аппарата / Liu Gequn, Liu Weiguo, Lu Jingchao, Yan Jianguo // Jisuanji celiang yu kongzhi=Comput. Meas. and Contr. - 2005. - 13, № 2. - С. 135-137. - Библ. 5.

Северо-западным политехн, университетом (Китай) разработан высоконадёжный контроллер для системы управления беспилотного летательного аппарата. Реализована функция самотестирования. Контроллер использует процессор типа 80С196КС, АЦП, интерфейсы типа RS232. В случае прекращения подачи сигнала управления по положению аэродинамических рулей на протяжении периода, превышающего 10 с, в автоматическом режиме производится коррекция положения летательного аппарата на основе данных системы глобального позиционирования.

2.4.2.27. Сборник программ автономного управления беспилотными летательными аппаратами для решения задач различного назначения. A playbook approach to variable autonomy control: Application for control of multiple, heterogeneous unmanned air vehicles / Miller Christopher A., Goldman Robert P., Funk Harry B., Wu Peggy, Pate Billy B. // 60 AHS In-

ternational Annual Forum, Baltimore, Md, June 7-10, 2004: Proceedings. - Alexandria (Va): AHS Int., 2004. - С. 954-965.

Беспилотные летательные аппараты (БЛА) в настоящее время стали необходимыми для выполнения различных по назначению задач, включающих и задачи, требующие специализированного разового или многократного (гетерогенного) использования и высокоточного управления. Описывается система автономного управления БЛА (PVACS), которая объединяет несколько руководств. Иллюстрируются возможности и операции БЛА Dakota при управлении по программе PVACS.

2.4.2.28. Разработка системы управления для атмосферного летательного аппарата / Wang Xiao-yun, Xiong De-jun // Nanfang yejin xueyuan xuebao=J. South, lust. Met. - 2004. - 25, № 4. - С. 47-51. - Библ. 6.

Технологическим университетом Jiangxi (Китай) разработана технология линеаризации данных ОС (по вводу-выводу) для системы управления атмосферного летательного аппарата. С применением методов моделирования определены величины погрешности выхода на посадочную полосу (управление заходом на посадку при различной скорости и направлении ветра). Погрешность удерживается в пределах 82-109 м.

2.4.2.29. Разработка системы управления для атмосферного летательного аппарата / Su Hao-qin, Deng Jian-hua // Kongzhi lilun yu yingyong=Contr. Theory and Appl. - 2005. - 22, № 1. - С. 106-109. - Библ. 5.

Университетом г. Пекин разработана система оптим. управления для атмосферного летательного аппарата. Предложен способ линеаризации данных для любой из точек выборки. Разработан алгоритм, позволяющий упростить процесс управления перемещением летательного аппарата в режиме малых значений угла атаки. Эффективность применения алгоритма подтверждена моделированием.

2.4.2.30. Система управления для атмосферного летательного аппарата / Zhao Qinjun, Jiang Bin // Dongnan daxue xuebao. Ziran kexue ban=J. Southeast Univ. Natur. Sci. Ed. - 2005. 35, Прилож. II. - С. 1-4. - Библ. 7.

Технологическим университетом аэрокосмической отрасли (Китай) разработана система управления полетом для атмосфер-

ного летательного аппарата. Предложен способ обнаружения аномальных состояний в системах с замкнутым контуром (что достигается на основе применения наблюдателя). Эффективность системы управления подтверждена моделированием.

2.4.2.31. Разработка системы посадки самолёта по приборам / De-wei, Gao Xiao-guang, Qi Jun-yi // Kongjun gongcheng daxue xuebao. Ziran kexue ban=J. Air Force Eng. Univ. Natur. Sci. Ed. - 2004. - 5, № 3. - С. 11-14. - Библ. 4.

Северо-западным политехн. университетом (Китай) разработана система посадки атмосферного летательного аппарата по приборам (на участке глиссады 200—400 м). Система взаимодействует с наземным радиопередающим устройством (частотный диапазон сантиметровых волн). Обеспечена модуляция двухчастотным импульсным сигналом 1300; 2100 Гц. Применение системы позволяет оптимизировать параметры глиссады при заходе на посадку.

2.4.2.32. Система управления процессом посадки / Sun Xiao-yi, Wang Min-wen // Feixing lixue=Flight Dyn. - 2005. - 23, № 4. - С. 33-36. - Библ. 6.

Исследовательским центром проблем управления полётом (Китай) разработана АСУ процессом посадки атмосферного летательного аппарата. Контроллер использует принцип робастного управления по типу $N\infty$. Данные моделирования подтверждают обеспечение устойчивого управления в условиях наличия возмущений.

2.4.2.33. Разработка системы управления для беспилотного летательного аппарата. Self-contained high authority control for miniature flight systems: Докл. [Conference on Smart Structures and Materials 2004: Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies, San Diego, Calif., 16-18 March, 2004] / Knowles Gareth J., Bird Ross, Barrett Ron // Proc. SPIE. - 2004. – 5388. - С. 258-265.

Университетом г. Auburn (США) разработана система управления для беспилотного летательного аппарата (обеспечивающих доставку интеллектуальных бомб). В конструкции летательного аппарата используются пьезоэл. устройства привода (напряженность поля 900 В/м, потребляемая мощность 4 Вт,

обеспечиваемая в реальных условиях величина углового смещения $\pm 7^\circ$).

2.4.2.34. Продвинутая автономная система управления полетом вертолетом. S-92 fly-by-wire advanced flight control system / Boczar Bruce, Hull Brian J. // 60 AHS International Annual Forum, Baltimore, Md, June 7-10, 2004: Proceedings. - Alexandria (Va): AHS Int., 2004. - С. 895-915. - Библ. 36.

Продвинутая автономная система управления полетом (AFC) вертолета S-92 обеспечивает большие возможности по управлению полетом. Система работает в реальном масштабе времени, автономна, надежна и универсальна. Она заменяет обычные механические связи для передачи сигналов от ручки управления пилота к рулевым поверхностям. Управляющая информация передается по электрическим линиям связи (Fly-by-Wire).

2.4.2.35. Разработка контроллера для беспилотного летательного аппарата. Modeling and inverse controller design for an unmanned aerial vehicle based on the self-organizing map / Cho Jeongho, Principe Jose C., Erdogmus Deniz, Motter Mark A. // IEEE Trans. Neural Networks. - 2006. - 17, №2. - С. 445-460. - Библ. 42.

Университетом штата Флорида (США) разработан контроллер для применения в системе управления беспилотного летательного аппарата (со значительными вариациями динамических характеристик при некотором полётном режиме). В системе применён набор контроллеров с автозадействованием на основе данных отслеживания реального полётного режима.

2.4.2.36. Разработка системы управления для вертолета / Yang Yi-dong, Huang Yi, Li Lin-hua // Nanjing hangkong hangtian daxue xuebao=J. Nanjing Univ. Aeron. and Astronaut. - 2004. - 36, № 2. - С. 200-204. - Библ. 7.

Технологическим университетом аэрокосмической отрасли (Китай) разработана система управления для вертолета. Обеспечено управление обработкой полётных режимов (на основе отслеживания моделей). Реализованы высокие показатели качества управления, эффективность системы подтверждена данными моделирования.

2.4.2.37. Разработка бортового контроллера для атмосферного летательного аппарата / Chen Mou, Jiang Chang-

sheng, Wu Qing-xian // Hangkong xuebao=Acta aeron. et astronaut. sin. - 2006. - 27, № 3. - С. 486-492. - Библ. 1.

Технологическим университетом аэрокосмической отрасли Нанкин (Китай) разработан робастный контроллер для бортового комплекса атмосферного летательного аппарата. Обеспечено повышенное качество управления при совершении летательным аппаратом произвольного высотного маневра. Система травления полетом тестирована для условий: высота 3000 м - скорость 100 м/с, 6000 м - 400 м/с, 8000 м - 300 м/с.

2.4.2.38. Разработка системы управления для беспилотного летательного аппарата / Gao Jianyao, Lu Jingchao, Yan Jianguo // Jisuanji celiang yu kongzhi=Comput. Meas. and Contr. - 2006. - 14, № 6. - С. 759-761. - Библ. 4.

Северо-западным политехи, университетом (Китай) на основе применения методов моделирования разработана система навигации и управления полётом для беспилотного летательного аппарата. Обеспечено взаимодействие с глобальными системами позиционирования (применён процессор TMS320F28 xx, сетевые средства Controller Area Network). В системе предусмотрены возможности моделирования конкретных типов метеорологической обстановки.

2.4.2.39. Разработка системы управления для привязного аэростата. Implementation of an aerostat positioning system with cable control / Lambert Casey, Nahon Meyer, Chalmers Dean // IEEE/ASME Trans. Mechatron. - 2007. - 12, № 1. - С. 32-40. - Библ. 19.

Университетом г. Монреаль (Канада) разработана система управления положением привязного аэростата (связанного с наземными механизмами через посредство троса). Обеспечено управление по высоте подъёма до 500 м. Диам. аэростата 7,7 м, продольный размер 18 м, объём 530 м³, макс. подъёмное усилие 2550 н. Диам. троса 5 мм, длина 100-500 м, значение модуля Юнга 3714 ГПа. Применение контроллера с линейно-квадратичным гауссианом обеспечивает повышенные качественные показатели управления.

2.4.2.40. Система управления полетом для беспилотного вертолета / Wang Hui, Xu Jin-fa, Gao Zheng // Nanjing hang-

kong hangtian daxue xuebao=J. Nanjing Univ. Aeron.' and Astronaut. - 2005. - 37, № 2. - С. 212-216. - Библ. 9.

Университетом аэрокосмических технологий (Китай) разработана система управления полетом для беспилотного вертолета. Система построена по децентрализованному типу и использует категорию "события". По результатам моделирования определено время децентрализованной обработки сигнала датчиков 0,02 с, время выполнения расчётных операций 0,09 с. Процесс разработки системы характеризовался низкой затратностью.

2.4.2.41. Система управления для вертолета с измененным углом атаки ротора / Yang Xili, Zhu Jihong, Sun Zengqi // Qinghua daxue xuebao. Ziran kexue ban=J. Tsinghua Univ. Sci. and Technol. - 2006-2007. - 46, № 7. - С. 1297-1300. - Библ. 7.

Университетом Циньхуа (Китай) разработана система управления по скорости и ориентации для вертолета с изменяемой величиной угла атаки ротора. Система обеспечивает быстрое изменение угла ориентации корпуса геликоптера в соответствие с выполняемыми командами (при практическом отсутствии явления насыщения по сигналу ввода). Выполнено моделирование для случая варьирования угла наклона в пределах 15° и скорости изменения угла 60°/с. Подтверждены высокие качественные характеристики системы управления.

2.4.2.42. Система для снижения скорости самолета. System and method for reducing the speed of an aircraft: Пат. 6819266 США, МПК⁷ G 08 B 23/00 / Greene Randall A.; Safe Flight Instrument Corp. (США). - № 10/265385; Заявл. 07.10.2002; Оpubл. 16.11.2004; НПК 340/969.

Патентуется система для снижения скорости самолета при прохождении над predetermined заранее высотой. Система имеет автомат управления рычагами управления тягой двигателей (РУД). В состав системы также входят компьютер и прибор для определения predetermined высоты (высотомер). Высотомер измеряет текущую высоту полета, которая в компьютере сравнивается с predetermined заранее высотой, на которой нужно ограничить скорость. По результатам сравнения текущей и заданной скоростей приборы системы устанавливают требуемые в данный момент полета воздушную и вертикальную скорости.

2.4.2.43. Система инструментирования в применении к полёту группы. An instrumentation system applied to formation flight / Williamson Walton R., Abdel-Hafez Mamoun F., Rhee Ihnseok, Song Eun-Jung, Wolfe Jonathan D., Chichka David F., Speyer Jason L. // IEEE Trans. Contr. Syst. Technol. - 2007. - 15, № 1. - С. 75-85. - Библ. 24.

Рассматриваются вопросы создания системы управления групповым полётом. Предложена новая аппаратура обеспечения полёта двух самолётов с использованием системы глобального позиционирования для управления положением, скоростью и взаимным расположением без использования наземных инструментов.

2.4.2.44. Модернизация системы управления самолёта-заправщика. KC-135 computing hardware ages along with airframes // Aerosp. Eng. - 2007. - 27, № 5. - С. 26.

Самолёты-заправщики типа KC-135 эксплуатировались в ВВС США, начиная с 1970-х гг. В 2007 г. корпорацией Northrop Grumman объявлено о проведении работ по модернизации бортовых компьютеризованных систем управления самолёта указанного типа. Предполагается реализовать используемые системами с ПО Ada на базе ведущего компьютера с ОС Windows XP. Необходимость выполнения работы объясняется повышенными трудозатратами обслуживания систем с ПО Ada (реализованных на базе устаревших аппаратных средств типа VAX).

2.4.2.45. Микросистемная авионика для мини-БПЛА / Пармонов П. П., Сабо Ю. И., Распопов В. Я., Товкач С. Е. // Изв. вузов. Приборостр. - 2006. - 49, № 6. - С. 51-55, 79.

Приведена структура микросистемной авионики для миниатюрных беспилотных летательных аппаратов (мини-БПЛА). Описаны функции отдельных модулей САУ и режимы управляемого полета мини-БПЛА. Приведен возможный состав микросистемной авионики.

2.4.2.46. Система управления для летательного аппарата с мощными крыльями / Duan Hong-jun, Shi Xiao-ping // Harbin gongcheng daxue xuebu=J. Harbin Eng. Univ. - 2007. - 28, № 2. - С. 169-172. - Библ. 8.

Харбинским технологическим институтом (Китай) разработана система управления ориентацией для микроминиатюрного

летательного аппарата с машущими крыльями. Эффективное управление при существовании неопределённости параметров и внешних возмущений достигнуто посредством выполнения компенсации на основе использования ОС. Эффективность отслеживания подтверждена данными анализа стабильности по Ляуну.

2.4.2.47. Разработка системы управления для атмосферного летательного аппарата. Application of nonlinear dynamic inversion control in flight control of hypersonic vehicle / Liu Yanbin, Lu Yu-ping // Yingyong kexue xuebao=J. Appl. Sci. - 2006. - 24, №6. - С. 613-617. - Библ. 9.

Технологическим университетом аэрокосмической отрасли (Китай) разработана система управления атмосферного летательного аппарата, движущегося со сверхзвуковыми скоростями. Модель летательного аппарата характеризуется значительной нелинейностью и наличием взаимозависимости по вводу— выводу. Использован принцип динамического управления инверсного типа. Получены данные реакции системы управления по исполнению команд на достижение скорости 60 м/с и высоты полёта 80 м.

2.4.2.48. Автопилот для ЛА Kiteplane. Autopilot system for Kiteplane / Kumon Makoto, Udo Yuya, Michihira Hajime, Nagata Masanobu, Mizumoto Ikuro, Iwai Zenta // IEEE/ASME Trans. Mechatron. - 2006. - 11, №5. - С. 615-624. - Библ. 29.

Предложена система автопилота для небольшого, легкого беспилотного ЛА, названного Kiteplane, обладающего высокой грузоподъемностью и большой длительностью полета для подготовки и проведения спасательных операций в опасных для полетов зонах. Основной особенностью ЛА является относительно большое дельтавидное крыло, подверженное ветровым возмущениям, которые преодолеваются в режиме сбалансированного полета со сносом. Предлагаемая схема автономного управления траекторией при наличии ветровых возмущений включает контроллеры со смешанной логикой, контроллер скорости, блок компенсации ветровых возмущений и контроллеры с обратной связью низкого уровня. Система была испытана в полете. Хотя самолет не идеально выдерживал траекторию, он прошел через заданные контрольные точки.

2.4.2.49. Система управления горизонтальными рулями летательного аппарата / Xi Qing-biao, Yuan Dong-li, Yan Jian-guo // Feixing lixue=Flight Dyn. - 2004. - 22, № 4. - С. 16-18.

Северо-западным политехн. университетом (Китай) разработана система управления горизонтальными рулями беспилотного летательного аппарата. Система обеспечивает повышенные показатели качества управления при аномальных состояниях аэродинамического канала элеронов. Применение системы позволяет снизить риски инцидентов с летательными аппаратами.

2.4.2.50. Проектирование децентрализованного контроллера для управления электроприводом закрылка самолёта. Entwurf einer dezentralen Synchronisationsregelung fur elektrische Landeklappenantriebe / Geilsdorf Hendrik, Carl Udo // Automatisierungstechnik. - 2007. - 55, № 1. - С. 35-42. - Библ. 12.

Представлено проектирование и анализ управления закрылком самолета. Особое внимание обращено на оптимальный выбор параметров, влияющих на синхронизацию нескольких электроприводов и предотвращающих полустабильные вибрации.

2.4.2.51. Разработка системы управления для боевой ракеты / Chen Wu, Jia Xiaohong, Li Younian, Liu Zhong // Xibei gonyue daxue xue.bao=J. Northwest. Polytechn. Univ. - 2006. - 24, №4. - С. 423-426. - Библ. 7.

Разработана система управления для боевой ракеты класса "воздух—воздух". Управляющее воздействие обеспечено совместным использованием аэродинамических рулей и вспомогательных двигателей. Принцип построения нечеткого контроллера системы сходен со структурой мозга человека. Обеспечена повышенная адаптивность системы при нелинейных вариациях параметров среды.

2.4.2.52. Разработка системы управления для беспилотного летательного аппарата / Tian Da-peng, Liu Xin-hui // Tianjin gonyue daxue xuebao=J. Tianjin Polytechn. Univ. - 2006. - 25, № 4. - С. 81-83.

Система управления для беспилотного летательного аппарата разработана на основе выполненного на единичном чипе микрокомпьютера MPS430F149 (ном. напряжение 2,7[^]3,6 В, мин. потребляемый ток 0,6 мкА). Применён принцип ПИД-

управления, допустим режим дистанционного управления от оператора (посредством радиоканала).

2.4.2.53. Информационные управляющие системы беспилотных летательных аппаратов / Шаров С. Н. – СПб.: БГТУ, 2007. - 256 с. - Библ. 63.

Описаны задачи, решаемые комплексами аппаратуры для управления беспилотными летательными аппаратами. Обсуждаются различные принципы и техн. решения, определяющие основные техн. характеристики информационных каналов как важнейших информационно-управляющих систем, обеспечивающих функционирование современных беспилотных летательных аппаратов. Для инженеров и исследователей информационных и управляющих систем летательных аппаратов различного назначения, студентов и аспирантов, обучающимся по специальностям "Системы управления летательных аппаратов" и "Автоматизированные системы обработки информации и управления".

2.4.2.54. Комплекс бортовой аппаратуры систем управления беспилотным летательным аппаратом: Пат. 2290681 Россия, МПК G 05 D 1/12 (2006.01). / Никольцев В. А., Коржавин Г. А., Подоплёкин Ю. Ф., Симановский И. В., Войнов Е. А., Ицкович Ю. С., Коноплев В. А.; ОАО "Концерн Гранит-Электрон" (Россия). - 2005111525/28; Заявл. 18.04.2005; Оpubл. 27.12.2006.

Изобретение относится к области приборостроения и может быть использовано в системах управления, предназначенных для высокоточного позиционирования беспилотных летательных аппаратов (БПЛА). Технический результат - расширение функциональных возможностей. Для достижения данного результата системы управления БПЛА содержит дешифратор разовых команд, инерциальный блок, блок датчиков угловых скоростей и систему обнаружения и самонаведения. При этом система самонаведения содержит источник электропитания, привод антенны, подвижный отражатель антенны, датчик углового положения антенны, генератор импульсов, фазовый манипулятор, передающее устройство, циркулятор, суммарно-разностный преобразователь, приемные устройства, цифровые согласованные фильтры,

обнаружитель, дальномер и измеритель угловых координат, объединенные соответствующими связями.

2.4.2.55. Система автоматического управления маневренным самолетом на этапе дозаправки в воздухе / Бочаров А. С., Сельвесюк Н. И. (ВВИА им. Жуковского, Москва) // 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. 151-157. - Библ. 5.

Рассматривается синтез автоматической системы управления заправляемым самолетом на этапе дозаправки в воздухе с учетом случайных погрешностей датчиков информации. Синтез законов управления осуществляется с использованием метода ковариационного управления, основанного на теории вложения систем. Данный метод позволяет напрямую обеспечить заданные значения дисперсий управляемых параметров путем использования статических регуляторов в обратной связи.

2.4.2.56. Разработка устройства-автопилота / Fu Xu, Zhou Zhaoying // Qinghua daxue xuebao. Ziran kexue ban=J. Tsinghua Univ. Sci. and Technol. - 2008. - 48, № 5. - С. 804-807.

Университетом Циньхуа (Китай) разработана система управления по траектории атмосферного летательного аппарата (автопилот). Датчики системы обеспечивают сбор данных пространственной (геомагнитной) ориентации летательного аппарата, угловой составляющей скорости (ускорения), данных высоты, горизонтальной скорости полёта, температуры воздушной среды. Компенсация погрешности датчиков обеспечена с применением устройств, выполненных на основе технологии микроэлектромеханических систем.

2.4.2.57. Микросистемная авионика малогабаритного беспилотного летательного аппарата / Парамонов П. П., Сабо Ю. И., Распопов В. Я., Товкач С. Е., Алалуев Р. В., Матвеев В. В., Иванов Ю. В. // 14 Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам, Санкт-Петербург, 28-30 мая, 2007: Сборник материалов. – СПб.: ЦНИИ "Электроприбор", 2007. - С. 270-272.

Микросистемная авионика - это комплекс аппаратных и программных средств, обеспечивающих полет "мини БПЛА" в автоматическом режиме, а также взлет и посадку. Рассмотрены особенности схемотехники авионики современного мини БПЛА. Приведена структура системы управления мини БПЛА с двухядерным вычислителем, блоком GPS и бесплатформенной системой ориентации на микромеханической элементной базе.

2.4.2.58. 04.06-81.1. Избранные труды. Самые ранние - самые новые / Красовский А. А. - М.: Наука, 2003. - 614 с. ил.-.(Б-ка ИПУ.621.52/1.1 К 78)

Избранные труды содержат как самые ранние статьи, опубликованные в 1940-1948 гг., так и последние, опубликованные в 2002-2003 гг. Статьи размещены в хронологическом порядке, при этом публикации последних лет являются наиболее важными в прикладном отношении с точки зрения острых проблем экологии, энергетического кризиса и безопасности в новом тысячелетии. Для ученых фундаментальной науки, а также инженеров и конструкторов, аспирантов, докторантов, студентов старших курсов вузов аэрокосмического и энергетического профиля.

2.4.2.59. Современные направления синтеза систем автоматического управления ЛА. / Андриевский Б. Р., Фрадков А. Л. // Изв. АН. Теория и системы упр. РАН. - 2004 - № 2. - С. 126-136. - Библ. 72.

В обзоре дан анализ докладов 15-го Всемирного конгресса ИФАК, посвященных теории и системам управления летательными аппаратами. Анализируются также некоторые доклады, представленные на других междунар. конференциях, и журнальные публикации последних лет.

2.4.2.60. Разработка и исследование метода наведения на маневрирующий объект на основе стохастического прогноза его движения: Автореф. дис. на соиск. уч. степ. канд. техн. наук / Чыонг Данг Кхоа / Моск. гос. техн. ун-т. – М., 2004. - 22 с. - Библ. 4.

Приведены результаты анализа статистических характеристик возмущений и помех, действующих на систему управления. Выполнен анализ моделей движения объекта и влияние этих возмущений на точность управления. Разработан алгоритм адаптивного оценивания и скалярного адаптивного оценивания со-

ставляющих вектора состояния в задаче наведения в условиях отсутствия априорной информации о статистических характеристиках шумов измерения и флуктуации сигналов. Описан метод наведения летательных аппаратов на маневрирующих объектах в условиях воздействия измерительных шумов и флуктуации отраженного от объекта сигнала при прогнозировании движения объекта, обеспечивающий необходимую точность.

2.4.2.61. Динамическое сглаживание траектории беспилотного летательного аппарата в реальном времени. Real-time dynamic trajectory smoothing for unmanned air vehicles / Anderson Erik P., Beard Randal W., McLain Timothy W. // IEEE Trans. Contr. Syst. Technol. - 2005. - 13, № 3. - С. 471-477. - Библ. 18.

Обсуждаются некоторые результаты спектра исследований авторов по траекторному управлению беспилотным летательным аппаратом. В частности, предлагается алгоритм для генерации в реальном времени практически точной траектории полета беспилотного летательного аппарата, пролетающего через последовательность заданных маршрутных точек. Алгоритм вычисляет экстремальные траектории, которые проходят между прямолинейными сегментами пути движения в оптим. по времени режиме. Кроме того, алгоритм м. б. сконфигурирован так, что динамически допустимые траектории будут иметь ту же самую длину, что и прямолинейные сегменты.

2.4.2.62. Построение смешанной системы управления ракетами на основе нечеткой логики. Design of missile blended control system based on fuzzy logic / Zhou Rui // Kongzhi yu juce = Contr. and Decis. - 2006. - 21, № 7. - С. 825-828. - Библ. 9.

Разработанная система управления дает возможность учитывать практически все аэродинамические эффекты. Для оптимизации стратегий управления используется эволюционный алгоритм. Приведены результаты проведенного имитационного моделирования.

2.4.2.63. Механизм управления снарядом, снабжённым внутренней несбалансированной частью. Control authority of a projectile equipped with an internal unbalanced part / Frost Geoffrey, Costello Mark // Trans. ASME. J. Dyn. Syst., Meas. and Contr. - 2006. - 128, № 4. - С. 1005-1012. - Библ. 15.

Рассматривается способ и система управления снарядом, обеспечивающая возможность корректировки отклонения снаряда от желаемой траектории и соответственного обеспечения попадания снаряда. Механизм управления представляет собой несбалансированный элемент типа маятника, размещённый внутри снаряда. Разворотом элемента достигается возникновение силы, действующей на снаряд.

2.4.2.64. Афанасьев В.Н. Управление неопределёнными динамическими объектами. - М.: ФИЗМАТЛИТ, 2008. - 208 с. - (Б-ка ИПУ. 621.52/1.2 А 94).

В книге представлены реализуемые методы построения систем, поведение которых описывается линейными и нелинейными дифференциальными включениями с нечётко заданными начальными условиями. Методы основаны на применении алгоритмического и робастного конструирования неопределённых систем управления. Для специалистов, работающих в области управления разнообразными объектами с неполной информацией, студентов и аспирантов соответствующих специальностей.

2.4.2.65. Лазарев Ю.Н. Управление траекториями аэрокосмических аппаратов. - Самара: Самар. науч. центр РАН, 2007. - 274 с. (Б-ка ИПУ. 629.7 Л 17).

В книге обобщены результаты исследования управления траекториями аэрокосмических аппаратов. Сформулирована задача управления траекториями, рассмотрено состояние проблемы, обосновано применение метода последовательной линеаризации при формировании управления траекториями аэрокосмических аппаратов. Приведены теоретические основы и алгоритмы формирования многоканального управления траекториями с учётом ограничений на параметры траектории и управляющие зависимости. Изложены результаты решения задач формирования управления траекториями аэрокосмических аппаратов при спуске в атмосфере, движении по суборбитальным траекториям и повороте плоскости орбиты в атмосфере. Книга предназначена для научных работников, инженеров, аспирантов и студентов, занимающихся исследованием механики полёта и управления движением летательных аппаратов, и может быть полезна специалистам в области управления сложными техническими системами.

2.4.2.66. Мирошник И.В., Сергеев К.А. Управление пространственным движением относительно подвижных внешних объектов // А и Т. - 2005. - № 4. - С.70-83.2.42

Рассматриваются проблемы управления пространственным движением динамических (механических) систем в условиях, когда требуемая траектория задана в системе координат внешнего подвижного объекта. Получены новые задачно-ориентированные модели траекторного движения и нелинейные алгоритмы управления, обеспечивающие стабилизацию системы относительно нестационарной траектории и основанные на дифференциально-геометрических методах теории нелинейных многосвязных систем.

2.4.3. Системы ориентации и навигации аэродинамических объектов

2.4.3.1. Структуры управления и свойства головки самонаведения ракеты. Control structures and properties of missile seekers / Bhattacharya R. AT., Rao T. V., Sadhu S., Ghoshal T. K. // J. Inst. Eng. Elec. Eng. Div. (India). - 2002. - 82, March. - С. 253-261. - Библ. 12.

Рассматриваются системы самонаведения с активной головкой самонаведения. Изучаются различные структуры самонаведения и реализации многомерных контуров управления.

2.4.3.2. Повышение стабильности ориентации летательного аппарата при выполнении посадочного маневра / Yu Yong, Yang Yi-dong, Dai Shi-jun, Fan Yan-ming // Feixing lixue-Flight Dyn. - 2002. - 20, № 4. - С. 22-26. - Библ. 6.

Университетом аэрокосмических технологий (Китай) разработан способ управления атмосферным летательным аппаратом при выполнении посадочного маневра в условиях отсутствия радиовидимости (со стороны аэродромной РЛС) при одновременном пропадании сигнала посадочного радиомаяка. Предложено симметричное варьирование угла закрылков, устранение аэродинамической связи вследствие изменения угла атаки под воздействием возмущений воздушного потока. Характеристики модели летательного аппарата приближаются к апериодическим,

что повышает устойчивость. Рассмотрен случай захода на посадку в условиях существования восходящего воздушного потока со скоростью 1 м/с. Удалось добиться 6-кратного уменьшения погрешности по величине угла траектории при 20-кратном уменьшении погрешности по величине угла ориентации.

2.4.3.3. Одноосный гиросtabilизатор: Пат. 2213327 Россия, МПК⁷ G 01 C 21/18 / Подчукаев В. А., Ефимов Р. П.; Саратов, ГТУ (Россия). - № 99113144/28; Заявл. 16.06.1999; Оpubл. 27.09.2003.

Изобретение относится к области приборостроения. Оно может быть использовано в бесплатформенных и платформенных системах ориентации, навигации и стабилизации подвижных объектов - самолетов, кораблей, автомобилей и других. Одноосный гидростабилизатор содержит трехступенный гироскоп с системой стабилизации, включающий в свой состав датчик угла прецессии, установленный по оси подвеса внутренней рамки, выход которого соединен со входом усилителя системы стабилизации, двигатель стабилизации, установленный по оси подвеса наружной рамки, датчик команд, также установленный по оси наружной рамки. Особенностью данного одноосного гиросtabilизатора является то, что в состав системы стабилизации введены наблюдающее устройство идентификации и устройство управления двигателем стабилизации. Техн. результатом является снижение динамических и статических погрешностей гиросtabilизатора.

2.4.3.4. Система управления ориентацией беспилотных летательных аппаратов. Real time attitude system for unmanned air vehicles / Sark Vladica 5., Zerbe Volker // 12 International Scientific and Applied Science Conference "Electronics, ET'2003", Sofia, Sept. 24-26, 2003: Proceedings of the Conference. Book 3. – Sozopol, [2003]. - С. 61-66. - Библ. 5.

Предложена система управления, использующая инерциальные и магнитнорезистивные датчики для оценки ориентации летательного аппарата. Инерциальные датчики состоят из трёх акселерометров и трех гироскопов. Магнитнорезистивные датчики измеряют магн. поле земли. Данные датчиков обрабатываются. Применяется аппарат кватернионов. Для оценки положения используется фильтр Калмана.

2.4.3.5. Разработка гироскопа типа CGR-1. Single-crystalline solid-state resonator gyro prototype CRG-1 / Sarapuloff S. A., Lytvynov L. A. // 12 Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, St. Petersburg, 23-25 May, 2005. - St. Petersburg: Elektropribor, 2005. - С. 326-329. - Библ. 4.

Исследовательским центром АН Украины (г. Киев) разработан эксперим. образец гироскопического устройства типа CGR-1. Резонансный элемент устройства имеет форму полусферы (цилиндра) и выполнен из монокристаллического материала. Диаметр резонатора может иметь значения от 50~60 до 10-15 мм, допуски на значения геометрических размеров $\pm 0,15$ мм. Значения показателя добротности резонатора могут варьироваться в пределах $- 10^6 \sim 10^8$.

2.4.3.6. Блок ориентации для беспилотных вертолётов. A fuzzy gain-scheduler for the attitude control of an unmanned helicopter / Kadmiry Bourhane, Driankov Dimiter // IEEE Trans. Fuzzy Syst. - 2004. - 12, № 4. - С. 502-515. - Библ. 16.

Рассмотрены вопросы разработки блока ориентации, способствующего достижению устойчивой маневренности беспилотного вертолёта. Блок ориентации предлагается в форме неопределённого устройства, программирующего изменение коэффициента усиления и используемого для стабилизации высоты, крена, тангажа и управлению по рысканию.

2.4.3.7. Интегрально-матричный метод для алгоритмов бесплатформенных систем. Integral-matrix method for the algorithms of strapdown systems / Yakushin S. M. // 12 Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, St. Petersburg, 23-25 May, 2005. - St. Petersburg: Elektropribor, 2005. - С. 236-237.

Представлено решение проблемы повышения точности бесплатформенных систем ориентации и навигации. Выполнен анализ ошибок бесплатформенных систем на примере трех вариантов параметров угловой ориентации и для двух схем процесса информационных измерений - на основе матричного и интегрального алгоритмов. Представлены результаты моделирования бесплатформенной системы ориентации.

2.4.3.8. Разработка системы инерциальной навигации / Lai Ji-zhou, Liu Lan-ye, Liu Rui-hua, Hua Bing // Tianjin daxue xuebao=J. Tianjin Univ. - 2006. - 39, №3. - С. 349-353. - Библ. 7.

Национальным университетом отрасли гражданской авиации (Китай) разработана система инерциальной навигации (со способностью к определению положения летательного аппарата относительно земных осей). Обработка данных в системе предполагает выполнение фильтрации по комплексному типу. Выполнено моделирование при условии точности отработки положения рулей $0,1^\circ/\text{ч}$, точности измерения ускорения 10^{-4} g , погрешности определения горизонтальной ориентации $900''$, погрешности определения азимута $1800''$. Получено подтверждение высоких качественных показателей системы.

2.4.3.9. Лазерное сканирующее устройство для системы ориентации летательных аппаратов / Кравцов А. А., Леонов А. М., Овсянников С. В. // 7 Международная научно - техническая конференция "Кибернетика и высокие технологии XXI века", Воронеж, 16-18 мая, 2006. Т. 1. - Воронеж: НПФ "Саквоее", 2006. - С. 411-415. - Библ. 5.

Рассмотрена возможность ориентации низко летящих самолетов (ракет) относительно земли (воды) с помощью лазерной сканирующей системы. Предлагаемая система ориентации использует триангуляционный метод и позволяет определить положение летательного аппарата с точностью несколько сантиметров при частоте повторения измерений несколько сотен циклов в секунду.

2.4.3.10. Способ калибровки навигационной системы / Lu Zhi-dong, Wang Lei // Zhongguo guanxing jishu xuebao=J. Chin Inertial Technol. - 2007. - 15, № 2. - С. 136-138.

Калибровка системы инерциальной навигации атмосферного летательного аппарата предполагает использование переменных состояния - смещения гироскопических устройств и акселерометров, погрешности показателя масштабирования, базовой погрешности навигационной системы. Необходимая для выполнения калибровки величина погрешности определена на основе использования фильтра Калмана. Калибровка выполнима во время движения летательного аппарата по произвольной траектории.

2.4.3.11. Решение задачи корреляционно-экстремальной навигации на основе комбинированного использования линейного оптимального и итерационного алгоритмов: Тез. [9 Конференция молодых ученых "Навигация и управление движением", Санкт-Петербург, 13 15 марта, 2007] / Торопов А. Б. // Гироскопия и навигация. – 2007. - № 2. - С. 102.

Рассматривается задача корреляционно-экстремальной навигации, отличительная особенность которой заключается в ее нелинейном характере. Ранее для решения этой задачи было предложено использовать линейный оптимальный алгоритм и продемонстрированы его достоинства по сравнению с итерационным алгоритмом. В частности, было отмечено, что в итерационном алгоритме при большом числе измерений достигается приемлемая точность оценивания, но при их малом числе вырабатываемая расчетная характеристика точности не соответствует своему действительному значению. Линейный оптимальный алгоритм вырабатывает адекватную характеристику точности, но его недостаток заключается в наличии методической ошибки и больших вычислительных затратах. Для решения рассматриваемой задачи предлагается схема, основанная на комбинированном использовании линейного оптимального и итерационного алгоритмов. Анализируются вычислительные затраты такой комбинированной схемы и сравнивается достигаемый уровень точности с точностью нелинейного оптимального алгоритма.

2.4.3.12. Построение регуляторов для систем пространственного слежения / Григорьев В. В., Мотылькова М. М., Мансурова О. К. // Изв. вузов. Приборостр. - 2007. - 50, № 11. - С. 24-29. - Библ. 4.

Для автоматического сопровождения и выработки пространственных координат подвижных объектов, перемещающихся по неизвестной траектории, используются системы пространственного слежения. Рассматриваются вопросы, связанные с построением регуляторов для систем пространственного слежения. Сравниваются три вида синтезированных регуляторов и приводится вывод о целесообразности их использования.

2.4.3.13. Прогнозирование ориентации летательного аппарата / Cao Yong-hong, Zhang Hui, Ma Tie-hua, Fan Jin biao,

Zu Jing // Zhongguo guanxing jishu xuebao=J. Chin Inertial Technol. - 2008. - 16, № 2. - С. 159-161, 170.

Северным университетом (Китай) на основе применения нейронной сети (обеспечивающей комплексную обработку данных от различных источников) разработан способ прогнозирования ориентации летательного аппарата, движущегося в атмосфере. Решение задачи представляет интерес для применения в оборонной отрасли. Летательный аппарат оснащён системой инерциальной навигации, построенной без использования гироскопа.

2.4.3.14. Разработка системы управления по ориентации летательного аппарата / Liu Zhi-ping, Zhou Feng-qi. Zhou Jun // Yutiang xuebao= J. Astronaut. - 2007. - 28, № 1. - С. 43-48. - Библ. 4.

Северо-западным политехн. университетом (Китай) разработана система управления по ориентации летательного аппарата. Раздельное управление во временном домене реализовано на основе использования двух контуров с различным значением быстродействия. В системе управления обеспечена одновременная оценка неопределённостей инерционного характера, неопределённостей по величине аэродинамического момента. Анализ погрешности отслеживания по ориентации выполнен на протяжении периода в 35 с.

2.4.3.15. Разработка системы инерциальной навигации / Du Hai-long, Zhang Rong-hui, Liu Ping, Zheng Xi-feng, Jia Hong-guang, Ma Hai-tao // Guangxue jingmi gongcheng=Opt. and Precis. Eng. - 2008. - 16, № 10. - С 1956-1962. - Библ. 10.

Н.-и. оптикофизических проблем и точной механики АН Китая/ разработана система инерциальной навигации, имеющая в своём составе гироскоп с подвесным элементом. Предложен алгоритм определения ориентации объекта (атмосферного либо космического летательного аппарата). Данные тестирования системы — величина относит. погрешности 0,0053% (4-го порядка по Runge-Kutta при постепенном нарастании порядка 5°). Время-затраты обработки данных при использовании алгоритма 36 мкс (применён процессор типа TMS320C6713B).

2.4.3.16. Геофизическая инерциальная навигационная система. Geophysical inertial navigation system: Пат. 6493631 США, МПК⁷ G 06 F 165/00 / Burns Alan Alexander; МЛНО,

Ис. (США). - № 10/158728; Заявл. 30.05.2002; Опубл. 10.12.2002; НПК 701/220.

Инерциальная навигационная система использует геофиз. датчики магн. и гравитационного поля для измерения углов поворота корпуса самолета или др. транспортного средства, что позволяет заменить дорогие лазерные кольцевые гироскопы в обычной навигационной системе. Векторные компоненты геомагн. поля могут непосредственно использоваться в векторе состояния, описывающего ориентацию, скорость, ускорение и положение. Упреждающий фильтр Калмана функционирует на измеренных и прогнозируемых компонентах магн. поля и сигналах бортовых акселерометров.

2.4.4. Адаптивные и прочие системы

2.4.4.1. Интеллектуальная система прогноза физического состояния пилота / Жидков В. Н., Медведь А. (МАИ). // 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. 120-124, 330. - Библ. 5.

Рассматривается принцип построения и модель-прототип системы прогноза физ. состояния пилота при выполнении маневров, сопровождающихся критическими и закритическими перегрузками, при помощи нейронной сети типа ART-2. Модель-прототип системы реализована с учетом возможности ее работы в составе интеллектуальной системы управления самолетом.

2.4.4.2. Автоматизированный контроль соосности / Кисурин А. А., Беспаленко В. Д., Рудаков Е. А. // Электротехнические комплексы и системы управления: Сборник научных трудов. Воронеж. гос. техн. ун-т. - Воронеж: Изд-во ВГТУ, 2003. - С. 145-150. - (Нов. технол. Воронеж. гос. техн. ун-т). - Библ. 4.

Отмечается, что в промышленности всё более широко внедряются новые технологии, в том числе и компьютерные. Главная цель таких нововведений - сведение роли человека в технол.

процессе к минимуму, тем самым, повышая защищённость систем от ошибок человека. В авиакосмическом производстве новые технологии внедряются с повышенной интенсивностью. В данной сфере приходится работать с крупногабаритными конструкциями, а точность сборки при этом должна составлять сотые доли миллиметра. Одной из систем, которые помогают решить такие задачи (обеспечить высокую точность сборки, при больших габаритах) является разрабатываемая ФГУП НИИАСПК "лазерная измерительная система контроля крупногабаритных деталей". Решение, полученное в ходе выполнения работы, позволяет использовать систему точного позиционирования не только как одного из модулей системы лазерного контроля, но и для решения задач автоматизации, таких как: автоматическое выравнивание контролируемых изделий, автоматическая наводка роботоманипулятора, автоматическая стыковка подвижных модулей (спутники, подводные лодки, шлюзы и т. д.).

2.4.4.3. Разработка контроллера для атмосферного летательного аппарата / Jia Qiu-ling, Wang Xin-min. // Feixing lixue=Flight Dyn. - 2003. - 21, № 1. - С. 32-35. -Библ. 4.

Северозападным политехническим университетом (Китай) разработан робастный контроллер Ноо-типа для АСУ посадкой атмосферного летательного аппарата. В системе управления учтено влияние погрешностей и возмущающих факторов. Контроллер удовлетворяет специфическим требованиям для применения в системе. По данным численного моделирования подтверждена применимость системы управления посадкой для реального набора условий.

2.4.4.4. Интеллектуальная система управления самолетом в критических ситуациях / Жидков В. Н., Федоров А. А. (МАИ) // 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. 116-120, 330. - Библ. 4.

Рассматривается принцип построения, структура и моделирование интеллектуальной системы управления самолетом в критических ситуациях на базе искусственной нейронной сети ART.

2.4.4.5. Интеграция подсистем двигателя при его разработке. Integrating subsystems and engine system assessments / Van Griethuysen V. J., Glickstein M. R., Hodge E. S. (AFRL Propulsion Directorate, AFRL/PRTA Building 18, 1950 Fifth Street Wright Patterson AFB, OH 45433) // Trans. ASME. J. Eng. Gas Turbines and Power. - 2003. - 125, № 1. - С. 263-269. - Библ. 5.

Рассмотрена методология интеграции различных подсистем при разработке авиационного ГТД для сокращения сроков разработки и нахождения оптим. варианта двигателя. Первоначально каждая подсистема оптимизируется автономно, а затем с помощью разработанного компьютерно-программного обеспечения производится комплексная оптимизация с учетом взаимного влияния подсистем. Рассмотрены примеры интеграции.

2.4.4.6. Управление с обеспечением отказоустойчивости с использованием алгоритма MCS для спасательного аппарата X-38. Fault tolerant control using minimal controller synthesis for the X-38 Crew Return Vehicle / Campbell Bob, Lieven Nick (Dept Aerospace Engineering, University of Bristol, UK Tel: +44 (0) 117 9289000x3016, Fax: +44 (0)117 9272771 Email: bob.campbell@bristol.ac.uk) // Proceedings of the 5 ESA International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems, Frascati, 22-25 Oct., 2002. - Noordwijk: ESTEC, 2003. - С. 185-188. - (ESA SP. ISSN 0379-6566. N 516). - Библ. 8.

Следующее поколение многоразовых космических ЛА имеет риск потерпеть аварию или получить повреждение во время фазы входа в плотные слои атмосферы. Реконфигурируемая система управления, приспособленная к изменению динамики при таких событиях, и адаптивное управление MRAC (Model Reference Adaptive Control) успешно решают представленную задачу. Предложенная система включает размещение подобного управления и новый алгоритм MRAC, необходимый для синтеза минимального контроллера (MCS). Исследование проведено применительно к ЛА X-38 в качестве спасательного аппарата для экипажа МКС.

2.4.4.7. Разработка адаптивного контроллера / Zhu Jia-qiang, Guo Suofeng // Nanjing hangkong hangtian daxue xuebao=J. Nanjing Univ. Aeron. and Astronaut. - 2003. - 35, № 1. - С. 86-90. - Библ. 6.

Университетом аэрокосмических технологий (Китай) разработан адаптивный контроллер с выполнением компенсации на основе применения нейронной сети. Решена задача обеспечения качества управления атмосферным летательным аппаратом с высокой маневренностью. Выполняется компенсация инверсионной погрешности, обусловленной невысокой степенью точности системной модели. Повышена робастность системы управления. Упрощен процесс разработки правила динамического управления по инверсионному типу.

2.4.4.8. Выведение истребителя в тактически выгодное положение дальнего ракетного воздушного боя с помощью экспертной системы "Дуэль" / Баханов Л. Е., Юневич Н. Д., Филиппов М. В. (ГосНИИАС) // 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. 34-39, 326. - Библ. 4.

Представлен фрагмент выхода истребителя в тактически выгодное положение с использованием бортовой оперативно-советующей ЭС "Дуэль" и система имитационного моделирования для его отработки.

2.4.4.9. Бортовая аппаратура систем управления беспилотным летательным аппаратом: Пат. 2207613 Россия, МПК⁷ G 05 D 1/12, G 01 S 13/42. / Никольцев В. А., Коржавин Г. А., Симановский И. В., Подоплёкин Ю. Ф., Воинов Е. А., Горбачев Е. А., Яковлев В. Н., Иванов В. П., Ефремов Г. А., Леонов А. Г., Царев В. П., Бурганский А. И., Зимин С. Н., Артамасов О. Я., Семаев А.Н.; Федерал. гос. унитар. предприятие "ЦНИИ "Гранит". (Россия). - № 2002106771/09; Заявл. 15.03.2002; Оpubл. 27.06.2003.

Изобретение относится к системам управления местоположением и курсом беспилотного летательного аппарата (БПЛА) и м. б. использовано при проектировании БПЛА, предназначенных для высокоточного наведения на цель. Техн. результатом является создание комплекса бортовых систем управления беспилотным летательным аппаратом, обладающего широкими возможностями адаптации к условиям полета и складывающейся помеховой обстановке для обеспечения высокоточного наведения на

цель. Устройство содержит систему управления движением (СУД) и систему обнаружения и самонавигации (СОСН). При этом СУД содержит датчик угловых скоростей, инерциальный блок, ЦВМ, радиовысотомер, устройство преобразования информации, усилительно-преобразовательное устройство рулевых приводов, рулевые агрегаты, магистраль информационного обмена, а СОСН содержит ЦВМ, систему электропитания, устройство обработки сигналов и управления, приемное устройство, антенное устройство, передающее устройство, магистраль информационного обмена.

2.4.4.10. Блок автоматического наведения для устройства воздушной доставки груза. Automatic guidance unit for aerial delivery unit: Пат. 6587762 США, МПК⁷ G 06 F 19/00, G 06 G 7/78. / Rooney Harry B.; FXC Corp. (США). - N 09/928222; Заявл. 10.08.2001; Опубл. 01.07.2003; НПК 701/16. - Библ. 17.

Изобретение касается способа и устройства для программирования блока автоматического наведения в системе воздушной доставки груза с помощью параплана или парашюта, отделяемого от самолета. Оператор с помощью ручного прибора задает требуемые параметры полета, касающиеся долготы, широты, высоты и направления для нужного места приземления, включая данные о барометрическом давлении воздуха. МП преобразует и запоминает эти сведения в виде цифровых данных в отделяемом от ручного прибора ключе с эл. стираемой памятью. Ключ в удобное время вставляется в штепсельную розетку блока наведения, который реализует высокоточное достижение места опускания груза при сбросе с парашютом с высоты 9 км.

2.4.4.11. Синтез алгоритмов формирования заключений для принятия решений в особых случаях управления полетами на основе использования П-квантов знаний / Сироджа И. Б., Куренко А. Б. // Радиоэлектрон. Информат. Упр. – 2002. - № 2. -С. 112-117. - Библ. 6.

В статье сформулирована и решена задача алгоритмизации приближенных рассуждений для принятия знание ориентированных решений руководителем полетов и летчиком в особых случаях управления полетами, синтезированы алгоритм вычисления заключений в разноуровневых π -квантах знаний.

2.4.4.12. Нейросетевая реализация систем управления полетом на основе метода динамической инверсии: По зарубежным источникам / Хаммуд А. Х. // Мехатрон., автоматиз., упр. – 2003. - № 9. - С. 25-31. - Библ. 27.

Рассматриваются построение систем управления на основе динамической инверсии, роль нейронных сетей в таких системах и использование динамической инверсии в случае неминимально-фазовых объектов управления. Дан обзор литературных источников, в которых описаны системы управления с использованием нейронных сетей. Обсуждаются вопросы применения нейронных сетей в системах управления летательными аппаратами.

2.4.4.13. Оценка эффективности выбора структуры системы управления воздушным движением с использованием технологии поддержки принятия решений / Волков В. М. // Радиопромышленность. – 2003. - № 1. - С. 32-37. - Библ. 3.

Рассматривается пример применения технологии поддержки принятия решений при выборе структуры АСУ воздушным движением, основанной на методе анализа иерархий.

2.4.4.14. Синтез многосвязных адаптивных систем управления ГТД на основе нейронных сетей / Васильев В. И., Валеев С. С., Шилоносков А. А. (Уфим. гос. авиац. техн. ун-т). // Авиакосм. приборостр. – 2003. - № 7. - С. 36-41. - Библ. 8.

Предложена формализованная процедура синтеза адаптивных нейросетевых регуляторов на основе критерия миним. сложности при выполнении поставленных требований к точности, устойчивости и качеству переходных процессов на заданном множестве режимов работы объекта управления. Приводится пример синтеза, обучения и моделирования адаптивного нейросетевого регулятора в составе замкнутой САУ ГТД.

2.4.4.15. Фрустрационная толерантность интеллектуальной системы летательного аппарата. / Неусыпин К. А., Муркина Н. В. // Автоматиз. и соврем. технол. – 2004. - № 1. - С. 25-27.

Рассмотрена интеллектуальная система беспилотного летательного аппарата, синтезированная на основе теории функциональных систем П. К. Анохина и методе самоорганизации. Предложены способы выхода интеллектуальной системы из

фрустрирующих ситуаций путем варьирования базисных функций в алгоритме самоорганизации.

2.4.4.16. Робастное управление вертикальными взлётом и посадкой самолёта с использованием интегрального скользящего режима. Robust vertical takeoff and landing aircraft control via integral sliding mode / Huang Y. J., Kuo T. C., Way H. K. // IEE Proc. Contr. Theory and Appl. - 2003. - 150, № 4. - С. 383-388. - Библ. 10.

В обычных системах со скользящими режимами эквивалентные робастные системы имеют полюса замкнутой системы в начале координат скользящего режима. Предложена стратегия размещения произвольного размещения всех полюсов системы со скользящим режимом. Стратегия применяется к управлению режимами вертикального взлёта и посадки самолёта, аэродинамические параметры которого существенно меняются.

2.4.4.17. Управление положением и зависанием радиоуправляемого вертолета / Shin Jinok, Fujiwara Daigo, Hazawa Kensaku, Nonami Kenzo // Nihon kikai gakkai ronbunshu. C=Trans. Jap. Soc. Mech. Eng. C. - 2002. - 68, № 675. - С. 3284-3291. - Библ. 8.

Обсуждаются проблемы управления линейным перемещением и зависанием беспилотного вертолета, как динамической системой с сильно выраженными нелинейностями. Сообщается, что было проведено исследование возможностей построения системы управления с использованием нечетких методов и нейронных сетей, которое показало, что отсутствие модели динамики вертолета приводит к ряду серьезных проблем обеспечения устойчивости. Описываются результаты разработки мат. модели вертолета, аппроксимирующей его нелинейную динамику, а также методов идентификации параметров при настройке модели. Рассматривается система управления положением и зависанием, построенная на базе этой модели.

2.4.4.18. Разработка системы управления для атмосферного летательного аппарата / Gong Hia-jun, Jin Xian-kun, Yang Yi-dong // Shuju caiji yu chuli=J. Data Acquis. and Process. - 2003. - 18, № 3. - С. 342-345. - Библ. 5.

Университетом аэрокосмических технологий (провинция Нан-лзинь, Китай) разработана система управления для атмо-

сферного летательного аппарата. Самонастраивающийся контроллер системы функционирует на основе использования неявных правил, реализован принцип управления с отслеживанием. Оптимизация контроллера выполнена в условиях применения генетического алгоритма. Данные компьютерного моделирования подтверждают повышенные эксплуатационные качества системы управления

2.4.4.19. Реализация системы увеличения робастной устойчивости мягкого дирижабля. Implementation of robust stability augmentation systems for a blimp / Mo Yong-Hwan, Kawashima Mitsutoyo, Goto Norihiro // Trans. Jap. Soc. Aeronaut. and Space Sci. // 2003. - 47, № 153. - С. 155-162. - Библ. 8.

В рамках проекта по созданию системы обнаружения мин с помощью дирижабля проводятся исследования по повышению робастности системы управления рысканием дирижабля. Сравнивались подходы на основе теории Харитоновой и H_∞ теории. Последний регулятор оказался более эффективным. Подробно рассматриваются вопросы реализации регулятора.

2.4.4.20. Система имитационного моделирования для отработки базы знаний бортовой экспертной системы "Дуэль" / Дёмкин М. А., Федун Б. Е. // Научная сессия МИФИ-2003, Москва, 2003: Сборник научных трудов. Т. 3. Интеллектуальные системы и технологии. - М.: Изд-во МИФИ, 2003. - С. 184-186. - Библ. 2.

Разработка и внедрение БОСЭС занимает много времени и требует больших материальных и финансовых затрат. Сокращение этих затрат является актуальной задачей. Она решается путем переноса большей части работ по отладке и тестированию БОСЭС на наземные способы и средства отработки и моделирования. В качестве наземных способов отработки БОСЭС выступают имитационное и полунатурное моделирование. Имитационное моделирование используется при создании БОСЭС, отладке и совершенствовании ее базы знаний, а полунатурное моделирование - на заключительном этапе: стыковке БОСЭС с реальным самолетом, на который она будет установлена. Для проведения имитационного моделирования необходим этап создания действующего прототипа БОСЭС (ДЭС) на ПЭВМ. После сты-

ковки ДЭС со специальной системой имитационного моделирования ДЭС становится исследовательским прототипом.

2.4.4.21. Нейронный регулятор в системе авиационной антиюзовой автоматики / Бураков М. В., Коновалов А. С., Шумилов П. Е. // Научная сессия МИФИ-2003. Нейроинформатика-2003: 5 Всероссийская научно-техническая конференция., Москва, 29-31 янв., 2003: Сборник научных трудов. Ч. 1. Общие вопросы нейроинформатики. Теория нейронных сетей. Нейробиология. Нейронные сети в системах управления и идентификации динамических объектов. Нейросетевая обработка временных рядов. - М.: Изд-во МИФИ, 2003. - С. 169-174, 237. - Библ. 4.

Рассматриваются вопросы разработки системы авиационной антиюзовой автоматики с использованием нейросетевой технологии.

2.4.4.22. Робастное нелинейное управление гиперзвуковым самолетом. Robust nonlinear control of a hypersonic aircraft / Wang Qian, Stengel Robert F. // J. Guid., Contr., and Dyn. - 2000. - 23, № 4. - С. 577-585. - Библ. 13.

Рассматривается динамика продольного движения гиперзвукового самолета с 28 неопределенными инерционными и аэродинамическими параметрами. Синтезируется робастная система управления с нелинейными обратными связями. Робастность системы характеризуется вероятностью неустойчивости и вероятностями нарушения 38 критериальных характеристик, зависящих от изменений неопределенных параметров самолета. Используется вероятностный метод оптимизации с целевой функцией в виде квадратичной формы этих вероятностей и генетический алгоритм определения проектных параметров.

2.4.4.23. Управление самолетом по углу тангажа посредством плавной регулировки второго порядка. Aircraft pitch control via second-order sliding technique / Levant A., Pridor A., Gitizadeh R., Yaesh I., Ben-Asher J. Z. // J. Guid., Contr., and Dyn.. - 2000. - 23, № 4. - С. 586-594. - Библ. 28.

Рассматривается управление высокоманевренными беспилотными летательными аппаратами малой стоимости, с которыми связаны проблемы неполных измерений, внешних возмущений и неопределенностей параметров. Предлагается алгоритм

управления самолета по углу тангажа с использованием плавной регулировки второго порядка, обеспечивающий робастность системы по отношению к отмеченным выше факторам.

2.4.4.24. Применение самооблучающейся искусственной нейронной сети в наведении летательного аппарата в заданную точку / Фирсов С. П. // Навигация и управление движением: Материалы 5 Конференции молодых ученых, Санкт-Петербург, 2003. – СПб.: Изд-во ГНЦ РФ - ЦНИИ "Электроприбор", 2004. - С. 143-148.

Рассматривается возможность применения самообучающейся искусственной нейронной сети для корректировки движения беспилотного летательного аппарата на этапе его посадки в заданную точку в условиях плохой видимости. В качестве нейронной сети была выбрана сеть Кохонена.

2.4.4.25. Синтез нейронного регулятора для самолёта Конкорд / Design of neural controller system for Concorde aircrafts / Yildirim S., Erkaya S., Uzmay I. // Автомат. и вычисл. техн. – 2004. - № 3. - С. 53-63. - Библ. 14.

Для управления углом атаки сверхзвукового самолета предложен регулятор на основе нейронной сети, представляющий адаптивный регулятор с моделью на "основе многослойного персептрона. Для уточнения весов персептрона используется алгоритм обратного распространения. Проведено сравнение с традиционным регулятором, показавшее преимущества предложенного.

2.4.4.26. Разработка системы управления для атмосферного летательного аппарата. Reconfigurable flight control system design using adaptive neural networks / Shin Dong-Ho, Kim Youdan // IEEE Trans. Contr. Syst. Technol. - 2004. - 12, № 1. - С. 87-100. 6; 3. - Библ. 24.

Национальным университетом (г. Сеул, Южн. Корея) разработана система управления для атмосферного летательного аппарата. Система позволяет выполнять реконфигурацию. Применение нейронной сети со способностью к обучению в реальном времени позволило повысить эффективность управления аэродинамическими качествами в условиях присущей объекту управления неопределённости. Правила обновления весовых данных (для обучения нейронной сети) определены на основе

применения категорий теории управления по Ляпунову. Получены подтверждения эффективности разработанной системы управления.

2.4.4.27. Принципы построения бортовой интеллектуальной системы по бездвигательной посадке самолета / Мельников Н. С., Шевель Т. В. // Авиакосм. приборостр. - 2004, № 1. - С. 36-42, 71. - Библ. 3.

Эта интеллектуальная система предназначена для помощи экипажу при отказе всех двигателей самолета. Она решает наиболее сложную часть задачи посадки самолета с неработающими двигателями, связанную с выбором аэродрома посадки и расчетом траектории захода на посадку. Рассмотрены функциональное место интеллектуальной системы в контуре управления летательным аппаратом (ЛА), ее структура и алгоритмы работы, описан терминальный метод управления для задачи бездвигательной посадки, а также принципы расчета траекторий захода на посадку.

2.4.4.28. Разработка системы управления для беспилотного летательного аппарата. AI techniques in uninhabited aerial vehicle flight / Dufrene Warren R. (Jr) // IEEE Aerosp. and Electron. Syst. Mag. - 2004. - 19, № 8.- С. 8-12. - Библ. 7.

Университетом Nova Southeastern (г. Форт-Лаудердэйл, штат Флорида, США) ведётся разработка интеллектуальных систем управления для беспилотных летательных аппаратов. Наибольшую сложность представляет задача управления на взлет и управление с удерживанием требуемой высоты. Управление реализовано на основе применения алгоритмов неявной логики (для написания программы использован язык Java, параметры управления определены посредством выполнения компьютерного моделирования). Ведётся разработка системы визуализации данных моделирования поведения беспилотного летательного аппарата.

2.4.4.29. Синтез фаззи-системы стабилизации баллистической ракеты по углу тангажа / Гостев В. И., Маглюй С. А., Яременко В. Н. // Радиоэлектрон. Информат. Упр. – 2003. - №2. - С. 51-56. - Библ. 4.

Рассматриваются результаты синтеза многоканального нечеткого (работающего на базе нечеткой логики) регулятора для системы стабилизации баллистической ракеты по углу тангажа

методом матем. моделирования в интерактивной среде MATLAB. Определены процессы в системе и показано, что на основе использования указанного регулятора возможно весьма значительное улучшение качества управления, которое определяется погрешностью рассогласования при отработке запрограммированной траектории полета ракеты

2.4.4.30. Интеллектуальная система управления автоматической посадкой беспилотного летательного аппарата на основе комплексного применения технологии нечеткой логики / Макаров И. М., Лохин В. М., Манько С. В., Романов М. П., Евстигнеев Д. В. // Новые методы управления сложными системами. - М.: Наука, 2004. - С. 173-199. - Библ. 9.

Обоснована возможность реализации режима автоматической посадки беспилотных летательных аппаратов на неподготовленную площадку под контролем бортовой системы техн. зрения. Предложены принципы построения интеллектуальной системы управления автоматической посадкой на основе комплексного применения технологии нечеткой логики. Представлены результаты моделирования, подтверждающие эффективность выбранного подхода.

2.4.4.31. Навигация и управление движением: Материалы 5 Конференции молодых ученых, Санкт-Петербург, 2003 / Степанов О. А. (ред.). – СПб.: Изд-во ГНЦ РФ. ЦНИИ "Электроприбор", 2004. - 261 с. - Библ. в конце ст.

Настоящий сборник содержит материалы V конференции молодых ученых "Навигация и управление движением", организованной ГНЦ РФ-ЦНИИ "Электроприбор", общественной организацией "Академия навигации и управление движением" и Санкт-Петербургским государственным электротехническим университетом.

2.4.4.32. Исследование системы управления расходом топлива авиационного двигателя с цифровым логико-динамическим регулятором / Ранченко Г. С., Миргород В. Ф., Бевзюк А. А. // Тр. Одес. политехн. ун-та. – 2004. - № 2. - С. 163-168. - Библ. 4.

В рамках проблемы создания системы с полной ответственностью для управления силовой установкой летательного аппарата с учетом его техн. состояния рассматривается решение за-

дачи разработки и реализации контура регулирования расходом топлива авиационного двигателя, сопряженного через трансмиссию с винтовой группой. Контур включает FADEC-регулятор и SMART-датчиками. Описывается динамика цифровой САУ с ШИМ-модуляцией для двигателя АИ-450.

2.4.4.33. Интеллектуальная система управления автоматической посадкой беспилотного летательного аппарата на основе комплексного применения технологии нечеткой логики / Макаров И. М., Лохин В. М., Манько С. В., Романов М. П., Евстигнеев Д. В. // Авиакосм. приборостр. – 2004. - № 10. - С. 30-39, 71. - Библ. 9.

Обоснована возможность реализации режима автоматической посадки беспилотных летательных аппаратов на неподготовленную площадку под контролем бортовой системы техн. зрения. Предложены принципы построения интеллектуальной системы управления автоматической посадкой на основе комплексного применения технологии нечеткой логики. Представлены результаты моделирования, подтверждающие эффективность выбранного подхода.

2.4.4.34. Разработка контроллера для системы управления полетом с большим трением. QFT robust control design for 3-axis flight table servo system with large friction / Liu Jinkun, Er Lian-jie (Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing, China) // Chin. J. Aeron. - 2004. - 17, № 1. - С. 34-38. - Библ. 5.

Освещена разработка контроллера на основе теории количественной обратной связи (QFT — quantitative feedback theory). Показано, что возможно обеспечить большие робастность и точность системы управления.

2.4.4.35. Информационные технологии и искусственный интеллект для поддержки решений в критических ситуациях на борту / Юсупова Н. И. // Полет. – 2002. - Спец. вып. - С. 22-26. - Библ. 8.

В информационно-управляющей системе с использованием экспертной системы осуществляется оценка воздушной обстановки, вырабатывается тактика выполнения полетного задания, контролируется рабочее состояние бортовых систем и планируются основные фазы полета на основе данных от различных

внешних и бортовых информационных датчиков. Это позволяет повысить эффективность применения ЛА и увеличить безопасность полетов.

2.4.4.36. Вторая научно-практическая конференция молодых ученых и специалистов "Исследования и перспективные разработки в авиационной промышленности", Москва, 2004: Статьи и материалы конференции. - М.: Изд-во МАИ, 2004. - 636 с. - Библ. в конце ст.

Конференция проходила 20-23 мая 2004 г.

2.4.4.37. Интеллектуальная система управления полетами / Дидрих В. Е., Попов О. В. // Авиакосм. приборостр. – 2005. - №7. - С. 51-56, 62. - Библ. 7.

Рассматриваются пути построения перспективной системы управления полетами на основе нового в данной предметной области подхода. Применение описываемых методов позволяет снизить нагрузку с оператора-диспетчера системы управления воздушным движением (УВД) и повысить допустимый уровень интенсивности воздушного движения.

2.4.4.38. Сопровождение маневренной цели при использовании датчиков ориентации в качестве индикаторов состояния / Данилов С. Н. // Авиакосм. приборостр. – 2005. - №7. - С. 6-10, 61. - Библ. 5.

На основе методов теории систем со случайной структурой синтезирован алгоритм функционирования канала измерения с использованием датчиков ориентации цели в качестве индикаторов смены состояния, обеспечивающий устойчивость сопровождения маневрирующей цели при невысоких требованиях к качеству данных об ориентации.

2.4.4.39. Интеллектуальная система формирования и оценки траекторий самолета на этапе предпосадочного маневрирования / Баженов С. Г. // Искусств. интеллект. – 2005. - № 4. - С. 65-73. - Библ. 4.

Разработаны принципы интеллектуальной системы решения сложных логических задач мониторинга полета и прогноза развития летной ситуации. Данная система включает трехмерную цифровую карту местности, спутниковые и инерциальные системы навигации, обеспечивающие информацию о положении и скорости самолета и рельефе местности в районе аэродрома. В

системе используется база знаний, описывающая летные ситуации, действия, возможные в каждой летной ситуации, и результаты этих действий. Для того чтобы найти совокупность действий, необходимых для достижения желаемой летной ситуации, используются средства логического вывода. На базе этой информации система формирует ряд заданных траекторий и с помощью бортовой мат. модели движения самолета проводит моделирование движения вдоль этих траекторий, используя эквивалентные автопилотные законы управления. На основе результатов этого моделирования проводится оценка реализуемости захода на посадку с облетом препятствий или без. Данная процедура м. б. использована для формирования системы подсказок и рекомендаций экипажу, что позволит значительно расширить интеллектуальные возможности бортовых систем и значительно повысить безопасность полета.

2.4.4.40. Самонастраивающаяся система управления углом тангажа для испытательного устройства "LAAS Helicopter Benchmark". Adaptive control of pitch angle for LAAS "Helicopter" benchmark / Andrievsky B. R., Arzelier D., Fradkov A. L., Peaucelle D. // 12 Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, St. Petersburg, 23-25 May, 2005. - St. Petersburg: Elektropribor., 2005. - С. 33-39. - Библ. 20.

Разработаны и экспериментально испытаны 2 закона управления самонастраивающейся системы для управления углом тангажа лабораторного устройства "Helicopter Benchmark" с использованием концепции "модели подразумеваемого ориентира". Экспериментальные результаты показали высокие характеристики закрытой замкнутой системы и робастность предложенных законов управления с учётом неопределённости параметров и немоделируемой динамики установки.

2.4.4.41. Системы наведения и обеспечения ситуационной осведомлённости, базирующиеся на видеосистемах, для беспилотных ЛА. Vision-based guidance and awareness for autonomous UAV / Wagter C. De, Mulder J. A. // 12 Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, St. Petersburg, 23-25 May, 2005. - St. Petersburg: Elektropribor, 2005. - С. 25-32. - Библ. 20.

Рассмотрены возможности использования "изображения на видеокамере" в дополнение к инерциальным системам и системам позиционирования в качестве источника информации для наведения и ситуационной осведомлённости беспилотных ЛА. Полностью стабилизированный с помощью GPS и инерциального блока управления беспилотный вертолёт оборудован видеокамерой, прикреплённого к устройству изменения наклона. Комбинирование данных GPS, инерциального блока управления и магнитометра с информацией, вычитанной из последовательности цифровых изображений, значительно увеличивает ситуационную осведомлённость беспилотных ЛА. Подход распознавания образов используется для преодоления неопределённости, свойственного видео изображениям, и для формирования робастной системы.

2.4.4.42. Вопросы построения адаптивных бортовых управляющих вычислительных комплексов / Антимиров В.М., Ачкасов В. Н. // Сист. упр. и инф. технол. – 2005. - № 4. - С. 5-8. - Библ. 2.

Рассматриваются вопросы оптим. распределения вычислительных ресурсов в многомашинном бортовом управляющем вычислительном комплексе, решающем несколько задач различной важности. При распределении предлагается использовать метод динамического программирования, а в качестве критерия оптимальности — функцию техн. эффективности, учитывающую важность задач и надёжность аппаратуры.

2.4.4.43. Контроллер для применения в системе управления атмосферного летательного аппарата / Shi Zhongke // Xi-bei gongue daxue xuebao=J. Northwt Polytechn. Univ. - 2005. - 23, № 1. - С. 32-35. - Библ. 7.

Северозападным политехн. университетом (Китай) разработан робастный контроллер для применения в системе с явлениями насыщения нелинейного характера. Используются принципы оптим. H_2 и H_∞ -управления. Устройство применено в составе системы управления атмосферного летательного аппарата.

2.4.4.44. Система коррекции траектории баллистической ракеты / Zhang Cheng, Yang Shu-xing, Wang Sheng // Beijing ligong daxue xuebao=Trans. Beijing Inst. Technol. - 2005. - 25, № 7. - С. 565-569, 6; 1. - Библ. 9.

Технологическим институтом (Китай) разработана система коррекции траектории баллистической ракеты дальнего радиуса действия. Бортовой аппаратный комплекс использует систему инерциальной навигации с элементами подвесной конструкции. Выявлен характер вариаций суммарной погрешности системы инерциальной навигации на протяжении периода движения ракеты в 100 с. Погрешность системы навигации на начальном участке траектории на 70% была обусловлена погрешностью системы управления ракеты.

2.4.4.45. Нейросетевое управление автоматическим снижением транспортного вертолета при непрерывном наблюдении посадочных ориентиров / Лебедев Г. Н., Выонг Ань Чунг // Авиакосм. приборостр. – 2006. - № 2. - С. 36-41, 64. - Библ. 4.

Рассмотрена задача выбора траектории снижения вертолета, обеспечивающей непрерывный контроль посадочного места с помощью бортовой телевизионной камеры. Предложена нейросетевая реализация управления автоматом перекося и изменения угла общего шага винта вертолета.

2.4.4.46. Система управления лётной зоной с ограниченным доступом с использованием РЛС и лазерных устройств. System for administering a restricted flight zone using radar and lasers: Пат. 6906659 США, МПК⁷ G 01 S 13/86, G 01 S 13/88 / Ramstack Tom; (США). - № 10/741373; Заявл. 19.12.2003; Опубл. 14.06.2005; НПК 342/54.

Предлагается система управления лётной зоной с ограниченным доступом с использованием РЛС и лазерных устройств для обнаружения, сопровождения и уничтожения ЛА, вошедшего в зону полётов с ограниченным доступом без получения разрешения или находящегося в опасной близости к защищаемому наземному району. Система содержит опорную часть для размещения близко к поверхности земли в центре защищаемой зоны; устройства обнаружения и перехвата, установленные на опорной части для обнаружения ЛА в зоне с ограниченным доступом и устройства управления, служащие для управления средствами обнаружения и перехвата.

2.4.4.47. Разработка комплексной системы управления полётом и средствами вооружений / Gong Hua-jun, Jin Xian-

kun, Yang Yi-dong // Nanjing hangkong hangtian daxue xuebao=J. Nanjing Univ. Aeron. and Astronaut. - 2003. - 35, № 4. - С. 374-377. - Библ. 7.

Динамическая модель атмосферного летательного аппарата применена в процессе разработки комплексной системы управления полётом и системами вооружений самолёта военной авиации. Тестирование системы выполнено во время полета по кольцевому маршруту ($R=1500$ м). Линейная скорость движения летательного аппарата 200 м/с. Погрешность управления системами вооружений $+ -0,348^\circ$.

2.4.4.48. Нелинейный, дискретный, рекон-фигурируемый закон управления, использующий нейронную сеть. Nonlinear discrete-time reconfigurable flight control law using neural networks / Shin Dong-Ho, Kim Youdan // IEEE Trans. Contr. Syst. Technol. - 2006. - 14, №3. - С. 408-422. - Библ. 29.

Целью проектируемого регулятора является сохранение желаемых траекторных значений углов атаки, скольжения и разворота в случае повреждений контрольных поверхностей и аэродинамических неопределённостей. Разработанный регулятор является адаптивным, дискретным, для его вывода применяется метод обратных шагов и линеаризация О. С. Применяется многослойная нейронная сеть, обеспечивающая работоспособность системы в случае повреждений. Сеть обучается рекурсивными правилами уточнения весов. Приводятся результаты анализа устойчивости.

2.4.4.49. Разработка нейроконтроллера для системы управления летательного аппарата. Adaptive back-stepping neural controller for reconfigurable flight control systems / Pashilkar A. A., Sundararajan N., Saratchandran P // IEEE Trans. Contr. Syst. Technol. - 2006. - 14, № 3. - С. 553-561. - Библ. 14.

Технологическим университетом Наньянь (Сингапур) разработан адаптивный нейроконтроллер для реконфигурируемой системы управления атмосферного летательного аппарата. При построении нейроконтроллера принята архитектура обратного шагового типа. Реализовано эффективное управление при вариациях в аэродинамических характеристиках. Стадии управления посадкой — горизонтальный полёт на высоте 600 м, скорость 83 м/с, снижение под углом — 6° до высоты 300 м, глиссада — 3°

до высоты 12 м, предпосадочное выравнивание (со снижением скорости с 83 до 79 м/с, на участке касания полосы падение скорости с 4 м/с практически до 0).

2.4.4.50. Планирование траектории движения беспилотного летательного аппарата. Evolutionary route planner for unmanned air vehicles / Zheng Changwen, Li Lei, Xu Fanjiang, Sun Fuchun, Ding Mingyue // IEEE Trans. Rob. - 2005. - 21, № 4. - С. 609-620. - Библ. 26.

Университетом Циньхуа (Китай) разработана система планирования в реальном времени траектории движения беспилотного атмосферного летательного аппарата. Система эффективна в условиях непредсказуемых изменений ситуации и учитывает различного рода ограничения, связанные с самим характером выполняемой миссии.

2.4.4.51. Управление тормозными механизмами атмосферного летательного аппарата / Dang Lingping, Li Yuren // Jisuanji celiang yu kongzhi=Comput. Meas. and Contr. - 2006. - 14, № 2. - С. 191-192, 195. - Библ. 6.

Северозападным политехническим университетом (Китай) разработана система управления функционированием тормозных механизмов атмосферного летательного аппарата. Обеспечено ограничение развитие процесса проскальзывания. Система построена на основе процессора типа TMS320LF240. Значение показателя эффективности торможения 92,8%, длительность времени торможения 28,7 с, тормозной путь 651,48 м (при использовании системы ранней разработки 84,3%; 24,5 с, 735,85 м).

2.4.4.52. Управление сбором наряда ракет в компактную группу / Никулин С. А., Ступнев В. Ю. // Изв. ТРТУ. – 2006. - № 6. - С. 263-274. - Библ. 3.

При пуске ракет с самолета, вертолета, корабля, наземной пусковой установки возникает задача сбора последовательно выпущенных противокорабельных крылатых ракет в компактную группу в единый момент времени в заданном районе около цели. Одновременный приход ракет в область цели заставляет ПВО решать задачу распределения целей, определения наряда зенитных ракет для уничтожения группы ракет в условиях дефицита времени, что приводит к усложнению задачи перехвата од-

новременно большого количества нападающих ракет и повышению вероятности поражения защищенной цели.

2.4.4.53. Вопросы структуры и восприятия проекта использования беспилотной авиации Comets. Multiple eyes in the skies / Ollero Anibal, Lacroix Simon, Merino Luis, Gancet Jeremi, Wiklund Johan, Remuss Volker, Veiga Perez Iker, Gutierrez Luis G., Viegas Domingos Xavier, Gonzalez Benitez Miguel Angel, Mallet Anthony, Alami Rachid, Chatila Raja, Hommel Gunter, Colmenero Lechuga F. J., Arrue Begona C., Ferruz Joaquin, Martinez-De Dios Jose Ramiro, Caballero Fernando // IEEE Rob. and Autom. Mag. - 2005. - 12, № 2. - С. 46-57. - Библ. 22.

Распределенные автоматические системы воздушного базирования используются для борьбы с природными и промышленными катастрофами, в операциях поиска и спасения, для наблюдения окружающей среды. Совместные действия нескольких беспилотных ЛА, включающих автономные и телеуправляемые устройства позволяют решать много актуальных задач. Представлена система COMETS, способная объединить разнородные ЛА. Разнородность относится как к типам ЛА (самолеты и вертолеты), так и к их способности бортовой обработки информации от полностью автономных систем до обычных дистанционно управляемых ЛА.

2.4.4.54. Бортовые интеллектуальные системы управления и наведения пилотируемых летательных аппаратов / Федунов Б. Е. // Научная сессия МИФИ - 2006, Москва, 2006: Сборник научных трудов. Т. 3. Интеллектуальные системы и технологии. - М.: Изд-во МИФИ, 2006. - С. 22-23.

Анализируется нынешнее состояние разработок бортовых интеллектуальных систем для боевых пилотируемых летательных аппаратов в разных странах. Приводятся структуры без знаний бортовых оперативно советующих ЭС-типовых ситуаций полета.

2.4.4.55. Интеллектуальные системы пилотируемых летательных аппаратов / Федунов Б. Е. // Инф.-измерит. и управл. системы. - 2006. - 4, № 8. - С. 4-16. - Библ. 29.

Представлена макромодель техн. антропоцентрического объекта, включающая в себя описание внутренней семантической

структуры объекта и формализацию всей совокупности его сенсоров функционирования. Исследованы структуры базы знаний (модели мира и механизмы вывода), применяемые в бортовых оперативно советующих экспертных системах (БОСЭС).

2.4.4.56. Разработка устройства привода для применения в системе управления аэродинамическими элементами. Design of synthetic jet actuator absed on FSMA composite: Докл. [Conference on Smart Structures and Materials 2005 "Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies", San Diego, Calif., 7-9 March, 2005] / Liang Yuanchang, Kuga Yasuo, Taya Minoru // Proc. SPIE. - 2005. – 5762. - С. 179-186. - Библ. 17.

Университетом штата Вашингтон (г. Сиэтл, США) разработано устройство привода (элементы электромагн. действия+диафрагма из композитного материала на основе сплава с запоминанием формы). Устройство применено в системе активного управления потоками в непосредственной близости крыла атмосферного летательного аппарата. Устройство обеспечивает генерацию потока со скоростью 190 м/с при значении частоты напряжения привода 220 Гц.

2.4.4.57. Разработка устройств привода для применения в составе агрегатов летательного аппарата. Post-buckled pre-compressed (PBP) elements: a new class of flight control actuators enhancing high-speed autonomous VTOL MAVs: Докл. [Conference on Smart Structures and Materials 2005 "Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies", San Diego, Calif., 7-9 March, 2005] / Barrett Ron, McMurtry Ross, Vos Roelof, Tiso Paolo, De Breuker Roeland // Proc. SPIE. - 2005. – 5762. - С. 111-122. - Библ. 14.

Технологическим университетом г. Дельфт (Нидерланды) разработаны пьез. устройства привода для систем управления аэродинамическими элементами пилотируемых летательных аппаратов с вертикальным взлётом и посадкой. Продольный размер пьезоэл. элемента биморфного типа 88,9 нм. При значении частоты порядка 15 Гц обеспечено отклонение не менее $+6^\circ$. Энергопотребление устройства понижено до 100 мВт, масса составляет 14 г, величина потребляемого тока 1,4 мА.

2.4.4.58. Разработка системы управления аэродинамическими рулями / Liu Ya, Ni Shou-song // Hangkong xuebao=Acta aeron. et astronaut. sin. - 2004. - 25, № 5. - С. 480-484. - Библ. 7.

Технологическим университетом аэрокосмической отрасли г. Нанкин (Китай) для применения в составе бортового комплекса самолёта истребительной авиации разработана система управления аэродинамическими рулями (минимизированы нарушения управления при аномальных состояниях плоскостей аэродинамических рулей). Применена нейронная сеть с повышенными показателями гибкости (используется асимметричный гауссиан).

2.4.4.59. Исследование интеллектуальных систем управления летательными аппаратами / Фан Кэ, Фанг Фам Суан, Су Ким Дже // Автоматиз. и соврем. технол. – 2006. - № 7. - С. 31-34. - Библ. 4.

Рассмотрены консультативные и управляющие интеллектуальные системы. Предложен перспективный подход к синтезу интеллектуальных систем для современных летательных аппаратов.

2.4.4.60. Интеллектуальная система управления автономным беспилотным летательным аппаратом: Докл. [Все-российская научно-практическая конференция "Перспективные системы и задачи управления", пос. Домбай, Краснодар. край, 13-17 марта, 2006] / Лохин В. М., Манько С. В., Романов М. П., Гарцеев И. Б., Евстигнеев Д. В., Колядин К.С. // Изв. ТРТУ. – 2006. - № 3. - С. 141-143.

Результаты компьютерного моделирования наглядно доказали, что интеллектуальная система управления, построенная на основе методов нечеткой логики, обеспечивает высокий уровень адаптивности, надежности и качества функционирования беспилотных летательных аппаратов в различных режимах, включая: автономную посадку на неподготовленную площадку под контролем бортовой системы техн. зрения; автономный полет вдоль заданной последовательности опорных точек; целенаправленный полет без априорно установленного маршрута с отклонением от заранее известных или вновь обнаруженных областей и зон нежелательного появления; маневрирование на низких высотах с отклонением от возникающих на пути препятствий и т. д.

2.4.4.61. О применении методов интеллектуальной обработки информации и управления в системах планирования применения и подготовки полетных данных: Докл. [Всероссийская научно-практическая конференция "Перспективные системы и задачи управления", пос. Домбай, Краснодар. край, 13-17 марта, 2006] / Сухомлинов Д. В. // Изв. ТРТУ. – 2006. - № 3. - С. 167-173.

Задачи, связанные с распознаванием боевой обстановки, формированием варианта целесообразного продолжения полета по маршруту и преодоления ПВО противника, синтезом исполнительных команд, удовлетворяющих заданным показателям качества и т. д., предполагают многоуровневую организацию системы управления с развитыми интеллектуальными возможностями. Структура интеллектуальной бортовой системы управления должна соответствовать иерархическому принципу построения и включать "стратегический", "тактический" и исполнительный уровни, а также комплекс необходимых измерительно-информационных средств. Стратегическому уровню отвечает интеллектуальная система, которая, анализируя текущую стадию выполнения заданий, совокупность командной и сенсорной информации (поступающей по каналам связи и от бортового комплекса информационно-измерительных средств), обеспечивает решение навигационных задач с вычислением требуемого направления, скорости, и других параметров полета, выполнения необходимых маневров и т. д., а также выдачу команд по управлению комплексом бортовой аппаратуры исходя из особенностей сложившейся ситуации.

2.4.4.62. Сравнение и оценка спецификаций алгоритмов бортового интеллекта самолета-истребителя в типовой боевой ситуации "Дальний воздушный бой (режим 1x1)" / Федун Б. Е., Турповский М. Б. // Инф.-измерит. и управл. системы. - 2006. - 4, № 8. - С. 74-90. - Библ. 8.

Самолет-истребитель относится к сложным техн. антропоцентрическим объектам, каждый из которых представляет собой совокупность бортовых измерительных и исполнительных устройств, объединенных для выполнения расчетных сеансов функционирования системообразующим ядром, главным элементом которого является экипаж. Для успешного выполнения сеанса

функционирования системообразующее ядро постоянно и оперативно назначает текущую цель функционирования и определяет рациональный (или оптимальный) способ ее достижения. Эти задачи в системообразующем ядре решаются бортовыми алгоритмами, реализованными в БЦВМ, и алгоритмами деятельности экипажа. Совокупность этих бортовых алгоритмов, обеспечивающих реализацию намеченного пути достижения оперативно поставленной цели называют алгоритмами бортового интеллекта. Изложен метод сравнения спецификаций и рассмотрено его применение для типовой боевой ситуации "Дальний бой воздушный один на один".

2.4.4.63. Высокоточная система управления движением применительно к роботизированному осаждению микроструктур. A high precision motion control system with application to microscale robotic deposition / Bristow Douglas A., Alleyne Andrew G. // IEEE Trans. Contr. Syst. Technol. - 2006. - 14, № 6. - С. 1008-1020. - Библ. 34.

Рассматриваются новые технологические процессы осаждения микроскопических структур. Представлен алгоритм управления, который сочетает компенсацию нелинейности и подход, позволяющий достигнуть высокоточного слежения за траекторией при помощи стандартной системы управления движением. На систему управления действуют нелинейные возмущения, серьезно влияющие на точность линейных моделей при малых перемещениях. Итеративная система обучения используется в процедуре обратной идентификации для получения точных карт возмущений. Эти карты используются в контроллере для получения линейной системы после подавления нелинейности. Управление системой обучения используется для увеличения точности отслеживания повторяющихся отдельных участков траектории. Комбинированный подход обуславливает чрезвычайно низкий уровень ошибок при отслеживании по контуру и используется для изготовления двух типов периодических участков пути.

2.4.4.64. Миссия робототехнического слежения аэростата за заданной траекторией, основанная на искусственно нейронной сети и искусстве человека-оператора. Robotic airship mission path-following control based on ANN and human operator's skill / Rao Jinjun, Gong Zhenbang, Luo Jun, Jiang Zhen,

Xie Shaorong, Liu Wufa // Trans. Inst. Meas. and Contr. - 2007. - 29, № 1. - С. 5-15.

Рассматривается система управления рысканием аэростата, движущегося по заданной траектории с помощью управления с земли. Управление выполняется оператором и использует нейронную сеть, которая обучается на основании действий оператора. Показана устойчивость и робастность полученной системы.

2.4.4.65. Механизм синтеза цели интеллектуальной системы летательного аппарата / Неусыпин К. А., Фан Кэ, Цибизова Т. Ю. // Автоматиз. и соврем. технол. – 2006. - № 10. - С. 21-24. - Библ. 3.

Рассмотрена интеллектуальная система управления летательным аппаратом 5-го поколения. Предложен способ реализации блока синтеза цели интеллектуальной системы.

2.4.4.66. Проблемы рационального распределения функций и сочетания возможностей естественного и искусственного интеллекта при управлении ЛА / Мельников Н. С., Шевель Т. В. // Проблемы совершенствования робототехнических и интеллектуальных систем летательных аппаратов: Сборник докладов 7 Всероссийской юбилейной научно-технической конференции, Москва. 25-27 мая, 2005. - М.: Моск. авиац. ин-т (гос. техн. ун-т), 2005. - С. 234-238, 412. - Библ. 2.

Исследованы особенности взаимодействия человека и машины при управлении ЛА и показаны возможности, которые открываются благодаря использованию на борту ЛА интеллектуальных систем. В качестве примера рассмотрена задача бездвигательной посадки ЛА, для которой разработана интеллектуальная система "Помощник летчика".

2.4.4.67. Минимизация влияния возмущений в устройствах тестирования систем навигации. Adaptive control approach for periodic rate ripples in inertial guidance test equipment / Xu Guo-zhu, Liu Yue, Zhang Yuan-sheng // Trans. Nanjing Univ. Aeron. and Astron. - 2005. - 22, № 2. - С. 155-159. - Библ. 5.

Технологическим университетом в эрокосмической отрасли (Китай) разработаны меры по минимизации влияния возмущений при выполнении тестирования систем инерциального наве-

дения. Задача решена на основе использования технологий адаптивного управления. Имейшую место ранее деградацию параметров (пульсация с амплитудой от $-0,3$ до $0,3$ В) удалось ограничить до уровня порядка $-0,05 \sim 0,05$ В.

2.4.4.68. Методы и средства построения элементов мобильной частотно-фазовой системы посадки летательных аппаратов в базе ПЛИС: Автореф. дис. на соиск. уч. степ. канд. техн. наук / Саси Саед Ахмед / Казан. гос. техн. ун-т. - Казань, 2006. - 19 с. - Библ. 13.

На основе сравнительного анализа существующих систем посадки летательных аппаратов (ЛА) обоснована актуальность создания наземно-бортового комплекса мобильного и оперативного развертывания посадки. Разработана мат. модель определения местоположения ЛА относительно взлетно-посадочной полосы. Предложен метод измерения фазы сложных радиосигналов, обеспечивающий высокую точность, и позволяющий решить проблему неоднозначности фазы. Предложена и разработана структурная модель наземно-бортового комплекса, реализованного на современных ПЛИС. Получены оценки сложности реализации в базе ПЛИС/FPGA алгоритмов цифровых фильтров, управляемого синтезатора частоты, каскадного интегрально-комбинированного фильтра и вычисления фаз.

2.4.4.69. Оптимизация системы управления движением воздушных судов. The future oceanic ATC environment: analysis of mixed communication, navigation, and surveillance equipment / Forest Laura Major, Hansman R. John // Air Traff. Contr. Quart. - 2006. - 14, № 2. - С. 117-138. - Библ. 22.

Массачусетским технологическим институтом (США) предложен вариант построения систем управления движением воздушных судов (в составе систем применены орбитальные аппараты). Предложен подход к оптимизации показателя затратности систем при одновременном обслуживании множественных воздушных судов во время полёта над океаном.

2.4.4.70. О мониторинге эргатической системы управления / Скубилин М. Д., Письменов А. В. // Телекоммуникации. - 2007. - № 7. - С. 31-35. - Библ. 6.

Предложена система для сбора, оценки, анализа и регистрации информации о текущем состоянии объекта с человеком-

оператором в контуре управления, в частности полетной ситуации на борту летательного аппарата и в наземных пунктах управления воздушным движением.

2.4.4.71. Исследование системы позиционного слежения, базируемой на ОС от скоростного гироскопа / Xia En-song, Wang Yan-dong // Jiangnan daxue xuebao. Ziran kexue ban=J. South. Yangtze Univ. Nat. Sci. Ed. - 2006. - 5, №4. - С. 444-451, 471.

С учетом практического применения барбеттной следящей системы в некоторых военных вертолетах обсуждается модель сервосистемы перемен. напряжения, а также тестирование и моделирование скоростного гироскопа, изготовленного на основе микротехнологии. Рассматривается качество функционирования следящей системы, использующей двигатель с кодирующим устройством и гироскоп в контуре ОС. Результаты показали, что с помощью этих узлов достигнуто явное улучшение системы в смысле ее стабильности и антивозмущений на выходе.

2.4.4.72. Регулирование навигационной системы / Yang Bo, Ни Ping-hua, Jing Jun // Zhongguo guanxing jishu xuebao=J. Chin Inertial Technol. - 2007. - 15, № 2. - С. 151-154.

Регулирование положения элементов навигационной системы боевой ракеты обеспечено на протяжении длительность полёта. Точность регулирования удовлетворяет требованиям по уровню $1'$; по азимуту $6'$; по величине дрейфа платформы $0,02$ ($^{\circ}/ч$, длительность периода регулирования 15 мин).

2.4.4.73. Синтез сигналов управления летательным аппаратом на основе методов идентификации / Гребнев О. Н., Корсун О. Н. // Инф.-измерит. и управл. системы. - 2008. - 6, № 2. – С.24-29. - Библ. 5.

Предложен подход к синтезу управляющего сигнала, основанный на методах идентификации. Приведены результаты исследований на мат. модели короткопериодического продольного движения летательного аппарата с дистанционной системой управления. Рассмотрены различные задачи синтеза управляющего сигнала: аппроксимация с использованием полиномов Чебышева; степенных полиномов; эрмитовых сплайнов третьего порядка. Полученные результаты подтверждают работоспособность предложенного подхода.

2.4.4.74. Разработка контроллера для сервосистем атмосферного летательного аппарата / Zang Wen-li, Wang Yuan-gang, Guo Zhi, Wang Yan-xia // Konyzhi lilun yu ying-guonг=Contr. Theory and Appl. - 2006. - 23, № 6. - С. 967-970, 975.

80% от общего числа систем управления в отрасли воздушного транспорта построены на основе ПИД-контроллеров. Определен набор индексов для применения в процессе разработки контроллера для сервосистем летательного аппарата (представление индексов на основе матричных неравенств билинейного типа). Построенная по типу замкнутого контура система ПИД-управления должна удовлетворять значениям определённых на стадии разработки индексов

2.4.4.75. Синтез оптимального ансамбля нейроконтроллеров для многорежимного летательного аппарата / Брусов В. С., Тюменцев Ю. В. (МАИ) // Вестн. Моск. авиац. ин-та. - 2006. - 13, № 2. - С. 67-78. – Библ. 18 с.

Рассматривается возможность использования искусственных нейронных сетей для решения ряда задач, связанных с управлением движением самолетов, которые трактуются при этом как многорежимные динамические системы (МДС). Для случая существенно многорежимных систем предлагается использовать подход, основанный на ансамблях нейроконтроллеров (АНК). В рамках реализации данного подхода вначале строится модель управляемой МДС, затем вводится нейроконтроллер для однорежимной системы и формируется критерий эффективности для него. На основе этого вводится понятие АНК и осуществляется формирование критерия оптимальности для него, учитывающего специфику МДС. Выделяются три характерные задачи оптимизации АНК для МДС. Основные особенности предлагаемого подхода иллюстрируются на примере синтеза АНК для простой МДС.

2.4.4.76. Интеллектуализированное управление самонаведением / Пупков К. А. // Вестн. МГТУ. Сер. Приборостр. – 2008. - № 2. - С. 26-39, 128. - Библ. 7.

Рассмотрена задача интеллектуализации процесса самонаведения ЛА на маневрирующий объект в условиях сложного воздействия окружающей среды. Показано, что при традиционном

решении задачи синтеза оптимального управления при синусоидальном маневре объекта имеет место бимодальная плотность вероятности промаха. Разработан метод самонаведения, основанный на прогнозе движения объекта и модифицированном скалярном оценивании состояния ЛА, обеспечивающий нормальную плотность вероятности промаха и приемлемую точность наведения. Метод эффективен и при других видах маневра объекта матрицы.

2.4.4.77. Комбинирование нечеткого и традиционного управления в робастных системах стабилизации полета / Туник А. А., Туам М. А. // 14 Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам, Санкт-Петербург, 28-30 мая. 2007: Сборник материалов. – СПб.: ЦНИИ "Электроприбор", 2007. - С. 240-250. - Библ. 11.

Рассматривается адаптивный робастный автопилот с комбинированной структурой. Эта структура использует "четкую" обратную связь с обычными вычислениями и нечеткий регулятор с вычислениями на основе использования нечеткой логики (мягкие вычисления). Структура "четкого" прототипа автопилота проектируется на основе оптимизации критерия H_2/H_∞ для обеспечения компромисса между требованиями робастности и качества управления. Для выбора нечеткой части в системе управления применяется теория чувствительности. Проектируемый нечеткий регулятор имеет способность обучаться от эталонной модели для того, чтобы регулировать ее параметры. Эффективность предложенного метода показана на примере продольного канала автопилота малого беспилотного летательного аппарата.

2.4.4.78. Функциональная схема реализации тезаурусного управления АБК / Терсков В. Г., Огольцов И. И. // Проблемы совершенствования робототехнических и интеллектуальных систем летательных аппаратов: Сб. докл. 6 Всерос. науч.-техн. конф., Москва, 21-23 мая, 2002. - М.: Изд-во МАИ, 2002. - С. 299-303, 337, 338. - Библ. 4.

Описывается система управления сложным техн. объектом с помощью тезауруса. Предложена функциональная схема тезаурусного управления, показано назначение всех ее основных устройств и важнейшие связи между ними. Систему тезаурусного

управления предлагается использовать для системы управления авиационным бортовым комплексом.

2.4.4.79. Системогенез интеллектуальных систем / Пупков К. А., Неусыпин К. А. // Автоматиз. и соврем. технол. – 2003. - № 1. - С. 30-34. - Библ. 6.

Представлена классификация и исследованы основные фазы развития интеллектуальных систем управления. Особенности функционирования интеллектуальных систем в каждой фазе рассмотрены на примере интеллектуальной системы управления возвращающегося в атмосферу беспилотного летательного аппарата. Исследуемая интеллектуальная система синтезирована с использованием теории функциональных систем П. К. Анохина и метода самоорганизации.

2.4.4.80. Бортовые оперативно-советующие экспертные системы типовых ситуаций и семантический облик их баз знаний: Докл. [Международная научно-техническая конференция "Интеллектуальные САПР", Таганрог, 2003] / Федунцов Б. Е. // Изв. ТРТУ. – 2003. - № 2. - С. 5-12. - Библ. 17.

Излагаются вопросы разработки для антропоцентрических объектов бортовых оперативно советующих ЭС типовых ситуаций, алгоритмов и их функционирования. Описаны особенности таких систем, структуры баз знаний, механизмы вывода (перечислены типы механизмов вывода). Решается задача применительно к летательным аппаратам.

2.4.4.81. Система управления полетами для авиационных роботов: алгоритмы и эксперименты. A flight control system for aerial robots: algorithms and experiments / Kim H. J., Shim D. H. // Contr. Eng. Pract. - 2003. - 11, № 12. - С. 1389-1400.

Описывается иерархическая роботизированная система управления полетом автоматического воздушного транспорта. Предлагаемая система исполняет некоторую высокоуровневую задачу, реализуя ее в последовательности команд на машинном уровне. Полученная от большого числа датчиков информация возвращается на более высокий уровень управления для реактивного принятия решений. Управление воздушным транспортом осуществляется системой мультиагентов через стандартизованный протокол беспроводной связи. Предложенная система

была успешно реализована применительно к нескольким малым вертолетам и исследована при решении различных задач. Полученные результаты подтверждают высокий потенциал применения авиационных роботов.

2.4.4.82. Метод оценки спецификаций алгоритмов бортового интеллекта самолета-истребителя для типовой боевой ситуации "дальний воздушный бой пар самолетов". Ч. 2. Дерево развития боя. Оценка исходов / Ткаченко А. П., Федун Б. Е. // Мехатрон., автоматиз., упр. – 2003. - № 8. - С. 38-46. - Библ. 4.

Для начальных этапов проектирования системы бортовых алгоритмов (разработка спецификаций) предлагается метод оценки эффективности в типовой боевой ситуации разработанных для нее спецификаций БЦВМ-алгоритмов и алгоритмов деятельности экипажа (алгоритмов бортового интеллекта), основанный на методологии построения имитационной мат. модели боя (МММ), методике построения с помощью ИММ марковской цепи значимых событий (дерева развития (ДР) боя) и методике оценки по ДР исходов боя.

2.4.4.83. Моделирование методом Монте-Карло динамики сложных физических процессов на основе суперкомпьютерных технологий / Нечаев Ю. И., Слесаревский В. С. // Искусств. интеллект. – 2003. - № 3. - С. 457-464.

Рассматривается подход к построению алгоритма оценки нелинейных динамических характеристик объекта при помощи метода Монте-Карло. Анализ проведен с учетом экстремальной ситуации, связанной с потерей стабильности колебательного движения динамического объекта в условиях интенсивных внешних неблагоприятных воздействий. Техническое обеспечение метода выполняется на базе мультипроцессорных вычислительных систем. Результаты исследований используются в работе интеллектуальных систем безопасности навигации.

2.4.4.84. Оптимизация международно распределенной воздушно-наземной авиационной телекоммуникационной системы. Optimization of an international distributed air-ground airline telecommunication system / Sanso B., Kreidi A. // Comput. and Oper. Res. - 2003. - 30, № 2. - С. 253-277. - Библ. 27.

Задача синтеза международной системы управления полетами формализуется в виде частично целочисленной задачи с нелинейными ограничениями. Исследуются свойства этой задачи. В основе метода решения лежит подход из работы : Lawler E. L, Bell M. D. // *Microelectron. and Reliab.* — 1966. — 30. — С. 285-294). Приведен пример решения задачи, основанной на реальном материале.

2.4.4.85. Системы управления. Model predictive control: a new paradigm for automatic control / Maciejowski Jan // Aircraft Eng. and Aerosp. Technol. - 2003. - 75, № 2. - С. 171-175. - Библ. 7.

Описаны особенности систем управления с обратной связью от модели с предсказанием.

2.4.4.86. Управление с помощью рекуррентной нечеткой нейронной сети с учителем для вибраций крыльев и тонкие крылья "Дельта". Supervisory recurrent fuzzy neural network control of wing rock for slender delta wings / Lin Chih-Min, Hsu Chun-Fei // IEEE Trans. Fuzzy Syst. - 2004. - 12, № 5. - С. 733-742. - Библ. 25.

Разработана нейросетевая система для управления ВЧ осцилляциями крыльев при больших углах атаки. Трудность задачи связана с крайней нелинейностью явления. Нейронная сеть является нечеткой и многослойной рекуррентной; ее обучение на прецедентах производится с учителем на основе градиентного спуска. Проведен анализ устойчивости по Ляпунову. Реализованы возможности модификации параметров в реальном времени. Представлены результаты сравнения новой системы с методами скользящего контроля. Подробно рассмотрена конкретная конструкция крыльев.

2.4.4.87. Бортовые оперативно-советующие экспертные системы и семантический облик их базы знаний / Федунев Б.Е. // 1 Всероссийская научно-техническая конференция с международным участием "Мехатроника. Автоматизация. Управление", Владимир, 28-30 июня, 2004'. Труды. - М.: Нов. технол., 2004. - С. 346.

Дана краткая классификация интеллектуальных систем, обеспечивающих функционирование современных самолетов.

2.4.4.88. Нелинейные комбинированные системы управления движением: Автореф. дис. на соиск. уч. степ. докт. техн. наук / Андриевский Б. Р. / Ин-т пробл. машиновед. РАН. - Санкт-Петербург, 2004. - 49 с. - Библ. 39.

Развиты методы скоростного градиента для синтеза нелинейных комбинированных законов управления. Разработаны методы синтеза таких адаптивных систем с неявной моделью управления. Излагаются методы шунтирования для построения адаптивных систем по выходу объекта. Проведено исследование комбинированных адаптивных регуляторов, сочетающих сигнално-параметрическую адаптацию, идентификацию на скользких режимах и шунтирование. Разработаны робастные алгоритмы управления по выходу объекта на основе методов шунтирования и неявной эталонной модели. Приведены алгоритмы управления возбуждением и синхронизацией колебаний в цепочках нелинейных осцилляторов. Разработаны методы адаптивной синхронизации хаотических систем. Описано методическое и программное обеспечение для автоматизированного проектирования адаптивных систем управления. Разработанные методы и алгоритмы использованы для решения задач управления летательными аппаратами.

2.4.4.89. Синтез закона управления ракеты с программным изменением коэф. усиления на базе H_∞ -метода при линейной вариации параметров и кусочно-непрерывно дифференцируемых параметрических функциях Ляпунова. Synthesis of missile gain-scheduled autopilots using an H_∞ -LPV technique with piecewise continuously differentiable parameter-dependent Lyapunov functions / Pellanda P. C., Simoes A. M., Apkarian P., Alazard D. (Electrical Engineering Department, Military Institute of Engineering-Brazil) // Nonlinear Stud. - 2004. - 11, № 2. - С. 243-276. - Библ. 39.

Проведен пересмотр структуры автопилота для управления ракетой (РС) по оси тангажа на основе классических результатов в области законов управления при линейной вариации параметров. Рассматривалась нелинейная модель ракеты с резко нелинейной зависимостью от программных параметров, для которой применение классических методов, сочетающих конечные элементы с линейной вариацией параметров, затруднено или неэф-

фektivно. Ставилась цель конструирования автопилотов с программным изменением коэф. усиления на базе N_{∞} -метода при линейной вариации параметров и кусочно-непрерывно дифференцируемых параметрических функциях Ляпунова. Для этой цели предложена итерационная реализуемая на компьютере процедура, обеспечивающая требуемый уровень рабочих характеристик автопилота в широком диапазоне полетных условий. Полученные характеристики сравниваются с результатами применения других методов.

2.4.4.90. Бортовые оперативно советующие экспертные системы самолетов истребителей / Федун Б. Е. // Сборник докладов 18 Научно-технической конференции НИИ приборостроения им. В. В. Тихомирова, Жуковский, 2005. - Жуковский: Изд-во НИИ Приборостр. им. В. В. Тихомирова, 2005. - С. 347-351. - Библ. 11.

При создании самолетов истребителей нового поколения разработчики перешли от алгоритмизации отдельных элементов полета к алгоритмизации типовых боевых ситуаций (ТБС) с целью повышения качества решения задач текущей ТБС и интеллектуальной помощи экипажу. Это потребовало от разработчиков бортового алгоритмического и индикационного обеспечения (АиИО) постоянно держать в поле зрения всю совокупность полетов, совершаемых для выполнения различных генеральных задач боевого вылета группы самолетов (отдельного самолета). Используемые при проектировании традиционные модели авиационного комплекса (АК) уже не обеспечивали необходимой системности при проектировании АиИО. Возникла необходимость перехода к новой модели АК, которая описывается в статье.

2.4.4.91. Бортовая оперативно советующая экспертная система "противоракетный маневр" / Демкин М. А., Федун Б. Е., Шарбаров А. Д. // Сборник докладов 18 Научно-технической конференции НИИ приборостроения им. В. В. Тихомирова, Жуковский, 2005. - Жуковский: Изд-во НИИ Приборостр. им. В. В. Тихомирова, 2005. - С. 351-362. - Библ. 12.

Одной из главных отличительных особенностей самолетов истребителей нового поколения является наличие на борту раз-

личных интеллектуальных систем (ИС). Среди них выделяются ИС непосредственной поддержки летчика — бортовые оперативно советующие ЭС. Рассматриваются функции и задачи ЭС "Противоракетный маневр".

2.4.4.92. Нейросети в задаче траекторного управления динамическим объектом / Мишулина О. А., Трофимов А. Г., Федунов Б. Е., Демкин М. А. // Авиакосм. приборостр.. - 2007. - № 1. - С. 31-37. - Библ. 7.

Рассматривается задача траекторного управления самолетом, который совершает оборонительный маневр от атакующей его ракеты. Для аппроксимации линий переключения управления в режиме оптим. вертикального маневра самолета применяется нейросетевой подход. Предлагаются архитектуры нейросетей для решения задачи и обсуждаются результаты компьютерного моделирования.

2.4.4.93. Метод построения комбинированного QFT/ μ регулятора и его применение в управлении самолетами / Lü En-hai, Zhao Chang-an // Nanjing ligong daxue xuebao. Ziran kexue ban=J. Nanjing Univ. Sci. Technol Natur. Sci. - 2006. - 30, № 3. - С. 296-301. - Библ. 9.

Приведено описание разработанного комбинированного регулятора, основанного на объединении колич. теории ОС с μ -методом. На 1-м этапе строится μ -регулятор. Если не удастся добиться нужного качества управления, строится необходимая ОС. Приведен пример практического применения предлагаемого подхода в управлении самолетами. Представлены результаты, полученные в ходе проведенных эксперим. исследований, доказывающие, что разработанный регулятор обеспечивает высокую точность и робастность.

2.4.4.94. Управление аэродвигателем с помощью линейно-квадратичного регулятора на основе нечетких нейронных сетей. Aeroengine LQR control based on fuzzy-neural networks / Liu Jian-xun, Li Ying-hong, Chen Yong-gang, Wang Cheng // Hangkong dongli xuebao=J. Aerospace Power. - 2004. - 19, № 6. - С. 838-843. - Библ. 9.

Описаны: рассматриваемая задача управления; структура аэродвигателя; структура нечеткой нейронной сети для определения параметров регулятора; измеряемые параметры; используе-

мые методы измерения; метод обучения нейронной сети; результаты проведенного имитационного моделирования.

2.4.4.95. Управление и решения в группе беспилотных летательных аппаратов с использованием эффективных совместных оценок. UAV team decision and control using efficient collaborative estimation / Shima Tal, Rasmussen Steven J., Chandler Phillip // Trans. ASME. J. Dyn. Syst., Meas., and Contr. - 2007. - 129, № 5. - С. 609-619. - Библ. 40.

Предлагается и исследуется новая архитектура оценивания и принятия решений в группе агентов, взаимодействующих при наличии нарушений в передаче сообщений. В частности, обсуждается применение этой архитектуры к сценариям, когда группа беспилотных летательных аппаратов кооперативно выполняет в условиях дефектной связи несколько задач применительно к многим наземным объектам. Описываются процедуры предложенной архитектуры, включая алгоритмы принятия решений, централизованно исполняемые каждым летательным аппаратом, информационные фильтры, алгоритмы совместного оценивания и коррекции состояний и пр.

2.4.4.96. Адаптивный нечеткий отказоустойчивый регулятор для автоматической посадки самолета при отказах. Adaptive fuzzy fault-tolerant controller for aircraft autoland under failures / Rong Hai-Jun, Sundararajan N, Saratchandran P., Huang Guang-Bin // IEEE Trans. Aerosp. and Electron. Syst. - 2007. - 43, № 4. - С. 1586-1603. - Библ. 14.

Предлагается и исследуется стратегия адаптивного нечеткого управления для решения проблемы автоматической посадки самолета при заклинивании управляющих поверхностей и сильном ветре. Стратегия базируется на динамической нечеткой системе, названной "система последовательных адаптивных нечетких выводов" (SAFIS), которая введена в существующий регулятор BTFC ("регулятор слежения за эталонной траекторией"). Кроме того, SAFIS содержит нечеткую систему онлайн-обучения, в которую добавляются или из которой удаляются правила в соответствии с входными данными. Рассматриваются результаты моделирования.

2.4.4.97. Адаптивное гибридное управление с рекуррентной нечеткой нейронной сетью для линеаризованных много-

мерных систем. Recurrent fuzzy; network adaptive hybrid control for linearized multivariable systems / Lin C. M., Chen C. H., Lee Y. F. // J. Intell. and Fuzzy Syst. - 2006. - 17, № 5. - С. 479-491.

Гибридная система управления состоит из замкнутого регулятора и адаптивного регулятора с рекуррентной нейронечеткой сетью. Замкнутый регулятор стабилизирует номинальную систему, а адаптивный позволяет учитывать влияние неопределённостей системы. Закон адаптации основан на функции Ляпунова, система применяется к управлению самолётом F-16.

2.4.4.98. 07.05-81.227. Бортовая оперативно советующая экспертная система типовой боевой ситуации "Ввод группы в воздушный бой" / Федунев Б. Е., Киреев В. В., Хорькина Н.Н. // Инф.-измерит. и управл. системы. - 2006. - 4, № 8. - С. 91-99. - Библ. 5.

Приведена семантическая структура базы знаний бортовой оперативно советующей ЭС, в которой используются механизмы вывода: продукционные правила, вывод по прецеденту, многокритериальный выбор.

2.4.4.99. Бортовые системы управления боевыми режимами современных и перспективных самолетов. Кн. 1. (Аналитический обзор по материалам зарубежных информационных источников). / Под общ. ред. Е.А.Федосова; Сост. В.Ф.Грибков; Гос. науч. центр Рос. федер. гос. науч.-исслед. ин-т авиац. систем (ФГУП «ГосНИИАС»). Науч.-информ. центр. - Москва, 2009. – 172 с. - (Б-ка ИПУ. 623 Б 83).

Обзор посвящен вопросам создания бортовых систем управления боевыми режимами современных и перспективных самолетов. Отмечается важность организации централизованно-сетевой системы, являющейся основой коллективного обмена информацией и передачи командных сообщений при проведении боевых воздушных операций. Дан анализ характеристик и технологий создания основных бортовых радиоэлектронных средств, осуществляющих сбор и обработку информации о противнике и внешней обстановке с последующей передачей ее на системы управления боевыми режимами.

2.4.4.100. Нейрокомпьютеры в авиации (самолеты) / Баранов С.Н., Власов С.С., Васильев В.И., Галушкин А.И. и др.;

Под ред. В. И. Васильева, Б. Г. Ильясова, С. Т. Кусимова. Кн. 14: Учеб. пособие для вузов. - М.: Радиотехника, 2003. - 496 с. - (Науч. серия "Нейрокомпьютеры и их применение". / Ред. А. И. Галушкин). - (Б-ка ИПУ.)

Исследованы возможности применения нейронных сетей в задачах управления летательными аппаратами; построения отказоустойчивых систем управления, контроля и диагностики их силовых установок; идентификации аэродинамических параметров; построения интеллектуальных систем отображения информации и управления воздушным движением. В книге много расчетных примеров.

2.4.4.101. Афанасьев В. Н. Динамические системы управления с неполной информацией: Алгоритмическое конструирование. — М.: КомКнига, 2007. — 216 с. — (Б-ка ИПУ. 621.52/1.1 А 94).

Книга посвящена систематическому изложению методов математического конструирования систем управления с неполной информацией. Применение аналитических методов конструирования для систем управления с неполной информацией не дает реализуемых решений. Возникает необходимость развития таких методов, которые не требовали бы детального знания всего пространства состояния системы и ее взаимодействия со средой, а базировались только на анализе ее входных воздействий и внешнего поведения. При этом система должна быть организована таким образом, чтобы, используя текущую информацию, по мере уменьшения априорной неопределенности, улучшать функционирование системы в смысле назначенного функционала качества. Другими словами, проблема заключается в построении системы, способной себя оптимизировать по мере накопления и обработки информации о поставленной задаче в изменяющейся среде. Реализуемые решения можно получить с помощью специальных алгоритмических процедур. Термин «алгоритмическое конструирование» был введен академиком Борисом Николаевичем Петровым (1913-1980). Книга представляет интерес для специалистов в области управления нестационарными системами различного назначения. Она доступна студентам старших курсов и аспирантам соответствующих специальностей.

2.5. Алгоритмы функционирования систем

2.5.1. Алгоритмы стабилизации аэродинамических объектов

2.5.1.1. Один алгоритм параметрической оптимизации структуры автопилота / Окоемов Б. Н., Петров В. М., Потапцев И. С., Фомин А. О. // Вестн. МГТУ. Сер. Приборостр. – 2003. - № 2. - С. 64-67, 126.

Предложен один из возможных алгоритмов параметрической оптимизации структуры автопилота, основанный непосредственно на задании качества переходной функции системы самолет - автопилот. Рассмотрен пример использования этого алгоритма.

2.5.1.2. Исследование алгоритмов коррекции некоммутативных ошибок в лазерной бесплатформенной инерциальной навигационной системе / Xiong Zhi, Liu Jianye, Wang Yanping // Dongnan daxue xuebao. Ziran kexue ban=J. Southeast Univ. Natur. Sci. Ed. // 2003. – 33. - №4. - С. 419-423. - Библ. 6.

Представляется принцип некоммутативных ошибок, который встречается в алгоритмах обновления ориентированного положения и скорости в лазерной бесплатформенной инерциальной навигационной системе. Детально анализируется причина появления указанных ошибок в алгоритме обновления скорости. Предложен ряд алгоритмов с однократно стробируемым вектором поворота для уменьшения этих ошибок и разработан алгоритм коррекции ошибок, ориентированный на положение и скорость. Экспериментально установлено, что ошибки в системе положения уменьшаются вдвое от начальной величины, тем самым подтверждена справедливость алгоритма коррекции погрешностей.

2.5.1.3. Стабилизация полета и подавление внешних возмущений с неопределенностью статической и динамической обратной связью по выходу: Докл. [13 Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам, Санкт-Петербург, 29—31

мая, 2006] / Ларин В. Б., Туник А. А. // **Гироскопия и навигация.** – 2006. - № 3. - С. 85.

Рассмотрены задачи подавления внешних возмущений в системе стабилизации полета с помощью статической и динамической обратной связи, когда имеют место: неопределенность спектра возмущения, неполные измерения вектора состояния и ограничения на норму матрицы коэффициентов усиления регулятора. Эти задачи решаются с помощью: метода линейных матричных неравенств, обратной ЛК-задачи и выпуклого программирования. Определение динамической обратной связи включает синтез наблюдателя состояния при неполных измерениях. Эффективность предлагаемых алгоритмов иллюстрируется на примере синтеза системы улучшения устойчивости вертолета в режиме висения, которая использует статическую и динамическую обратную связь по выходу.

2.5.1.4. Применение метода случайного поиска в задаче модельного формирования динамических свойств системы "ракета-носитель - автомат стабилизации" / Давыдов И. Е. // Вестн. СГАУ. – 2007. - № 1. - С. 31-36.

Рассмотрен алгоритм работы модифицированного метода случайного поиска. Приведен численный пример.

2.5.2. Алгоритмы управления аэродинамическими объектами

2.5.2.1. Идентификация траектории и управление движением малого аэрокосмического аппарата. The sub-orbital re-entry test of the CIRA's USV program: phase a trajectory optimization and control / Tancredi U., Verde L., Filippone E. // Proceedings of the 5 ESA International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems, Frascati, 22-25 Oct., 2002. - Noordwijk: ESTEC, 2003. - С. 189-192. - (ESA SP. ISSN 0379-6566. N 516). - Библ. 8.

Университетом г. Неаполь (Италия) разработаны вопросы идентификации траектории и управления для малого аэрокосмического аппарата с несущими плоскостями при входе в атмосферу по завершении суборбитальной стадии полета (беспилотный

аппарат разработан Национальным центром аэрокосмических исследований). Управление по траектории преследовало цели минимизации тепловой нагрузки и поиск оптим. решений с т. з. динамики полета. Определены гранично-допустимые значения режимов полета для встречающихся в практике условий. С применением компьютерного моделирования изучены особенности режимов полета в нормальных условиях и при наличии атмосферных возмущений.

2.5.2.2. Алгоритм построения оптимального программного управления транспортным самолетом при заходе на посадку методом интегральных уравнений с операторными ядрами / Кондратьев А. В., Самохвалов А. А., Чайковский М. М. // Новые информационные технологии в системах связи и управления: Материалы 2 Российской научно-технической конференции, Калуга, 9-10 апр., 2003. - Калуга: Изд-во Калуж. ЦНТИ, 2003. - С. 113-115. - Библ. 2.

Рассмотрено решение задачи оптим. управления рулем высоты транспортного самолета с использованием матричных операторов и аппарата мат. программирования.

2.5.2.3. Алгоритмы смешанного управления в задачах наведения летательных аппаратов / Пилишкин В. Н., Толлет Ингмар // 10 Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам, Санкт-Петербург, 26-38 мая, 2003. – СПб.: Изд-во ГНЦ РФ - ЦНИИ "Электронприбор", 2003. - С. 53-54. - Библ. 2.

Рассматриваются вопросы формирования алгоритмов наведения для летательных аппаратов на основе использования систем с интеллектуальными свойствами. Показано, как на основе структурных особенностей данной системы с помощью метода вариации фазовых ограничений осуществляется синтез в реальном времени перестраиваемых алгоритмов.

2.5.2.4. Способ наведения ракеты по движущейся цели. Zero-miss-distance guidance law based on line-of-sight rate measurement only / Gurfil P. // Contr. Eng. Pract. - 2003. - 11, №7. - С. 819-832.

Разработан упрощенный и робастный способ наведения ракеты по движущейся цели (обладающей высокой маневренностью). Нулевая ошибка по дальности достигнута на основе ис-

ключительного использования "скорости изменения положения относительно горизонта". Применен принцип пропорциональной навигации. С использованием методик компьютерного моделирования изучена относительная эффективность способа наведения, обеспечиваемая точность и надёжность в условиях воздействия мешающих факторов. Результаты анализа с применением метода Монте-Карло подтверждают высокие качественные показатели предложенного способа наведения.

2.5.2.5. Разработка и моделирование алгоритма автоматической системы предотвращения столкновений в воздухе / Икеда Ютака, Нгаен Ба Т., Панагос Джон // Гироскопия и навигация. – 2003. - № 4. - С. 85-89. - Библ. 2.

Приведены описание и результаты проверки алгоритма автоматической системы предотвращения столкновений в воздухе, разработанного ВВС США, и его вычислительной части, разработанной шведской компанией Försvaret Materielverk. Функционирование алгоритма проверено путем моделирования с помощью летных тренажеров. С учетом усовершенствований, внесенных на основе замечаний пилотов, обучавшихся на тренажере, в настоящее время алгоритм почти готов для летных испытаний.

2.5.2.6. Законы наведения ракеты, основанные на формулировке в виде игры преследования-убегания. Missile guidance laws based on pursuit-evasion game formulations / Turetsky V., Shinar J. // Automatica. - 2003. - 39, № 4. – С. 607-618.

Увеличение маневровых возможностей баллистических ракет требует разработки улучшенных методов наведения для их перехвата. Сравниваются 2 закона наведения, основанные на формулировке в виде диф. игры преследования-убегания. Первая игра использует линейно-квадратичную формулировку, во второй учитывается ограниченность управления и пролёт в качестве критерия. Сравниваются характеристики перехвата.

2.5.2.7. Адаптивное управление радиоуправляемым вертолетом во время вертикального полета. Adaptive control for a radio-controlled helicopter in a vertical flying stand / Dzul A., Lozano R., Castillo P. // Int. J. Adapt. Contr. and Signal Process. - 2004. - 18, № 5. - С. 473-485.

Рассмотрена задача построения и реализации регулятора для системы с 2 степенями свободы. Рассмотрен практический пример малого вертолета на вертикальной платформе. Описана модель системы в лагранжевой формулировке. Разработаны методы размещения полюсов — в классическом варианте для динамики рысканья и в адаптивном варианте для динамики высоты. Представлены результаты проведенных экспериментов, наглядно демонстрирующие эффективность предложенной модели.

2.5.2.8. Основанное на моделях оптимальное управление высотой и положением малого беспилотного вертолета. Model-based optimal attitude and positioning control of small-scale unmanned helicopter / Shin Jinok, Nonami Kenzo, Fujiwara Daigo, Hazawa Kensaku // Robotica. - 2005. - 23, № 1. - С. 51-63. - Библ. 7.

Разработана архитектура с множественными входами и выходами для управления высотой и положением малого беспилотного вертолета. Система реализует линейное интегральное квадратичное управление с фильтрацией Калмана. Описан метод планирования траектории в реальном времени. Приведены результаты проведенного имитационного моделирования и выполненных испытания на реальных данных.

2.5.2.9. Нелинейное управление самолётом в условиях ветровых порывов, основанное на обратной динамике. Non-linear inverse dynamics control of the aircraft in the presence of windshear / Cao Yihua, Chen Yong, Yuan Kungang, Jin Chang-jiang // Aircraft Eng. and Aerosp. Technol. - 2004. - 76, № 6. - С. 592-599. - Библ. 5.

Описаны синтезированные законы управления самолётом при взлете и посадке в условиях ветровых порывов. Применяется метод синтеза обратной динамики. Теор. выводы подтверждены моделированием.

2.5.2.10. Анализ ситуации с применением методов предикативного управления / Zhao Hong-chang, Liu Zhi-yuan, Liu Zhi-lin //Kongzhi gongcheng=Contr. Eng. China. - 2004. - 11, № 4. - С. 356-359. - Библ. 25.

Харбинским технологическим институтом (Китай) изучена ситуация с применением методов предикативного управления по модели и вынесения решения высокого уровня в процессе

управления беспилотными атмосферными летательными аппаратами. Методы управления с прогнозированием представляются перспективными для применения.

2.5.2.11. Оптимизация скорости движения атмосферного летательного аппарата / Peng Wei, Liu Jian, Wang Changqing, Ji Hua // Huazhong keji daxue xuebao. Ziran kexue ban=J. Huazhong Univ. Sci. and Technol. Natur. Sci. - 2004. - 32, № 8. - С. 79-81. - Библ. 4.

Технологическим университетом провинции Ухань (Китай) разработан алгоритм оптимизации траектории движения атмосферного летательного аппарата (оптимизация показателя затратности с учётом ограничений по возможностям совершения манёвра летательным аппаратом). Оптимизация выполнена для некоторой конкретной задачи, решаемой атмосферным летательным аппаратом (допустимые вариации ускорения — 1.5~3,5 g, высота полёта, мин. 50 м, скорость движения 250 м/с).

2.5.2.12. Управление в системе посадки по приборам / Wu Chengfu, Feng Le, Sui Dan, Wang Xinmin // Xibei gongue daxue xuebao=J. Northwest. Polytechn. Univ. - 2004. - 22, № 2. - С. 140-144. - Библ. 4.

Северо-западным политехн. университетом (Китай) разработан способ управления для системы посадки атмосферного летательного аппарата по приборам. Обеспечено совместное использование принципа ПИД-управления и управления с прогнозированием на основе модели. Достигнуто сокращение времени цикла до 2,37005 с (4,0287 с для случая исключительного использования ПИД-управления), погрешность управления снижена до 0,02 (в сравнении с 0,85). Управление посадкой при скорости бокового сноса ветром (10 м/с) обеспечено с 2%-ной погрешностью по величине угла крена.

2.5.2.13. Алгоритмы оценивания и управления беспилотным летательным аппаратом на этапе посадки / Антонов М.О., Афанасьева К. Е., Коблов А. И., Ширяев В. И. // Изв. РАН. Теория и системы упр. – 2005. - № 2. - С. 166-173. - Библ. 17.

Приведены алгоритмы оценивания и управления положением летательного аппарата (ЛА), заходящего на посадку в условиях действия возмущений и помех, статистическое описание ко-

торых может и отсутствовать. Получены оценки координат ЛА при влиянии различного рода помех с помощью калмановского, минимаксного и минимаксно-стохастического подходов. Приведен алгоритм управления летательного аппарата в условиях неопределенности, обусловленной наличием ошибок измерений и ветровым возмущением. Выполнено моделирование процесса управления заходом на посадку и посадкой для случая маневренного беспилотного ЛА в условиях действия ветровых возмущений.

2.5.2.14. Управление движением самолета в двухканальном режиме / Бутенина Н. Н., Стародубровская Н. С. // Вестн. Нижегород. ун-та. Мат. моделир. и оптим. упр. – 2002. - № 1. - С. 202-210. - Библ. 5.

Рассматривается управляемая динамическая система второго порядка, моделирующая при постоянных значениях управляющих функций полет самолета в вертикальной плоскости. Найдены такие ограничения на управление, при которых возможно управление движением самолета в двух различных устойчивых режимах.

2.5.2.15. Точность управления летательным аппаратом в условиях неопределенности на этапе захода на посадку / Антонов М. О., Ширяев В. И., Афанасьева К. Е., Коблов А. И. // Авиакосм. приборостр. – 2004. - № 7. - С. 64-69, 74. - Библ. 11.

Разработаны алгоритмы оценивания и управления положением самолета, заходящего на посадку, в темпе реального времени. Произведена оценка координат самолета при влиянии различного рода помех с помощью трех подходов: калмановского, минимаксного и минимаксно-стохастического. Выполнено моделирование процесса управления заходом на посадку и посадкой для случая маневренного беспилотного летательного аппарата при действии ветровых возмущений различной природы.

2.5.2.16. Закон N_{∞} пониженного порядка для управления по каналу тангажа с регулированием контура для широкой области полетных режимов ракеты. Reduced order N_{∞} loop-shaping control of a missile pitch axis over a wide flight envelope / Farret D, Due G., Harcaut J. P. (Service Automatique, Ecole Supérieure d'Electricité, Gif-sur-Yvette) // Nonlinear Stud. - 2004. - 11, № 2. - С. 199-214. - Библ. 14.

Рассматривается задача конструирования автопилота для канала тангажа ракеты с управлением курсом по каналу крена при совершении маневров, включающих масштабные вариации числа M и высоты полета. Для этой цели используется закон H_∞ пониженного порядка с регулированием контура, что позволяет построить контроллеры дискретного времени и низкого порядка для отдельных точек траектории. Результирующий закон управления получается путем интерполяции параметров, полученных таким способом контроллеров.

2.5.2.17. Эффективный алгоритм аэродинамического управления спуском космического аппарата / Щербань И. В. // Косм. исслед. - 2005. - 43, № 6. - С. 470-475.

Предлагается алгоритм аэродинамического управления спуском космического аппарата с малым аэродинамическим качеством в заданную область пространства. Алгоритм обеспечивает ориентированный спуск с приемлемой точностью для последующей работы системы управления посадкой при меньших, в сравнении с традиционными алгоритмами, вычислительных затратах за счет редукции исходной нелинейной краевой задачи к задаче Коши.

2.5.2.18. Управление движением воздушных судов. Receding horizon control for aircraft arrival sequencing and scheduling / Hu Xiao-Bing, Chen Wen-Hua // IEEE Trans. Intell. Transp. Syst. - 2005. - 6, № 2. - С. 189-197. - Библ. 22.

Университетом Лофборо (Великобритания) предложен подход к решению задачи динамического управления движением воздушных судов в непосредственной близости аэропорта. Эффективность предложенного алгоритма управления изучена путём моделирования (метод Монте-Карло). Условия выполнения моделирования — число прибывающих воздушных судов 60, анализ выполнен для временных интервалов в 50; 100; 150 мин. При наиболее неблагоприятных ситуациях макс. значение времени задержки прибытия составляло 1200 с, мин. время задержки — 90 с.

2.5.2.19. Закон управления уклонением самолетов от столкновения в условиях неопределенной информации. Collision avoidance control law for aircraft under uncertain informa-

tion / Shioiri Hideaki, Ueno Seiya // Trans. Jap. Soc. Aeronaut. and Space Sci. - 2004. - 47, № 157. – С. 209-215. – Библ. 7.

Представлен новый закон управления, позволяющий путем обработки получить правильную информацию. Рассматриваются неопределенности положения в определении инерциальных или относительных координат. Закон управления применяется к ситуациям разворота и движения в тумане. Приведены результаты имитационного моделирования, показывающие, что опасность столкновения существенно снижается при применении предложенного закона управления.

2.5.2.20. Нелинейная коррекция в системах управления летательных аппаратов / Андриевский В. Р. // Изв. Рос. акад. ракет. и артиллер. наук. – 2004. - № 4. - С. 66-75. - Библ. 12.

Нелинейные динамические корректирующие устройства оказывают влияние на управляющий сигнал только во время переходных процессов или при наличии автоколебаний в системе управления. В определенные интервалы времени формируется корректирующий сигнал, добавляемый к сигналу управления. Простым признаком интервала времени, на котором целесообразно введение корректирующего воздействия, может служить неравнозначность сигналов, прошедших через линейные фильтры. Фазовый сдвиг этих сигналов зависит от параметров фильтров и частоты колебаний.

2.5.2.21. Уменьшение управляющего усилия в следящих замкнутых законах управления. Control effort reduction in tracking feedback laws / Dačić Dragan B., Subbotin Maksim V., Kokotović Petar V. // IEEE Trans. Autom. Contr. - 2006. - 51, № 11. - С. 1831-1837. - Библ. 12.

Разработан алгоритм движения по траектории для перепроектирования замкнутых законов управления. Алгоритм использует компромисс между усилием управления и динамическими свойствами вдоль траектории при сохранении желаемой сходимости к траектории. Алгоритм проверен на реалистической модели вертолёта, проведено сравнение с др. подходами.

2.5.2.22. Управление переходными процессами в канале автопилота с гибкой обратной связью в критических ситуациях / Геложе Ю. А., Евтушенко А. Н., Клименко П. П. / Та-

ганрог. гос. радиотехн. ун-т. - Таганрог, 2006. - 106 с. - Библ. 10. Деп. в ВИНТИ 17.10.2006, № 1242-B2006 .

Разработанные алгоритмы управления переходными процессами в нелинейных системах управления, подверженных аномальным возмущениям, состоят в определении знака скачка показаний датчика углов, логической обработке сигналов, несущих информацию о знаке этого скачка, и на основе этой логической обработки формирования сигнала, управляющего коммутационным процессом, в результате которого либо в системе управляющий активный вращательный момент формируется на основе сигнала ошибки, либо исполнительное устройство автопилота непосредственно стимулируется дополнительными сигналами, обеспечивающими установление максимального по величине активного вращательного момента, знак которого одинаков со знаком скачка показаний датчика углов. В результате исследования обнаружено явление затягивания переходного процесса в классическом автопилоте с гибкой ОС, показан статистический характер исхода переходного процесса, доказана устойчивость в "большом" системы, использующей дополнительное управление.

2.5.2.23. Управление углом наклона беспилотного самолета с помощью переменной системы параметров. Pitch angle control of unmanned air vehicle with uncertain system parameters / Skrjanc Igor (University of Ljubljana, Ljubljana, Slovenia) // J. Intell. and Rob. Syst. - 2006. - 47, № 3. - С. 285-297.

Предлагается новый алгоритм управления траекторией полета беспилотных самолетов или крылатых ракет, основанный на изменении угла наклона крыльев крылатого летательного аппарата. Отмечается, что реализация предложенного алгоритма позволяет осуществлять крутые повороты объекта с малым радиусом, нередко важные для обеспечения задач полета.

2.5.2.24. Координация систем управления летательным аппаратом и его силовой установкой при заходе на посадку / Мухамедшин Е. Р. // 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. 62-63.

Предлагается алгоритм синтеза координирующего управления для системы управления летательным аппаратом (ЛА) применительно к этапу захода на посадку. Система автоматической посадки выводит и удерживает ЛА на линии равносигнальной зоны после выполнения разворота для выхода на посадочную прямую. При этом система должна обеспечивать согласованное управление своей совокупностью рабочих органов как самого ЛА, так и его силовой установки в широком диапазоне изменения параметров полета и внешних условий. С этой целью в работе предлагается метод синтеза координирующего управления траектории движением ЛА.

2.5.2.25. Оптимальные цифровые законы управления авиационными комплексами / Воробьев А. В. // Авиакосм. приборостр. – 2004. - № 10. - С. 24-29, 71. - Библ. 5.

Рассматриваются методы формирования линейных оптим. законов управления в авиационных комплексах, основанные на принципах динамического программирования и реализуемые на бортовых цифровых вычислительных машинах.

2.5.2.26. Управление пространственными движениями робота-манипулятора с упругими звеньями произвольной формы / Завражина Т. В. // Пробл. упр. и информат. – 2005. - № 2. - С. 145-154, 159. - Библ. 13.

Исследуется влияние упругости звеньев произвольной формы управляемого манипуляционного механизма последовательной шарнирно-стержневой структуры на точность его позиционирования. Проводится сравнительный анализ двух эквивалентных мат. моделей динамики этого манипулятора с жесткими и упругими звеньями. В качестве примера приводится решение задачи кинематического управления упругим и жестким роботами, звенья которых выполнены в виде усеченных конусов кольцевого поперечного сечения.

2.5.2.27. Возможность применения релейно-линейного закона управления в системе самонаведения / Пупков К. А., Куй Ч. Н. // Автоматиз. и соврем. технол. – 2006. - № 11. - С. 33-36.

Исследована возможность использования релейно-линейного закона управления процессом самонаведения летательного аппарата в сложных условиях окружающей среды.

2.5.3. Алгоритмы ориентации и навигации аэродинамических объектов

2.5.3.1. Система ориентации по видимому изображению местности на основе анализа набора линий / Бобков А. В. // 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. 137-141. - Библ. 5.

Рассмотрена задача корреляционной экстремальной навигации летательного аппарата, основанная на сопоставлении отрезков выделяемых из исходных изображений. Разработана оригинальная схема выделения отрезков. Проиллюстрирована работоспособность алгоритма с учетом требований реального времени для разных типов изображений.

2.5.3.2. Структурно-лингвистический алгоритм обработки изображений и распознавания образов наземных сцен в системе наведения летательного аппарата / Инсаров В. В. // Изв. АН. Теория и системы упр. РАН. – 2004. - № 1. - С. 145-154. - Библ. 3.

Рассматривается проблема построения системы наведения летательного аппарата с использованием методов и алгоритмов обработки изображений и распознавания образов. Формулируются основные особенности решения задачи применительно к наземным сценам; требования к априорной и апостериорной информации; алгоритмическому обеспечению. Приведен иерархический алгоритм распознавания структурно-лингвистического типа, реализующий основные процедуры (выделение характерных признаков — непроектируемых элементов и их отношений, локализация объектов, семантический анализ сцены и принятие решения) применительно к сцене промышленного типа.

2.5.4. Адаптивные и прочие типы алгоритмов

2.5.4.1. Синтез малоинерционного релейного рулевого привода с ограничителями в форме упругого механического упора / Руднев С. А., Чернов А. Е. (Тульский гос. ун-т) // 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. 261-266, 336. - Библ. 1.

Рассмотрена задача синтеза малоинерционного релейного рулевого привода с учетом наличия в составе объекта управления звеньев с мех. упорами.

2.5.4.2. Разработка контроллера с неявными правилами. The synthesis of a digital fuzzy controller of a control system by the object "the steering machine+missile" / Gostev V. I., Magluy S. A., Chmelev V. O. // Радиоэлектрон. Информат. Упр. – 2002. - № 1. - С. 3-7. - Библ. 9.

Разработан контроллер с неявными правилами для применения в отношении обладающего нестационарными свойствами объекта — "механизма привода аэродинамических рулей летательного аппарата типа ракеты". Учтено существование явления запаздывания, явления нелинейности и собственной ОС механизма привода. Применены методики мат. моделирования. Показано, что контроллер с неявными правилами характеризуется меньшей величиной погрешности в переходном и установившемся режимах.

2.5.4.3. Нелинейный, основанный на правилах, регулятор наведения на конечном участке. Nonlinear rule-based controller for missile terminal guidance / Shieh C.-S. // IEE Proc. Contr. Theory and Appl. - 2003. - 150, № 1. - С. 45-48. - Библ. 15.

Строится закон управления самонаведения ракеты на цель. Доказана устойчивость контура. В отличие от обычно применяемых подходов, связанных с решением неравенства Гамильтона-Якоби, используется подход на основе размытого управления, рассмотрен пример.

2.5.4.4. Глобальные оптимизационные подходы к проблеме полёта самолёта по маршруту. Global optimization approaches to an aircraft routing problem / Wilson S. P., Bartholo-

mew-Biggs M. C., Parkhurst S. C. // Eur. J. Oper. Res. - 2003. - 146, № 2. - С. 417-431.

Представлена глобальная оптимизационная проблема, которая возникает при вычислении траектории полёта и обсуждаются характеристики некоторых недавно предложенных алгоритмов её решения применительно к некоторым наглядным примерам. В частности, проведено сравнение детерминистского подхода (DIRECT) с двумя другими (ТНЖ и ECTS), использующими случайный поиск. Численные результаты показывают, что в то время, как все три метода иногда могут быть успешными, детерминистский метод является наиболее подходящим для решения проблем этого типа.

2.5.4.5. Интеллектуальные системы летательных аппаратов / Федун Б. Е. // Научная сессия МИФИ-2003, Москва, 2003: Сборник научных трудов. Т. 3. Интеллектуальные системы и технологии. – М.: Изд-во МИФИ, 2003. - С. 20-23. - Библ. 6.

На рубеже 80-90 гг. стало ясно, что существенно повысить эффективность боевого летательного аппарата (самолета, вертолета) только за счет совершенствования его аэродинамики, двигателя, бортового оборудования (бортовых измерительных и исполнительных устройств) невозможно. Для решения этой задачи нужно направить не меньшие усилия на совершенствование интеллектуальной составляющей "системообразующего ядра" авиационного комплекса, т. е. той совокупности бортовых алгоритмов, реализуемых на бортовых вычислительных машинах летательного аппарата (БЦВМ-алгоритмов), и алгоритмов деятельности его экипажа, которые из разрозненной бортовой аппаратуры создают функционально целостную систему "экипаж — бортовая аппаратура — летательный аппарат", нацеленную на решение главной задачи вылета самолета/вертолета.

2.5.4.6. Синтез оптимальных с переменной структурой законов стабилизации летательных аппаратов / Крупнов А.В. // Авиакосм. приборостр. – 2004. - № 4. - С. 29-32, 68. - Библ. 1.

Применение бортовых цифровых вычислительных машин на летательных аппаратах позволяет на основе метода динамического программирования находить оптим. с перем. структурой

законы стабилизации при наличии фазовых ограничений. Получаемые линейные законы, представляемые в виде рабочих алгоритмов, достаточно просто реализуются независимо от их размерностей.

2.5.4.7. Способ управления по ориентации атмосферного летательного аппарата / Zhou Zongxi, Wu Fangxiang, Li Feng, Tong Ming'an // Xibei gongue daxue xuebao=J. Northwest. Polytechn. Univ. - 2004. - 22, № 2. - С. 133-136. - Библ. 11.

Северо-западным политехн. университетом (Китай) разработан способ управления ориентацией атмосферного летательного аппарата. Описание пространства ориентации выполнено на основе модифицированных параметров Родригеса. Робастный контроллер системы управления по ориентации разработан на основе использования принципа H_∞ -управления. Устранена необходимость получения решений нелинейных уравнений. Обеспечена высокая степень робастности управления в условиях неопределённости параметров летательного аппарата.

2.5.4.8. Формирование группового описания воздушной обстановки методами теории нечетких множеств / Самсон С.Ю. // Радиопромышленность. – 2004. - №1. - С. 40-45. - Библ. 2.

Предлагаются принципы разработки алгоритмов формирования группового описания воздушной обстановки, полученные на основе теории нечетких множеств.

2.5.4.9. Способ формирования сигнала алгебраической функции с переменной n -го порядка в знаменателе для систем автоматического управления летательным аппаратом и устройство для его осуществления: Пат. 2242797 Россия, МПК⁷ G 06 G 7/12, B 64 C 13/16 / Козлов А. И., Пучков А. М., Сыров А. С., Черепанова В. Е.; Федер. гос. унитар. предприятие Моск. ОКБ. (Россия). - № 2003113005/09; Заявл. 07.05.2003; Опубл. 20.12.2004.

Изобретение относится к функциональным устройствам для бортовых систем управления беспилотными летательными аппаратами и предназначено, в частности, для вычисления алгебраических функций с переменной n -го порядка в знаменателе. Техн. результат изобретения заключается в достижении устойчивости и повышении точности процесса итерации при наличии пере-

менной n -го порядка в знаменателе. Предлагаемый способ заключается в том, что формируют уменьшенный сигнал числителя посредством деления сигнала, соответствующего числителю, на опорный сигнал, квантуют по времени сигнал итерации, из полученного сигнала формируют сигнал степенной функции, при этом сигнал итерации формируют посредством деления уменьшенного сигнала числителя на сигнал знаменателя и формируют выходной сигнал, равный умножению сигнала итерации на опорный сигнал. Устройство для реализации способа содержит задатчик коэффициента числителя, задатчик коэффициента знаменателя, блок вычитания, задатчик опорного сигнала, два блока деления, блок формирования сигнала степенной функции, квантователь и блок умножения, а блок формирования сигнала степенной функции содержит задатчик единичного сигнала и n устройств умножения.

2.5.4.10. Разработка закона неведения на высокоманеврирующую цель, основанного на интегрированной размытой логике. Development of an integrated fuzzy-logic-based missile guidance law against high speed target / Lin Chun-Liang, Hung Hao-Zhen, Chen Yung-Yue, Chen Bor-Sen // IEEE Trans. Fuzzy Syst. - 2004. - 12, № 2. - С. 157-169. - Библ. 15.

Недавно было показано, что наиболее эффективным способом перехвата низкоскоростным перехватчиком высокоскоростной цели является сохранение угла между траекторией цели и перехватчика вблизи 180° . На основе этого требования синтезируется закон управления перехватом высокоманевренной цели. Закон управления использует различные правила на промежуточном и конечных участках траектории.

2.5.4.11. Механизмы вывода в бортовых оперативно-советующих экспертных системах типовых ситуаций полета летательных аппаратов / Федун Б. Е. (ФГУП Гос. н.-и. ин-т авиац. систем) // Научная сессия МИФИ-2002, посвященная 60-летию МИФИ, Москва, 2002: Сборник научных трудов. Т. 3. Интеллектуальные системы и технологии. - М.: Изд-во МИФИ, 2002. - С. 26-28. - Библ. 7.

Представленные три типа механизмов вывода, весьма конструктивные для рассматриваемой предметной области, по-

видимому, не исчерпывают всех типов механизмов, ей присущих.

2.5.4.12. Самонастраивающаяся система управления полётом для улучшения лётных характеристик. Suboptimal adaptive control system for flight quality improvement / Tomczyk Andrzej // Aircraft Eng. and Aerosp. Technol. - 2004. - 76, № 6. - С. 566-572. - Библ. 10.

Представлен субоптимальный алгоритм самонастраивающейся системы управления, специально отрегулированной для автоматических систем управления полётом самолётов авиации общего назначения, компьютерных самолётов и беспилотных летательных аппаратов в условиях турбулентности атмосферы. Способ может быть применён для коррекции изменений лётных динамических параметров, которые не могут быть компенсированы с помощью разомкнутого адаптационного контура.

2.5.4.13. Закон наведения противокорабельной ракеты с ограничением момента встречи с целью. Impact-time-control guidance law for anti-ship missiles / Jeon In-Soo, Lee Jin-Ik, Tahk Min-Jea // IEEE Trans. Contr. Syst. Technol. - 2006. - 14, № 2. - С. 260-266. - Библ. 13.

Рассматривается задача наведения на цель ракет в случае залповой атаки. В дополнение к обычным требованиям к законам наведения устанавливаются условия на моменты встречи с целью отдельных ракет. Новый закон наведения синтезирован. Его качество проверяется моделированием.

2.5.4.14. Выбор частоты управления цифровым сервоприводом летательного аппарата / Торопов М. О. // Вестн. МГТУ. Сер. Приборостр. – 2005. - № 4. - С. 47-55, 125. - Библ. 6.

Исследована схема цифрового управления сервоприводом высокоманевренного летательного аппарата. Приведена формула, позволяющая выбрать частоту управления с учетом запаздывания в алгоритме управления сервоприводом.

2.5.4.15. Развязка цепей управления в гиросенсорах инерциальных систем / Лисичкина А. М. // Студенческий научный вестник: Сборник тезисов докладов Общеуниверситетской научно-технической конференции "Студенческая

научная весна - 2005", Москва, 4-29 апр., 2005. Т. 2. - М.: Изд-во НТА "АПФН", 2005. - С. 115. - (Профессионал).

Проанализирована необходимость развязки цепей управления в гироскопах инерциальных систем. Рассмотрены алгоритмы и методы реализации развязки цепей управления. Представлены примеры практической реализации развязки цепей управления в гироскопах российской и зарубежных инерциальных навигационных систем.

2.5.4.16. Взвешенное по времени полёта оптимальное наведение с ограничением на угол встречи. Time-to-go weighted optimal guidance with impact angle constraints. / Ryoo Chang-Kyung, Cho Hangju, Tahk Min-Jea. // IEEE Trans. Contr. Syst. Technol. - 2006. - 14, № 3. - С. 483-492. - Библ. 19.

Задача оптимального наведения решается в линейно квадратичной постановке. Минимизируются затраты энергии со степенным весом, зависящим от времени наведения. Подстройкой критерия можно подобрать свойства траектории наведения. Сообщаются результаты модельной проверки в линейной и нелинейной постановках.

2.5.4.17. Закон управления автоматической посадкой, использующий управление с размытой логикой. Control law for automatic landing using fuzzy-logic control / Kato Akio, Inagaki Yoshiki // Trans. Jap. Soc. Aeronaut. and Space Sci. - 2008. - 50, № 170. - С. 274-283.

Исследуется применение размытого управления для управления посадкой самолёта с высоты полутора километров до движения по взлётной полосе. Описан алгоритм управления и исследованы его св-ва.

2.5.4.18. Новый адаптивный алгоритм управления с обратными шагами для управления движением — подход на основе неявных и символьных вычислений. A new adaptive backstepping control algorithm for motion control systems — an implicit and symbolic computation approach / Yu Jen-te, Chang Jie // Int. J. Adapt. Contr. and Signal Process. - 2003. - 17, № 1. - С. 19-32. - Библ. 10.

Особенностью предложенного управления является то обстоятельство, что оно только неявно включает состояния ошибок в функцию Ляпунова и использует символьное вычисление про-

изводных функции Ляпунова. Определяются свойства алгоритма, для которого гарантируется абсолютная устойчивость и робастность. Рассмотрены примеры.

2.5.4.19. Нейросетевые алгоритмы оценки параметров движения объектов / Амосов О. С., Лапчинский Е. Н. // Нелинейная динамика и прикладная синергетика: Материалы международной научной конференции, Комсомольск-на-Амуре, 23-27 сент., 2002. Ч. 2. - Комсомольск-на-Амуре: Изд-во КнАГТУ, 2003. - С. 14-19. - Библ. 2.

При оценке параметров движения маневрирующих объектов основным средством являются методы теории оптим. фильтрации. Главной проблемой при этом остается точность и достоверность оценок. В данной работе решается задача оценки параметров движения маневрирующих объектов на основе нейронных сетей. Рассматривается возможность применения нейронных сетей для оценки параметров движения подвижных объектов. Обсуждается применение различных архитектур искусственных нейронных сетей. Исследована нейронная сеть типа персептрон для оценки параметров на различных участках движения. Показано, что для оценки м. б. использована классическая многослойная нейронная сеть, в том числе и с наличием задержек по входам. Для повышения точности оценки параметров движения в качестве входов сети необходимо использовать конечные разности координат первого и более высоких порядков.

2.5.4.20. Настройка параметров нелинейной системы, описывающей боковое движение самолёта / Каменецкий В.А., Пестряков Д. П. // Устойчивость и колебания нелинейных систем управления. 8 Международный семинар, Москва, 2-4 июня, 2004: Тезисы докладов. - М.: Изд-во ИПУ РАН, 2004. - С. 84-85.

2.5.4.21. Гибридный генетический алгоритм и анализ ограничений для назначения заданий многим автономным беспилотным боевым летательным аппаратам / Ye Yuan-yuan, Min Chun-ping, Shen Lin-cheng // Kongzhi yu juece=Contr. and Decis. - 2006. - 21, № 7. - С. 781-786. - Библ. 9.

Задача управления действиями групп автономных беспилотных боевых летательных аппаратов сведена к задаче многокритериального целочисленного программирования. Описан метод

целочисленного кодирования входной информации, позволяющий применять для решения задачи генетические алгоритмы. Разработан гибридный генетический алгоритм, в котором ограничения разделены на 2 типа 0 свободные и несвободные. Такое деление позволяет ограничивать длину хромосом и сокращает сложность перебора. Описаны разработанные операторы кроссовера и мутаций. Приведены результаты проведенного имитационного моделирования работы группы аппаратов.

2.5.4.22. Приведение на подвижное многообразие скольжения систем с линейными нестационарными объектами в общем случае входа неопределенных возмущений / Мещанов А. С. // Авиакосм. приборостр. – 2008. - № 5. - С. 16-20. - Библ. 7.

Получены вывод уравнений скользящего режима и метод приведения системы управления в такой режим для сравнительно общего случая вхождения в систему неопределенных возмущений. Управление не накладывает каких-либо дополнительных ограничений на задание подвижных многообразий скольжения и в номинальной части обладает малым числом логических переключающих устройств. Предложены 2 варианта части управления, преодолевающей действие неопределенных возмущений, отличающиеся сложностью реализации и макс. значениями модулей составляющих.

2.6. Обеспечение функциональной работоспособности аэродинамических объектов

2.6.1. Средства неразрушающего контроля при обеспечении безопасности полетов. A revelation in NDT instrumentation — harnessing technology to serve the customer's needs and wants / Hasselbeck T. // Insight: Non-destruct. test. and Cond. Monit. - 2001. - 43, № 3. - С. 138, 139.

Рассмотрены основные аспекты деятельности НТЦ при научно-исследовательском парке Вольферхемптон (Великобритания) в области неразрушающего контроля. Основное направление деятельности — обеспечение безопасности полетов с помо-

щью средств наземной диагностики, разработка программ статистического контроля и стандартов в области неразрушающего контроля. Описаны приборы для УЗ-контроля лопастей двигателей, рассмотрены другие виды диагностики (рентгеновская, вихретоковая и т. д.).

2.6.2. Защита самолёта. Aircraft protection / Wall Robert. // Aviat. Week and Space Technol. - 2003. - 159, № 13. - С. 31-33.

Рассматривается работа по созданию новых систем обнаружения и защиты от ракетного нападения на самолёт с помощью ИК-лазеров.

2.6.3. Комплексные модели анализа и обеспечения отказоустойчивых бортовых вычислительных систем: Автореф. дис. на соиск. уч. степ. канд. техн. наук. / Камлех Харб / Моск. гос. техн. ун-т. - Москва, 2004. - 16 с. - Библ. 4.

Целью диссертационной работы является исследование и разработка комплексных методов анализа и обеспечения отказоустойчивости бортовых ВС, учитывающих надежность аппаратного и программного обеспечения. В соответствии с поставленной целью исследования проводились по следующим основным направлениям: анализ существующих методов обеспечения гарантированности вычислительных систем реального времени; разработка моделей надежности мультипроцессорных ВС, учитывающих различные варианты размещения программных версий; анализ методов и моделей обеспечения отказоустойчивости ВС; разработка модели и исследование различных вариантов построения решающих блоков отказоустойчивых ВС; анализ методов повышения отказоустойчивости ПО и оценки их надежностных характеристик; создание комплекса алгоритмов и программ анализа и оценки надежности различных структур отказоустойчивых ВС, учитывающих надежность аппаратного и программного обеспечения.

2.6.4. Диагностика усталостных шумов при работе двигателя вертолета / Xiong Jun-jiang, Shang Da-jing, Guo Aimin // Beijing hangkong hangtian daxue xuebao=J. Beijing Univ. Aeron. and Astronaut. - 2002. - 28, № 2. - С. 137-140. - Библ. 16.

Разработана методика диагностики усталостных шумов при работе двигателя вертолета на основе использования волнового

преобразования. Описан алгоритм определения порядкового номера волновой функции при разложении и реконструкции. Рассмотрены принципы разложения сигнала шума. Предусмотрены возможность раздельного реконструирования сигнала и расчета частоты для 1/3 временных интервалов. Показано, что новый метод анализа сигнала характеризуется высокой эффективностью на низких частотах и может быть эффективно использован при анализе усталостных шумов вертолета. В процессе анализа реальный сигнал сопоставляется с эталонным. Эталонные сигналы формируются по данным компьютерного имитационного моделирования. Погрешность реконструкции 2,3%. Приведены результаты диагностики работы ротора вертолета типа AS350.

2.6.5. Методы и средства испытаний и отработки бортовых электронных средств летательных аппаратов на надежность и стойкость к воздействию внешних факторов на этапах их разработки и производства: Автореф. дис. на соиск. уч. степ. канд. техн. наук / Луговской С. В. / Моск. гос. ин-т электрон. и мат. (техн. ун-т). - Москва, 2003. - 23 с. - Библ. 7.

Целью диссертационной работы является обеспечение надежности и стойкости бортовых радиоэлектронных средств летательных аппаратов к воздействию внешних факторов на этапах их разработки и производства на основе создания и внедрения в практику разработки и производства методов испытаний, позволяющих выявлять скрытые производственные дефекты, и совершенствования методов проведения приемочных испытаний путем внедрения испытаний на комплексное воздействие внешних факторов, эквивалентных по эффективности действия реальным условиям эксплуатации.

2.6.6. Обеспечение активной отказоустойчивости системы управления физической модели беспилотного летательного аппарата / Кулик А. С., Гавриленко О. И. // 5 Международная научно-техническая конференция "Кибернетика и технологии XXI века", Воронеж, 12-13 мая, 2004. - Воронеж: НПФ "Саквөөе", 2004. - С. 193-204. - Библ. 10.

Развитие авиации и космонавтики, др. критических отраслей невозможно без пост. и комплексного совершенствования архитектур и техн. характеристик систем управления, технологий их

разработки и применения. Среди наиболее важных свойств, которыми, безусловно, должны обладать системы управления современных и перспективных беспилотных летательных аппаратов (БПЛА), стоит выделить свойство отказоустойчивости, которое непосредственно влияет на показатели надежности, живучести и безопасности БПЛА, поскольку система управления является одновременно и объектом и средством их поддержания на необходимом уровне. На долю отказов систем управления приходится до 20% причин аварий в авиационной отрасли [1]. Исследования в области теории отказоустойчивых систем управления связаны с разработкой методов и инструментальных средств обеспечения нечувствительности к отказам элементов системы управления.

2.6.7. Диагностика и реконфигурация отказов датчиков и управляющих поверхностей в авиационных системах управления. Sensor/control surface fault diagnosis and reconfiguration in aircraft control systems / Hajiyev Ch., Caliskan F. // 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. 176-183. - Библ. 11.

Используется подход к обнаружению и изоляции отказов, приводящих к изменению последовательности обновлений в фильтре Калмана и предложена новая структура построения нечувствительных к отказам систем управления. Система проверена на модели самолёта F-16.

2.6.8. Применение методов радиополяриметрии для повышения эффективности функционирования АСУВД / Дао Ти Тхань. - М.: Изд-во РУДН, 2003. - 217 с. - Библ. 123.

Одним из важнейших факторов обеспечения безопасности полетов воздушных судов (ВС) гражданской авиации и авиации др. назначения является эффективная и надежная работа автоматизированных систем (АС) управления воздушным движением (УВД). АС УВД активно внедряются во всем мире с одновременным использованием спутниковых технологий. Соответственно такие системы должны иметь надежные тактико-техн. ха-

рактики и высокие эксплуатационно-производственные показатели. В свою очередь, эти характеристики и показатели АС УВД в определяющей степени зависят от качества поступающей радиолокационной информации с радиолокационных позиций. Это объясняется тем, что подавляющую часть информации для диспетчеров УВД поставляют системы радиолокационного обеспечения в рамках функционирующих систем радиотехн. обеспечения полетов. Поэтому вопросы совершенствования радиолокационных систем в структуре АС УВД и их модификаций постоянно находятся в центре внимания специалистов соответствующего профиля. Монография состоит из пяти разделов, последовательно развивая вопросы внедрения методов радиополяриметрии в радиолокационные системы АС УВД с отражением влияния внедрения этих методов на эффективность работы АС УВД в целом.

2.6.9. ЯК-130: полет на Земле / Никольский М. // Авиация и космонавт. вчера, сегодня, завтра. – 2003. - № 10. - С. 1-3.

В 1990-е годы в области тренажеров в нашей стране произошел провал. На вооружении ВВС состояли лучшие в мире истребители 4-го поколения МиГ-29 и Су-27, а тренажеры для подготовки летчиков этих самолетов оставались на уровне тренажеров предыдущего поколения. Между тем, возможно именно тогда нашей стране современный тренажер требовался как никакой другой: боевые самолеты "состояли" на вооружении в самом прямом смысле — стояли на аэродромах. Средний годовой налет летчиков не выдерживал никакой критики. Таким образом, развившийся в конце 1990-х годов тренажерный бум не стал неожиданным. Слово "бум" в данном случае не преувеличение. Достаточно было посетить стенд любого отечественного КБ на двух последних МАКСах — везде стояли тренажеры, а "фирменные" стендисты не уставали их нахваливать. В каждом тренажере имела своя "изюминка". В учебно-тренировочный комплекс для ВВС России помимо самолета входят учебные компьютерные классы, процедурный тренажер, пилотажно-навигационный тренажер и специализированный тренажер боевого применения. Два последних без особых проблем могут быть объединены в один. На МАКСе демонстрировался, если

так можно выразиться, гибрид пилотажно-навигационного тренажера и тренажера боевого применения.

2.6.10. Инициатива мобильных источников для распределения совместимых по платформе перекрестных ссылок многоспектральных БД. Portable source initiative for distribution of cross-platform compatible multi-spectral databases: Докл. [Conference on "Targets and Backgrounds IX: Characterization and Representation", Orlando, Fla, 21-22 Apr., 2003] / Nichols W. Kent // Proc. SPIE. - 2003. – 5075. - С. 102-109.

Описывается разработанная группой по зрительному восприятию при Центре воздушной разведки ВМС США (NAVAIR) программа под названием Portable Source Initiative, касающаяся построения визуальных и сенсорных многоспектральных БД (MSDB), использующих различные источники, которые применяются в спец. полетно-имитаторных системах (TFPS) для обучения пилотов таких вертолетов как Commache, Apache и Blackhawk. Рассматривается структура данных, связанных с формированием трехмерного изображения рельефа местности. Перечисляются соразработчики, спонсоры, поставщики оборудования и фирмы-контракторы.

2.6.11. Обоснование показателей оценки устойчивости функционирования подсистемы наблюдения ЕС ОрВД в особый период / Шатохин Г. В., Гребенников С. Н., Колитиевский Ю. М., Байрачный И.Б., Драчев Ю. А. // Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества: Тезисы докладов Международной научно-технической конференции, посвященной 80-летию гражданской авиации России, Москва, 17-18 стр., 2003. - М.: Изд-во МГТУ ГА, 2003. - С. 153.

Оценка устойчивости функционирования подсистемы наблюдения $r_{\text{гаэ}}(\Delta t_{01}) = r_{\text{гаэ}} \{ \Delta t_{01}; r_{\mu}(\Delta t_{01}); r_s(\Delta t_{01}); \tau_f(\Delta t_{01}) \}$. Данный показатель характеризует степень изменения полноты χ , достоверности μ , непрерывности s отображения информации о воздушной обстановке и времени τ_n на временном интервале Δt_{01} оценки обеспечиваемых системой ОрВД уровней безопасности ВД и ИВП. Указанный показатель является одной из составляющих информационной безопасности системы ОрВД, под которой

в соответствии с Концепцией национальной безопасности РФ понимается способность системы противодействовать возникающим опасностям по отношению к техническим источникам информации, информационным ресурсам, сетям обмена данными и т. п. Таким образом, от узкого понятия помехоустойчивости радиотехнических средств, как их способности противостоять помеховому воздействию, переходят к более общему понятию устойчивости функционирования подсистемы наблюдения, как ее способности обеспечить на интервале Δt_{oi} заданные полноту χ^* сист, достоверность μ^* , непрерывность s^* и время наблюдения τ_n^* в особых условиях функционирования систем ОрВД.

2.6.12. Диагностирование авиационного аппаратного комплекса / Luo Yun-lin, Zeng Dong-hua // Liaoning gongcheng jishu daxue xuebao=J. Liaoning Techn. Univ. - 2004. - 23, № 2. - С. 211-213. - Библ. 3.

Технол. университетом гражданской авиации (Китай) разработан аппаратный комплекс для диагностирования систем авиационной электроники. Задача решена на основе применения нейронной сети с обратным распространением. Аппаратный комплекс тестирован в условиях взаимодействия с системой управления самолёта Боинг 737. Подтверждена высокая эффективность выявления аномальных состояний.

2.6.13. Способ и устройство защиты коммерческих авиалайнеров от запускаемых человеком переносимых ракет. Protecting commercial airliners from man portable missiles: Пат. 6738012 США, МПК⁷ G 01 S 13/86 / Kirkpatrick Philip L.; Honeywell Industrial Inc.. (США). - № 10/428652; Заявл. 02.05.2003; Оpubл. 18.05.2004; НПК 342/67. – Библ.20.

Самолет снабжен датчиком, который детектирует такую характеристику, как спектральная сигнатура, касающаяся пуска портативной ракеты, наведенной террористом. Данные датчика по радиоканалу передаются наземным станциям, которые сопровождают полет самолета и определяют наличие запущенной ракеты и положение авиалайнера. Для отклонения детектируемой ракеты выполняются отвлекающие контрмеры типа световых вспышек или создания помех с помощью дипольных отражателей.

2.6.14. Перспективы применения в авиации интегрированных нашлемных систем нейрофизиологического контроля / Шепета А.П., Жаринов И. О. // Инф.-управл. системы. – 2003. - № 6. - С. 58-62. - Библ. 5.

Настоящая статья направлена на решение актуальной задачи организации и обеспечения безопасности (надежности) полетов пилотируемых ЛА. В работе рассматривается эффективный нейрофизиологический подход к комплексной оценке физиологического состояния пилота в динамике полета ЛА в реальном масштабе времени. Применяется математический аппарат теории статистических решений, вероятностные методы и модели, основанные на статистической обработке нестационарных и квазистационарных гауссовских случайных процессов, аппроксимирующих реализации электрофизиологических показателей пилотов ЛА. Результаты работы имеют наибольший интерес для учета условий повышенных динамических перегрузок, испытываемых пилотом ЛА, когда организация эффективного управления параметрами полета осложнена предельными импульсными нагрузками. Создание надежной автоматической системы анализа комплексного физиологического состояния пилота ЛА и ее введение в контур системы автопилота позволит значительно повысить безопасность (надежность) полетов.

2.6.15. К вопросу об инженерно-психологическом обеспечении перспективных систем "летчик—самолет" с использованием информационных технологий / Меликова М.Б., Пронин Ю. А. // Вторая научно-практическая конференция молодых ученых и специалистов "Исследования и перспективные разработки в авиационной промышленности", Москва, 2004: Статьи и материалы конференции. - М.: Изд-во МАИ, 2004. - С. 624-626.

Изложены основные направления инженерно-психологического обеспечения (ИПО) летной деятельности. Сформулирована общая концепция автоматизированных форм ИПО в соответствии со стандартом CALS-технологий.

2.6.16. Отказы бортовой электрической системы. Coping with electrical failure / Allan James // Pilot. - 2004. - 38, № 3. - С. 58-63.

Отказы бортовой системы электропитания более вероятны, чем отказы двигателя. Обучающиеся пилоты должны уделять больше времени на приобретение навыков по действиям по обеспечению дальнейшего полета в случае отказа системы бортового электропитания. Большинство самолетов имеют хорошее бортовое электрооборудование систем навигации и управления полетом. Это высокочастотные системы радиосвязи, системы VOR, ADF и спутниковые системы GPS. Все они оказываются бесполезными в случае отказа электропитания. Отказы электрических систем происходят и на земле. Описываются случаи случившихся отказов на земле и в воздухе, необходимые действия пилота в таких ситуациях и процесс обучения пилотов необходимым в таких случаях действиям.

2.6.17. Комплексная защита зарегистрированной информации в бортовых устройствах регистрации при авиационных происшествиях / Попов Ю. В. // 1 Науч.-практ. конф. "Проблемы и перспективы создания накопителей полетных данных", Курск, 18-19 мая, 2004'. Сборник докладов. - М.: Бедретдинов и Ко, 2004. - С. 21-28. - Библ. 13.

Обеспечение БП — одна из наиболее актуальных и сложных проблем современной авиации. Решение этой проблемы во многом зависит от того, насколько оперативно и качественно проводится расследование авиационных происшествий (АП), насколько достоверно определяются причины, на основе которых разрабатываются мероприятия, направленные на совершенствование авиационной техники. Исключительно важное значение при расследовании авиационных происшествий имеет информация бортовых устройств регистрации (БУР), которая позволяет объективно проводить анализ причин АП с учетом достоверных данных о параметрах движения ВС, работоспособности отдельных систем его планера и оборудования и силовых установок, а также о действиях экипажа в полете. По данным Управления гражданской авиации США, из 220 АП в 161 случае важная для расследования информация была получена от БУР. В комплект БУР входят защищенные бортовые накопители, которые должны обеспечивать защиту зарегистрированной информации в случае АП. Под защитой зарегистрированной информации будем пони-

мать использование специальных средств, методов и мероприятий с целью предотвращения утери информации.

2.6.18. Экспертная система диагностирования отказов на транспортных самолетах. Fault diagnosis expert system for modern commercial aircraft / Wu Haiqiao, Liu Yi, Ding Yunliang, Qiu Yongqing // Aircraft Eng. and Aerosp. Technol. - 2004. - 76, № 4. - С. 398-403. - Библ. 5.

Описана разработка системы с иллюстрацией системы самолета А340.

2.6.19. Система поддержки выполнения посадочного манёвра. Happy landings // Scand. Oil-Gas Mag. - 2004. - 32, №11-12. - С. 20, 21, 23.

Повышение безопасности полётов вертолётов в районе континентального шельфа достигнуто применением системы мониторинга метеоусловий и прогнозирования перемещений посадочной палубы морского судна (разработка фирмы Kongdberg Sentex, Норвегия). Передача данных прогнозирована на вертолёт и обеспечена в условиях использования беспроводного канала. В системе применён несложный операторный интерфейс, отображающий ориентацию корпуса морского судна и данные поддержки выполнения посадочного манёвра.

2.6.20. Диагностирование устройств связи / He Rong, Cong Dongdong, Wang Zhen-jia // Jisuanji celiang yu kongzhi=Comput. Meas. and Contr. – 2004. - 12, № 4. - С. 3212-324. - Библ. 5.

Технол. университетом ВВС Китая разработана интеллектуальная система для диагностирования средств связи атмосферного летательного аппарата. В составе диагностической системы применена нейронная сеть компенсационного типа, обеспечивающая получение выводов на основе использования правил нечеткой логики.

2.6.21. Применение математической модели исправного бортового радиоэлектронного оборудования для контроля его работоспособности в системе наземной обработки полетных данных / Кулагин А. Ф. // 1 Научно-практическая конференция «Проблемы и перспективы создания накопителей полетных данных», Курск, 18-19 мая, 2004» - Сборник докладов. - М.: Бедретдинов и Ко, 2004. - С. 55-56. - Библ. 1.

Ужесточение требований к безопасности полета и усложнение бортового радиоэлектронного оборудования (БРЭО) современного самолета влечет за собой возрастание требований к глубине контроля авиационной техники. Для решения задач контроля работы БРЭО на современных самолетах существуют системы объективного контроля (СОК), которые регистрируют и сохраняют состояние и показания бортовых датчиков, приборов, пультов и переключателей, внутренние сигналы бортовых вычислителей. Средства объективного контроля дают возможность летчику обнаружить такие ошибки и отказы, которые при отсутствии инструментальных средств контроля могут оказаться незамеченными. Анализ полетной информации по данным СОК должен позволять решать следующие задачи: повышение безопасности полетов за счет выявления и прогнозирования неисправностей ЛА при послеполетном анализе; выявление причины отказов бортовых систем ЛА; выявление ошибок экипажа в части нарушений эксплуатационных ограничений пилотирования; контроль полноты и последовательности выполнения экипажем полетного задания; выявление причин невыполнения экипажем полетного задания; выявление неграмотных действий летного состава в полете при работе с БРЭО и др. Большие объемы полетных данных и ограниченное время для принятия решения о работоспособности самолетных систем приводят к требованию автоматизации послеполетной обработки в системах наземной обработки полетных данных. Решение задачи автоматизации контроля работоспособности БРЭО предлагается построить на основе математической модели взаимодействия исправного БРЭО и верно действующего экипажа. Модель опирается на регистрируемые данные СОК, циклограммы работы бортового оборудования и руководящие документы, регламентирующие действия экипажа во время выполнения полета. Не решенной до конца проблемой при создании автоматизированных средств обработки полетных данных является формализация знаний специалистов-обработчиков и представление формализованных знаний в виде задач для ПВЭМ. Предлагаемый подход позволяет вместо алгоритмического описания каждой анализируемой ситуации делать заключение об исправности БРЭО и ошибках экипажа, сравнивая реальные полетные данные с данными, сформирова-

рованными математической моделью. Предлагается следующий принцип построения и применения математической модели: 1. Блок выбора вектора входных параметров и вектора выходных параметров математической модели; 2. Построение математической модели взаимодействия исправного БРЭО и верно действующего экипажа; 3. Верификация построенной модели; Поиск и регистрация неисправностей БРЭО и ошибок в действиях экипажа.

2.6.22. Тестирование бортовых гироскопических устройств / Nan Jianguo, Fan Xiaoguang, Wang Xuefeng // Jisuanji celiang yu kongzhi=Comput. Meas. and Contr. - 2004. - 12, № 4. – С. 314-315, 328. - Библ. 5.

Технол. университетом ВВС Китая разработана система тестирования бортовых гироскопических устройств атмосферных летательных аппаратов. Система построена на основе компьютера Pentium III (1,1 ГГц, ЗУ ёмкостью 128 МБ), применён 40-см монитор полихромного изображения, АЦП, ЦАП. С применением системы выполнено тестирование гироскопических устройств 15 различных типов, получены удовлетворительные результаты.

2.6.23. Радио-оптический метеонавигационный комплекс воздушного судна / Шошин Е. Л., Суханюк А. М. (СурГУ) // Труды 2 Всероссийской научно-технической конференции по проблемам создания перспективной авионики "АВИОНИКА-2003", Томск, 15-17 апр., 2003. - Томск: Изд-во ТГУСУР, 2003. - С. 272-276. - Библ. 5.

Анализируются потенциальные возможности радио-оптических локационных систем по проведению диагностики опасности обледенения самолета в течение времени совершаемого полета. Рассматриваются теоретические аспекты функционирования метеонавигационных локационных систем в режимах работы "Обледенение" и "Идентификация".

2.6.24. Методики контроля технического состояния электронных узлов летательных аппаратов с использованием голографического модуля / Боровцов П. В. (Пермский воен. ин-т внутр. войск) // Контроль. Диагност. – 2004. - № 6. - С. 51-55. - Библ. 5.

Описана методика контроля технического состояния электронных узлов ЛА с помощью голографического модуля. Методика позволяет контролировать техническое состояние любого электронного узла современных ЛА.

2.6.25. Разработка методов обеспечения надежности цифровых систем управления современными авиационными комплексами: Автореф. дис. на соиск. уч. степ. канд. техн. наук / Воробьев А. В. / ГВЦ Интурист. - Москва, 2004. - 27 с. - Библ. 16.

Научная новизна работы заключается в следующем: разработка оптим. законов управления, основанных на методе динамического программирования с применением квадратичного функционала качества в виде суммы скалярного произведения относительно фазовых координат, приводящих к рекуррентной вычислительной процедуре законов управления, реализуемых в виде явных формул на бортовых ЭВМ; выбор численных процедур и тактов интегрирования уравнений в форме модели самолета 3-го порядка с малыми динамическими погрешностями на основе z-преобразований и построение картин протекания переходных процессов в тактовые моменты времени; сравнение мат. методов описания ошибок в программном обеспечении и создание новых моделей для прогнозирования с помощью введения матриц перехода, а также способа квадратичного программирования с принципом дополнительности, связанным с условиями Куна-Таккера, расширяющими возможности процедур регрессионного анализа; вывод упрощенных формул для построения кривых при выборе необходимого полета в зависимости от безотказности действия комплексов и числа доверительных уровней, принимаемых при оценках результатов испытаний; составление рекомендаций по сокращению числа испытаний на основе применения критерия Байеса и использование априорных вероятностей данных, полученных в процессе стендовых и летных испытаний комплексов-аналогов с применением β -распределений.

2.6.26. Анализ надежности сложных технических систем по данным их эксплуатации. Надежность самолета ТУ-154М. Показатели надежности сложной системы / Половко А.М. // Надежность. – 2004. - № 4. - С. 54-62. - Библ. 3.

Предложена методика и компьютерные технологии анализа надежности сложных систем по данным их эксплуатации, которые позволяют получить характеристики надежности сложной системы и ее элементов с необходимой для практики точностью. Ее особенностями являются: простота сбора данных об отказах техники, требующая фиксации лишь даты отказа; универсальность и простота расчетов благодаря применению универсальных программных средств символьной математики (Mathematica, Maple, Derive). Выявлено, что надежность анализируемых самолетов ТУ-154М низкая: вероятность безотказной работы в течение 100 часов не превосходит 50%. Наименее надежными системами являются: радиоаппаратура, оборудование управления полетом, пилотажно-навигационное оборудование, шасси, система кондиционирования, топливная система двигателя. Для обеспечения высокой надежности самолета ТУ-154М в процессе его эксплуатации частота профилактики должна быть настолько высокой, что ее практическая реализация невозможна.

2.6.27. Технология процесса комплексирования автоматизированных средств испытания бортовых систем летательных аппаратов / Дрогайцев В. С., Писарев В. Н., Говоренко Г. С., Тетерин Д. П., Фомин Д. А. // Инф. технол. в проектир. и пр-ве. – 2004. - № 3. - С. 53-76. - Библ. 3.

Рассмотрен возможный подход к целевому комплексированию автоматизированных аппаратно-программных средств испытания бортовых систем управления, представленных классом бортовых систем управления силовыми устройствами летательных аппаратов (ЛА), который м. б. распространен также на класс бортовых навигационных систем ЛА.

2.6.28. Методология системного проектирования авионики с отказоустойчивыми свойствами: Автореф. дис. на соиск. уч. степ. докт. техн. наук / Сабо Ю. И. / Тул. гос. ун-т. - Тула, 2004. - 40 с. - Библ. 45.

Объектом исследования диссертации является авионика, состоящая из сенсорной системы, ряда функциональных компонентов (узлов и блоков) по преобразованию информации, бортового вычислителя, средств передачи и отображения информации. Структура исследуемых комплексов является иерархической в том смысле, что авионика состоит из ряда взаимодействующих

систем, которые, в свою очередь включают ряд взаимодействующих подсистем, разбиваемых на узлы, блоки т. п., вплоть до эл., мех., оптических и т. п. элементов. Важным требованием, предъявляемым к комплексам исследуемого класса, является обеспечение эффективности и отказоустойчивости в процессе эксплуатации, что позволяет не только надежно выполнять полетные задания, но и обеспечивать общую работоспособность оборудования в условиях пост. (отказов) и перемежающихся (сбоев) нарушений работоспособности элементов, внешних информационных помех и физ. возмущений. Понятие отказоустойчивости неразрывно связано с понятием состояния. Состояния систем авионики (работоспособные, неработоспособные и предельные) определяются и регламентируются в отечественной практике ГОСТ 27.002-83. При этом предполагается, что переход системы из состояния в состояние вызывается как параметрической деградацией элементов любых типов, вследствие естественных причин, так и случайными воздействиями на элементы со стороны внешних физ. явлений. Все отказы развиваются не иначе, как во времени. Важной особенностью интегрированных комплексов бортового оборудования является наличие ресурсного обеспечения для осуществления реконфигурации в случае отказов элементов. При этом различается реконфигурация мат. (информационная), осуществляемая без изменения структуры комплекса, и реконфигурация физ., осуществляемая с изменением взаимосвязей между блоками. Предметом исследования диссертации являются показатели эффективности и отказоустойчивости авионики, реализуемые как системные свойства перспективных авиационных комплексов бортового оборудования, а также методы целенаправленного изменения указанных показателей за счет структурных техн. решений, закладываемых на этапе проектирования и реализуемых на этапе производства и/или эксплуатации комплексов.

2.6.29. Новая концепция лабораторных испытаний систем руководства полетом с электродистанционным управлением (FBW) небольших самолетов. The new conception of the laboratory testing of the FBW control system for small aircraft / Dolega Boguslaw, Rogalski Tomasz // Aircraft Eng. and Aerosp. Technol. - 2004. - 76, №3. - С. 293-298.

Представляется концепция и практическая реализация лабораторных испытаний систем руководства полетом небольших самолетов. Стенд, используемый в этих испытаниях, включает модули, способные осуществлять (моделировать) весь процесс полета с участием пилота в реальном масштабе времени. Персональный компьютер (PC) оборудован специальным пультом и преобразователями переменного тока в постоянный и наоборот. Процессор компьютера обрабатывает данные и передает по линии передачи данных на индикаторы. Основной задачей стенда является обеспечение тестирования системы FBW по новой технологии (быстро и не снимая с борта самолета систему).

2.6.30. Распределенная вычислительная система "Регата" - основа технологии контроля воздушных судов по состоянию / Ратникова Н. А. // Авиакосм. приборостр. – 2004. - № 7. - С. 44-51, 74.

Изложен принцип построения распределенной ВС "Регата", рассматриваемой в качестве основы технологии контроля авиационной техники по состоянию. Предложена система вероятностных критериев (функционалы вероятности и квантили), позволяющих проводить на каждом этапе эксплуатации воздушного судна (ВС) индивидуальную оценку его состояния. Разработана структура алгоритмического обеспечения для вычисления оценок вероятностных критериев состояния воздушного судна.

2.6.31. Способ резервирования цифровой вычислительной машины системы управления авиационным двигателем на основе многоуровневой модели / Нурутдинов А. Р., Фрид А. И. // Авиакосм. приборостр. – 2004. - № 11. - С. 21-26, 66. - Библ. 1.

Рассматривается проблема выбора оптим. способа резервирования ЭВМ системы управления авиационными двигателями. Предложенная методика выбора основана на представлении ЭВМ в виде многоуровневой модели и позволяет формализовать процесс выбора оптим. способа резервирования.

2.6.32. Влияние времени реакции МФПУ на качество выполнения целевой задачи / Гавриленко Ю. В., Зайцева Н.А., Стрелков В. Т., Ткачева Т. П. // Авиакосм. приборостр. - 2005. - № 1. - С. 34-36, 61. - Библ. 4.

ВС самолетовождения относится к наиболее сложному оборудованию современных пилотажно-навигационных комплексов (ПНК) и представляет собой интегрированную систему, состоящую из вычислителя и многофункционального пульта управления и индикации. Пульт управления должен обеспечивать индикацию параметров, позволяющих экипажу контролировать правильность выполнения каждой функции, предоставлять возможность ввода данных, команд и признаков, позволяющих управлять процессами функционирования ПНК.

2.6.33. Отказоустойчивые бортовые вычислительные системы. Классификация и оценка технических характеристик / Белоусов Ю. А. // Авиакосм. приборостр. – 2004. - № 11. - С. 26-34, 66. - Библ. 5.

Предлагается классификация бортовых вычислительных систем (ВВС) по колич. показателю уровня их отказоустойчивости. Рассматриваются методы оценок техн. характеристик сетевых отказоустойчивых ВВС, в том числе и характеристик надежности в различных режимах использования избыточных ресурсов. Приводятся колич. оценки характеристик некоторых типов ВВС.

2.6.34. Автоматическое преобразование данных для проверки и управления работоспособностью авионики с помощью потоков наблюдений и баз данных. Automated data translation for avionics health management through intelligent evidence streams and databases / Kalgren Patrick W., Byington Carl S., Donovan Bryan P. // 60 AHS International Annual Forum, Baltimore, Md, June 7-10, 2004: Proceedings. - Alexandria (Va): AHS Int., 2004. - С. 267-276. - Библ. 13.

Описана интеллектуальная система контроля функционирования авиационного оборудования, использующая всю получаемую от различных источников информацию о состоянии системы.

2.6.35. Использование нейронных сетей для определения запаса высоты, необходимого для завершения полёта после отказа одного из двигателей вертолётa. Wykorzystanie sieci neurpnowych przy określaniu zapasu wysokości niezbędego do kontynuacji lotu po awarii jednego z silników śmigłowca: Докл. [5 Krajowe forum wiroptatowe, Warszawa, 17-18 paźdz.,

2003] / Stanislawski Jaroslaw // Pr. Inst. lot. – 2004. - № 2-3. - С. 186-197. - Библ. 3.

Обеспечение высокого уровня безопасности эксплуатации - это одно из основных требований потребителей вертолётов. Несмотря на то, что появляются всё более совершенные конструкции вертолётов, трудно исключить возможность появления неполадок и дефектов. Для вертолёта особенно опасной является отказ СУ во время старта или посадки. Вблизи земли находится так называемая зона Н-V, что означает такую комбинацию высоты и скорости полёта, при которой в случае отказа СУ не удастся ни авторотационное приземление, ни в случае отказа одного из двигателей переход к полёту на остальных двигателях. Размеры опасной зоны Н-V зависят от степени потери мощности, параметров полёта в момент аварии, массы вертолёта, температуры воздуха и от умений пилота. Очень важно время реакции пилота и его правильная оценка сложившейся ситуации. Эффективность применения нейронной сети для помощи при пилотировании в аварийных условиях можно проверить на тренажере. Задание для сети - это определение уменьшения высоты полёта, связанного с проведением манёвра для завершения полёта после частичного отказа СУ. Сеть на основе параметров полёта определяет в реальном времени необходимый для манёвра запас высоты. На практике индикатор в кабине пилота (лампочка или звуковой сигнал) может показывать пилоту, возможен ли полёт или надо приземлить вертолёт. Применение нейронных сетей как элемента, облегчающего принятие пилотом решения, может увеличить шансы безопасного выхода из аварийной ситуации в полёте.

2.6.36. Расчет надежности выполнения функций комплексами средств автоматизации УВД / Игнатенко О. А. // Науч. вестн. МГТУ ГА. – 2003. - № 65. - С. 130-135. - Библ. 3.

Рассматриваются вопросы расчета надежности комплексов средств автоматизации (КСА) управления воздушным движением (УВД). Учитываются многофункциональность КСА УВД и взаимосвязь аппаратных средств

2.6.37. Метод предупреждения отказов в сложных авиационных радиоэлектронных системах / Барзилович Е.Ю., Бецков А. В., Прокопьев И. В., Сиволап В. А. // Науч. вестн. МГТУ ГА. – 2003. - № 63. - С. 13-20. - Библ. 3.

Предлагается и обосновывается новый подход к организации эксплуатации современных авиационных радиоэлектронных комплексов, обладающих большой степенью избыточности.

2.6.38. Надежность комплексов средств автоматизации УВД / Соломенцев В. В., Федотова Т. Н., Гаранин С. А., Игнатенко О. А. // Науч. вестн. МГТУ ГА. – 2003. - № 65. - С. 162-167. - Библ. 2.

Проведен анализ надежности комплексов средств автоматизации управления воздушным движением. Рассчитаны основные показатели безотказности систем. Определены источники повышения интенсивности отказов техн. и программных средств.

2.6.39. Применение ультразвуковых канализируемых волн для оценки старения изоляции проводов. Application of ultrasonic guided waves for aging wire insulation assessment / Anastasi Robert F., Madaras Eric I. // Mater. Eval. - 2005. - 63, № 2. - С. 143-147. - Библ. 12.

В обширной статье рассматривается применение УЗ-техники для проведения диагностики эл. изоляции проводов: речь, в частности, идет об авиационных проводах в системе бортовой эл. сети. Проведен ряд экспериментов с образцами проводов, подвергнутых искусственному старению при нагреве в печи. Показано, что скорость продольной упругой волны возрастает при усилении тепловых повреждений изоляции образцов, а также при увеличении длительности выдержки в печи. Другими словами, фазовая скорость продольной волны "чувствует" изменения жесткости эл. изоляции проводов, так что УЗ-измерения могут дать количественную информацию о состоянии последней.

2.6.40. Радикальное повышение быстродействия элементной базы резервных систем управления летательными аппаратами: Докл. [20 Международная научно-практическая конференция "Коммерческий учет энергоносителей", Санкт-Петербург, 23-24 нояб., 2004] / Касимов А. М., Мамедли Э. М., Попов А. И., Чернявский Л. Т. // Датчики и системы. – 2005. - № 4. - С. 29-33, 68. - Библ. 9.

Рассмотрена возможность построения неоднородно резервированных систем управления летательными аппаратами, построенных на базе электронной и струйной техники и обеспечивающих устойчивость к действию внешних дестабилизирующих

факторов. Предложены радикальные методы повышения быстродействия струйных элементов, на которые возложена практическая реализация одного из каналов системы управления.

2.6.41. Применение авиационных регистраторов перегрузок для объективного контроля степени износа планера самолета / Лобанов В. Н. // 6 Международная научно-техническая конференция "Кибернетика и высокие технологии XXI века", Воронеж, 17-19 мая, 2005. - Воронеж: НПФ "Саквоее", 2005. - С. 344-348. - Библ. 2.

Рассматривается проблема усталостных повреждений планера самолета, возникающих при эксплуатации, а также исследуется возможность объективного контроля износа планера самолета во время полета и при движении по взлетно-посадочной полосе.

2.6.42. Разработка математического обеспечения для моделирования выхода из строя вала турбореактивного двигателя. Software developing for simulation of the aviation turbine shaft break-up / Rutkovsky V. Yu., Zemlyakov S. D., Sukhanov V. M., Glumov V. M. // Preprints of the 4 IFAC Workshop DECOM-TT 2004 "Automatic Systems for Building the Infrastructure in Developing Countries: Regional and Global Aspects", Bansko, 3-5 Oct., 2004. – S. I.: Union Autom. and Inf. Bulg., 2004. - С. 99-105. - Библ. 5.

Представлена математическая модель передающих мощность силовых элементов двигателя для авиации и морского флота. Модель описывает режимы работы турбовинтовых двигателей (TRE). Также описывается динамика двигателя, передачи мощности на стационарных и переходных режимах, возможность появления пластических деформаций материала вала двигателя, которые предшествуют выходу вала из строя. Компьютерные исследования системы учитывают факторы, определяющие работу двигателя.

2.6.43. Повышение эффективности управления движения воздушных судов. Traffic awareness for general aviation (TAGA) / Reitenbach Oliver // Air Traff. Contr. Quart. - 2005. - 13, № 2. - С. 111-126. - Библ. 5.

Предприятием Deutsche Flugsicherung GmbH (Германия) проводится работа в рамках правительственной программы Traffic Awareness for General Aviation. Разработан эксперим. вариант

взаимодействующего с РЛС наземного аппаратного комплекса, обеспечивающего передачу данных положения и ситуации на бортовой комплекс воздушного судна. Сопровождение посадки обеспечено 1~3 РЛС, при значениях скорости движения воздушного судна 100; 250; 450 км/ч суммарные значения погрешности определения положения составляли, соответственно, 0,36~0,41; 0,90~1,01; 1,60~1,81 км.

2.6.44. Применение методики анализа пределов надежности для эл. магн. реле в аэрокосмической технике. Research on the reliability tolerance analysis method of electromagnetic relay in aerospace / Liang Hui-min, Ren Wan-bin, Ye Xue-rong, Zhai Guo-fu // Chin. J. Aeron. - 2005. - 18, № 1. - С. 65-71. - Библ. 6.

Эл. магн. реле входят в число основных компонентов аэрокосмических электронных систем для передачи информации, управления и распределения энергии, и их надежность влияет на надежность системы в целом. Анализируются современные методы учета надежности при проектировании, а также математические модели расчета пределов надежности при использовании эл. магн. сил, вероятностной статистики для механических пружин и соотношения напряжение—прочность при совместном действии обоих факторов. Эта методика дает возможность управления качеством реле, начиная с момента проектирования и является применимой к другим компонентам электронных схем.

2.6.45. Тестирование агрегатов самолёта истребительной авиации / Kong Qiuju, Hu Shousong // Dongnan daxue xuebao. Ziran kexue ban=J. Southeast Univ. Natur. Sci. Ed. - 2004. - 34, прил. - С. 131-134. - Библ. 5.

Технол. университетом аэрокосмической отрасли (Китай) с применением грубоструктурированных наборов данных и нейронных сетей выполнено диагностирование аномальных состояний и оповещение пилота самолёта истребительной авиации (типа DC-10). Система ориентирована на использование на стадии взлёта и набора высоты. Время затраты на диагностирование единичного вида аномального состояния не превышают 0,5 с (оповещение производится через 1 с). Достоверность диагностирования - порядка 95%.

2.6.46. Система идентификации для применения на воздушном транспорте. Apply face identification to detecting hijack of airplane: Докл. [3 Conference on Sensors, and Command, Control, Communications, and Intelligence (C31) Technologies for Homeland Security and Homeland Defense, Orlando, Fla, 12-16 Apr., 2004. Pt 2] / Luo Xuanwen, Cheng Qiang // Proc. SPIE. - 2004. - 5403, ч. 2. - С. 534-541. - Библ. 3.

Национальным университетом Wayne (США) разработана система идентификации пассажиров воздушного судна по изображению лица. Система применена для целей предотвращения захвата воздушного судна террористами. Непосредственно перед отправлением в автоматическом режиме в систему вводятся изображения лица пилотов. На протяжении всего полёта система обеспечивает идентификацию присутствующего в пилотской кабине персонала. При обнаружении посторонних лиц система производит немедленное оповещение наземных коммуникационных центров.

2.6.47. Моделирование надежности вариантов вычислительных комплексов для систем управления космических летательных аппаратов / Антимиров В. М., Машевич П. Р., Ачкасов В. Н. // Изв. вузов. Сев.-Кавк. регион. Техн. н. – 2005. - № 3. - С. 37-41, 113.

Рассмотрен предложенный алгоритм и проведена сравнительная оценка двух вариантов вычислительных комплексов для бортовых систем управления.

2.6.48. Алгоритм полетного контроля состояния датчиков бортового комплекса управления самолета / Чернов В.Ю. // Изв. вузов. Авиаци. техн. – 2005. - №4. - С. 49-53. - Библ. 9.

Рассматривается алгоритм полетного контроля датчиков курса, тангажа, крена и блока датчиков угловых скоростей самолета. Получены оценки точности контроля основного алгоритма и его нелинейного преобразования для нормальных законов распределения погрешностей комплексируемых датчиков и упругих колебаний корпуса самолета. Работоспособность и эффективность алгоритма подтверждаются результатами его моделирования и априорной оценкой достоверности обнаружения отказов в системе.

2.6.49. Автоматизация диагностирования ИНС при стендовых испытаниях / Прокошев И. В., Суминов В. М., Черновдаров А. В. // Приборы + автоматиз. – 2005. - № 12. - С. 15-21. - Библ. 7.

Развитие высокоэффективных методов диагностики техн. состояния приборов и агрегатов авиационного оборудования на всех этапах жизненного цикла при производстве, ремонте и эксплуатации, обеспечивающих высокий уровень надежности и безопасности авиационной техники в целом, является актуальной задачей. Развитие навигационных систем (НС) опирается на объединение возможностей измерителей различного принципа действия и создание на этой основе интегрированных НС. Отмечается недостаточная автоматизация проверок и отсутствие алгоритмов объективного диагностирования, опирающихся на научно обоснованные критерии оценки причин отказов ИНС и прогнозирования уровня техн. состояния. По своему устройству и принципу действия современные ИНС представляют собой типовые динамические стохастические системы. Поэтому для определения и компенсации их ошибок могут применяться современные технологии оценивания и управления. Предлагается испытательный стенд ИНС, размещенный на геодезически "привязанном" поворотном столе.

2.6.50. Повышение надежности эксплуатации аппаратных комплексов. Protect Typhoon's electronic systems against electromagnetic disruption // Aircraft Eng. and Aerosp. Technol. - 2005. - 77, № 1. - С. 83-84.

Фирмой QuinetiQ (Великобритания) ведется работа в рамках проекта Typhoon (обеспечение надёжного функционирования авиационного электронного оборудования в условиях воздействия электромагн. полей высокой интенсивности). Проект Typhoon представляет собой одно из звеньев национальной программы повышения надёжности бортовых аппаратных комплексов военной авиации.

2.6.51. Тестирование системы управления атмосферного летательного аппарата / Ma Sasa, Zhao Shouwei, Xiao Xiaofeng // Jisuanji celiang yu kongzhi=Comput. Meas. and Contr. - 2005. - 13, № 3. - С. 291-293, 300. - Библ. 8.

Технол. институтом ракетных войск и артиллерии (Китай) разработан способ тестирования системы управления атмосферного летательного аппарата военного применения. Реализовано тестирование на программном уровне с преднамеренным введением в систему управления данных о возникновении аномальных состояний. Периодическое тестирование способствует повышению эксплуатационной надёжности летательного аппарата.

2.6.52. Разработка ПО для системы управления / Liu Gequn, Liu Weiguo, Lu Jingchao // Jisuanji celiang yu kongzhi=Comput. Meas. and Contr. - 2005. - 13, № 5. - С. 493-495, 505. - Библ. 5.

Северозападным политехническим университетом (Китай) разработано ПО для системы управления беспилотного летательного аппарата коммерческого применения. Обеспечена реализация режимов: управления полётом, тестирования, задания параметров. Время затраты исполнения команд в системе 14,6 мс, период блокирования расчётных операций 3,01 мс, показатель достоверности передачи данных 98%, погрешность характеристик используемого в системе ШИМ-сигнала ± 3 мкс.

2.6.53. Оценка погрешности прогнозируемого изменения регулируемых параметров авиационной техники. Assessment of uncertainty of prognosis variation of controlled parameters aviation technique / Bochev Venelin Borisov, Chukanov Krasimir. Gorazdov // 12 International Scientific and Applied Science Conference "Electronics ET'2003", Sofia, Sept. 24-26, 2003: Proceedings of the Conference. Book 1. - Sozopol. [2003]. - С. 110-113. - Библ. 6.

Представлен способ оценки погрешности прогнозирования в реальном времени с использованием высоконадёжного алгоритма для прогнозирования изменений регулируемых параметров авиационной техники. Количество статической неопределённости фиксируется после редактирования алгоритма по самонастраивающемуся параметру.

2.6.54. Технология диагностической идентификации технического состояния ИНС при стендовой отработке и эксплуатации / Прокошев И. В., Суминов В. М. // Технол. приборостр. – 2005. - № 4. - С. 42-48. - Библ. 4.

Работа посвящена разработке технологии обнаружения и локализации отказов в интегрированных навигационных системах (НС). Обоснован метод обнаружения сбоев наблюдаемых выходных сигналов НС, позволяющий выполнять диагностическую идентификацию параметров моделей ошибок датчиков первичной информации инерциальных навигационных систем (ИНС) современных летательных аппаратов на примере корректируемой ИНС. Представлена обобщенная структура алгоритмов идентификации, позволяющих настраивать параметры моделей ошибок чувствительных элементов в процессе стендовых испытаний и эксплуатации по их техн. состоянию.

2.6.55. Повышение восприимчивости системы наведения ракеты / Zhou Shu-ping, Zhang Guang-jun // Hongwai yu jiguang gongcheng=Infrared and Laser Eng. - 2006. - 35, № 1. - С. 31-34. - Библ. 7.

Технологическим университетом аэрокосмической отрасли (Китай) предложен способ повышения восприимчивости системы ИК-наведения боевой ракеты. Определены пути минимизации влияния вибраций как источника возникновения шумовой составляющей (в системе с набором ИК-датчиков изображений). Обеспечено понижение амплитуды вибраций, предложено использование дополнительных амортизационных элементов для системы наведения. Вибрационные помехи обусловлены взаимодействием агрегатов ракеты на гироскопическое устройство (что вызывает последовательную деградацию сигнала обнаруживающего устройства и предусилителя).

2.6.56. Минимизация погрешности инерциальных систем навигации / Liu Wei, Xie Xu-hui, Li Sheng-yi // Nanjing hangkong hangtian daxue xuebao=J. Nanjing Univ. Aeron. and Astronaut. - 2004. - 36, № 3. - С. 348-352. - Библ. 10.

Национальным университетом оборонных технологий (Китай) разработан алгоритм минимизации погрешности (Coning Algorithm) для применяемых в системах инерциальной навигации гироскопических устройств с элементами подвесного типа. Алгоритм отличается повышенной эффективностью и не требует использования ЗУ увеличенного объёма, а также значительных времязатрат на выполнение расчётных операций.

2.6.57. Активное управление вибрациями трехосевой гироскопической платформы на борту ЛА. Active control of vibrations of a three-axis gyroscopic platform on board of a flying object / Koruba Zbigniew, Styczen Jerzy // Mechanics. – 2005. – 24, № 2. - С. 82-87. - Библ. 4.

Представлен алгоритм управления вибрациями во время запрограммированной и стабильной работы гироскопической платформы. Исследования сфокусированы на возмущениях, возникающих в результате маневров ЛА и кратковременных пульсаций внешних сил при условиях трения в подшипниках и нелинейных отклонениях в работе платформы.

2.6.58. Методический подход к оценке стойкости аппаратуры системы управления летательных аппаратов к действию фактора И4 / Харитонов П. А., Чернявский Л. Т., Коротков А. В., Лептюхов А. А., Поливода А. В. // Вопр. атом. науки и техн. Сер. Физ. радиац. воздействия на радиоэлектрон. аппаратуру. – 2005. - № 3-4. - С. 10-15. - Библ. 3.

Изложен методический подход к оценке стойкости аппаратуры системы управления (СУ) к действию фактора И4, в основу которого положен расчетно-экспериментальный статистический метод, использующий экспериментальные данные по областям работоспособности комплектующих элементов, в зависимости от уровня воздействующего фактора, формирования по ним потока неисправностей в аппаратуре СУ, и восхождения от них с помощью модели к оценке стойкости СУ в целом. Методический подход к оценке стойкости аппаратуры СУ летательных аппаратов к действию фактора И4 состоит в определении потока неисправностей комплектующих элементов и восхождения от них с помощью моделей оценки стойкости СУ в целом. Он базируется на использовании метода статистических испытаний, включает в себя ряд этапов, предусматривающих: описание системы управления как объекта оценки стойкости; расчет действующих уровней фактора И4 внутри приборного отсека СУ; формирование потока неисправностей в СУ на основе использования областей работоспособности комплектующих элементов системы и расчетных уровней фактора И4; оценка работоспособности аппаратуры СУ при сформированной совокупности неисправностей в каждой реализации статистических испытаний; оценка стойко-

сти аппаратуры СУ по результатам статистических испытаний, определивших количество благоприятных и общее число испытаний.

2.6.59. Диагностирование аномальных состояний устройства-автопилота / Ge Zhexue, Yang Yongmin, Hu Zheng, Wang Xinwei, Wen Xisen // Zhongguo jixie gongcheng= China Mech. Eng. - 2006. - 17, №4. - С. 338-342, 3; 2. - Библ. 13.

Технологическим исследовательским центром оборонной отрасли (Китай) разработана система диагностирования аномальных состояний устройства-автопилота атмосферного летательного аппарата (вертолета). Вынесение решений обеспечено на основе выполнения комплексной обработки данных знаний. Усреднённое значение показателя возникновения аномальных состояний для системы вооружений 46%. Показатель неопределённости выносимых решений об аномальных состояниях 0,0169.

2.6.60. Графоаналитический метод оценки риска катастроф пары воздушных судов / Грибков И. М. // Прикл. геом., инж. графика, компьютер. дизайн. – 2005. - №2. - С. 9-11.

В процессе управления воздушным движением диспетчер получает от экипажей самолетов и от наземных РЛС информацию о местоположении и параметрах полета. Этих данных достаточно для того, чтобы спрогнозировать местоположение любого летательного аппарата (ЛА) в любой будущий момент времени. Данных о номинальном положении ЛА и функции плотностей вероятностей отклонений фактических положений ЛА от номинальных достаточно для определения зон вероятностного положения ЛА в пространстве. Предложенный подход определяет такую зону как область пространства, ограниченную так называемой "поверхностью, равной вероятности". Это означает, что с равной вероятностью ЛА будет находиться в любой точке на этой поверхности. При этом в любой точке внутри тела, образованного данной поверхностью, самолет будет находиться с большей вероятностью, чем на поверхности. Рассмотрены влияние нормальных и двусторонних экспоненциальных отклонений фактических положений ЛА от номинальных на характер области вероятного нахождения ЛА в пространстве.

2.6.61. Усовершенствование авиации на базе интегральной модульной авионики. IMA aircraft improvements /

Wilkinson Chris // IEEE Aerosp. and Electron. Syst. Mag. - 2005. - 20, № 9. - С. 11-17. - Библ. 10.

Введение в авиации интегральной модульной авионики (ИМА) рассматривается как путь снижения размеров, массы и стоимости аппаратуры, когда производство гибко настраиваемой электроники и ПО позволяет статически или динамически перераспределять выполняемые оборудованием функции. Рассматриваются механизмы износа и старения электронного оборудования. С переходом авиационной промышленности к системе COTS (использования готовых коммерческих разработок) становится неприменимой гипотеза о постоянной скорости отказов оборудования в процессе эксплуатации, на которой основывается теория надежности. Предлагаются способы компенсации ограниченного ресурса оборудования.

2.6.62. К соотношению свойств живучести, надежности и безопасности имитатора системы управления летательного аппарата в авиатренажере / Квятковский Ю. Г., Мандриков В. И., Сердюк И. П., Якимов В. Н. // 8 Всероссийская научно-техническая конференция "Повышение эффективности средств обработки информации на базе математического моделирования", Тамбов, 26-28 апр., 2006: Материалы докладов. Ч. 2. - М.: ИПРЖР, 2006. - С. 276-281. - Библ. 7.

На основании предложенной методики уже на ранних этапах проектирования имитатора системы управления летательного аппарата можно всесторонне оценивать ожидаемую живучесть и надежность, выявлять слабые места, ограничивать области детальных последующих исследований и формировать рекомендации по повышению и обеспечению заданных живучести и надежности, учитывать структурные и физ. свойства.

2.6.63. Системы предупреждения столкновения самолётов в полёте и оценка риска столкновения. STCA, TCAS, airproxes and collision risk / Brooker Peter. // J. Navig. - 2005. - 58, № 3. - С. 389-404. - Библ. 23.

Приведены характеристики системы предупреждения и предотвращения столкновения самолётов в полёте (TCAS) и системы краткосрочного предупреждения столкновения самолётов (STCA), применяемой диспетчерами УВД. Рассмотрены вопросы взаимодействия данных систем.

2.6.64. Некоторые подходы к повышению алгоритмической надежности систем управления летательными аппаратами в условиях отказов исполнительных приводов органов управления / Мурашов Г. А. // Авиакосм. приборостр. – 2006. - №4. - С. 54-62, 63. - Библ. 6.

Развитие современной техники, повышение требований к точности, расширение функций современных систем управления летательными аппаратами, некоторые из которых полностью или частично исключают человека-оператора из процесса управления, привели к усложнению их конструкции. Одновременно ко всему авиационному комплексу, в состав которого входят системы управления, предъявляются жесткие требования обеспечения безопасности конструкционных систем при отказах отдельных их элементов. Таким образом, вопросы надежности как свойства объекта выполнять заданные функции, сохраняя во времени и в заданных пределах установленные эксплуатационные показатели, для систем с многосвязными элементами приобретают особую остроту.

2.6.65. Применение стенда полунатурного моделирования для отработки цифровой комплексной системы управления летательным аппаратом 5-го поколения / Залесский С.Е. // Авиакосм. приборостр. – 2006. - №4. - С. 46-53, 63. - Библ. 2.

Высокий уровень автоматизации управления современными летательными аппаратами обостряет проблему обеспечения безопасности полета, которая находится в прямой зависимости от уровня надежности программного обеспечения, реализованного в системе управления. Одна из самых серьезных опасностей, с которой может столкнуться самолет в процессе пилотирования, как правило, оказывается и самой предсказуемой из-за наличия ошибок даже в самом тщательно протестированном программном обеспечении.

2.6.66. Аналитические способы составления моделей надежности программного обеспечения комплексов управления летательными аппаратами / Воробьев А. В. // Авиакосм. приборостр. – 2006. - № 4. - С. 39-45, 63. - Библ. 4.

Современные требования значительного повышения автоматизации полетов вызвали большой рост объемов ПО, достигаю-

щих десятков тысяч строк, и появление ошибок, приводящих в ряде случаев к недопустимым авариям. Поэтому при традиционных способах написания программ людьми начали разрабатываться аналитические и автоматизированные методы их контроля для нахождения ошибок и внесения соответствующих исправлений.

2.6.67. Оперативное регулирование потоков в автоматизированной системе управления воздушным движением / Конькова Е. Ю., Рудельсон Л. Е., Черников П. Е. // Изв. РАН. Теория и системы упр. – 2006. - № 4. - С. 141-153. - Библ. 8.

Проблемы регулирования потоков воздушного движения выступают на первый план в ходе текущего планирования полетов, когда всплывают недочеты долговременного (составление сезонного расписания) и предварительного (уточнение графика движения на ближайшие сутки) этапов. Изменения условий выполнения рейсов, вызванные атмосферными явлениями, отказами технических средств, организационными и другими причинами приводят к необходимости перераспределения потоков самолетов, находящихся в воздухе. В ситуации, при которой в считанные минуты нужно фактически заново создать сводный план на территории системы, обоснованные предложения алгоритмов организации потоков могут оказать серьезную поддержку диспетчерскому персоналу. В статье предложен и исследован метод оперативной прокладки маршрутов при изменении условий выполнения полетов.

2.6.68. Выявление ситуаций повышенного риска авиакатастроф / Li Ke, Zhang Sheng // Wuhan ligong daxue xuebao. Xinxi yu guanli gongcheng ban=J. Wuhan Univ. Technol. Inf. and Manag. Eng. - 2006. - 28, № 9. - С. 22-25. - Библ. 2.

Технологическим университетом провинции Ухань (Китай) на основе применения информационных технологий разработана система заблаговременного выявления ситуаций повышенного риска авиакатастроф и происшествий, обусловленных влиянием человеческого фактора. Выполняется анализ данных взаимодействия лётного персонала с человекомашинными интерфейсами (на предполётной стадии).

2.6.69. Разработка диагностической системы для беспилотного летательного аппарата / Wu Jian // Jisuanji celiang

yu kongzhi=Comput. Meas. and Contr. - 2006. - 14, № 6. - С. 745-747. - Библ. 3.

Исследовательским центром технологий моделирования (Китай) разработана встроенная диагностическая система для бортового аппаратного комплекса беспилотного летательного аппарата. Применён микропроцессор типа ARM9 (тактовая частота 200 МГц, ОС реального времени VsWorks). Система обеспечивает немедленное выполнение тестирования (и диагностики аномальных состояний).

2.6.70. Диагностирование аномальных состояний оборудования воздушного судна / Guo Ya-zhong, Zuo Hong-fu, Wang Hua-wei // Yingyong kexue xuebao=J. Appl. Sci. - 2006. - 24, № 4. - С. 406-409. - Библ. 11.

Технологическим университетом аэрокосмической отрасли (Китай) разработан эффективный подход к диагностированию аномальных состояний бортового оборудования воздушного судна. Вынесение решения обеспечено по результатам двухуровневой обработки данных (реализованной в пределах некоторой двухслойной структуры). Сокращены время затраты диагностирования (с частичным отказом от привлечения человека-оператора).

2.6.71. Повышение безопасности полетов на гидроаэродромах за счет применения технологий СНН/ОВД / Крючков Л. А., Горский Е. Б., Лапшина С. И. // 6 Научная конференция по гидроавиации "Гидроавиасалон-2006", Геленджик, 6-10 сент., 2006: Тезисы докладов - М.: ЦАГИ, 2006. - С. 36.

Современные технологии самолетовождения и управления воздушным движением, использующие спутниковые навигационные системы и цифровые линии обмена данными, позволяют организовать посадочные операции на временных аэродромах и спецплощадках с уровнем безопасности, характерным для стационарных аэродромов, оборудованных наземными средствами обеспечения захода на посадку (ИЛС) и наблюдения (посадочный локатор). Особенности применения гидроавиации заключаются в том, что в качестве посадочной площадки может быть использован любой участок водной поверхности достаточной протяженности. Для обеспечения требуемого уровня безопасности в этом случае необходимо: сформировать заданную траекто-

рию посадки и обеспечить ее точное выдерживание; организовать непрерывное наблюдение в пункте УВД за полетами гидросамолетов; реализовать автоматизированную обработку поступающей информации с целью обнаружения и предотвращения потенциально опасных ситуаций в воздушном пространстве зоны гидроаэродрома. Формирование заданной траектории осуществляется в бортовом вычислителе по данным, передаваемым с наземной контрольно-корректирующей станции, а ее точное выдерживание - по информации СНС. Непрерывное наблюдение за гидросамолетами ведется с помощью автоматического независимого наблюдения - вещательного (АЗН-В). На автоматизированном рабочем месте руководителя полетов обеспечивается контроль за выдерживанием заданной траектории, взаимным положением самолетов в районе гидроаэродрома и опасным сближением с окружающим рельефом. Изложены результаты летных испытаний по отработке и оценке характеристик такого комплекса применительно к самолетам легкомоторной авиации и гидросамолетам.

2.6.72. Применение контроллеров с высокой степенью избыточности. Fail-safe controller monitoring // Ideas Int. – 2006. - № 2. - С. 18-19.

Высокий уровень требований к системам управления современных воздушных судов (Аэробус А340-500/600; А380) обуславливает применение контроллеров с высокой степенью функциональной избыточности. Специально для самолёта Аэробус разработана гидравлическая система, использующая воду под высоким давлением с температурой порядка 180° С (высокая эксплуатационная надёжность обеспечена применением контроллера Sismatic WinCC).

2.6.73. Проблема взаимопонимания между человеком и машиной. Automation revisited / Lagagnina Mark // Aviat. Safety World. - 2006. - 1, № 4. - С. 44-45.

Отдел исследования человеческого фактора Федеральной авиационной администрации США (FAA) серьезно озабочен проблемой взаимодействия экипажа с электронными системами управления полетом. В 1996 г. FAA опубликовала специальный отчет по этой теме. За прошедшие 10 лет появились новые бортовые системы, усовершенствовались старые системы, велось

постоянное обучение летного состава. Однако, несмотря на некоторое улучшение, проблема взаимодействия "человек—машина" осталась, представляя прекрасный образец проблем из разряда вечных. Исходя из анализа отчетов об авиационных происшествиях, FAA отмечает, что у летных экипажей по-прежнему немало проблем интерфейса с бортовой автоматикой и они испытывают трудности в использовании электронных систем. Пилоты часто не понимают возможностей, ограничений и принципов работы автоматики. Были случаи, когда пилоты удивлялись в полете поведению кабинного оборудования и спрашивали друг у друга: "А почему она (машина) это сделала?" или "А что она делает сейчас?". Примером отсутствия взаимопонимания между человеком и машиной может явиться тяжелое авиационное происшествие 26 апреля 1994 г. В этот день самолет А300 авиакомпании China Airlines выполнял полет в Нагою (Япония). Полет подходил к завершению. Во время захода на посадку по ILS с включенным автоматом тяги самолет пилотировал второй пилот. Снижение шло успешно до высоты 320 метров, когда второй пилот случайно включил режим TOGA "Взлет/уход на второй круг" (TOGA — take off/go-around). Последовало увеличение тяги двигателей. Решив, что произошел сбой в работе автоматики силовой установки, второй пилот отключил автомат тяги и вручную уменьшил обороты двигателей. В это время самолет отклонился немного вверх от глиссады и кто-то из пилотов, решив вернуть самолет на глиссаду, задействовал автопилот, который уже работал в режиме TOGA. По всей вероятности экипаж так и не понял, что автопилот перевел стабилизатор в положение, когда самолет задрал нос. Второй пилот отдал штурвал от себя, чтобы уменьшить угол тангажа, спровоцированный автопилотом. Началась борьба летчика с автопилотом, который вопреки усилиям пилота упорно пытался задраить вверх нос самолета. Тут вмешался командир воздушного судна (КВС), который взял управление на себя и решил, что в сложившейся ситуации посадка будет затруднительна и лучше будет уйти на второй круг. Самолет начал набор высоты с очень большим углом тангажа, который продолжал увеличиваться, пока не достиг 52 град. Естественно, что с таким задраным вверх носом самолет не мог лететь долго, он стал терять воздушную скорость, пока она не упала до 78 узлов

(146 км/час). Произошло сваливание на крыло, самолет потерял управление и устремился к земле. В катастрофе погибли 264 человека. Семерым повезло, — они отделались серьезными травмами, но остались живы.

2.6.74. Диагностирование бортового аппаратного комплекса боевой ракеты / Xie Jian, Tian Gui // Jisuanji celiang yu kongzhi=Comput. Meas. and Contr. - 2007. - 15, № 1. - С. 94-96. - Библ. 5.

Военно-инженерным институтом войск артиллерии (Китай) на основе применения технологий виртуальных измерений разработана система диагностирования аномальных состояний бортового аппаратного комплекса боевой ракеты. В системе применено многофункциональное устройство сбора и хранения данных PCI-6033E (фирма NI, США). Реализованы 64/32 контура ввода (16-бит сигнала данных) при общем числе источников данных 142. Показатель выборки 100 кс/с/канал. Выполнение цифровой фильтрации данных обеспечивает получение высокодостоверного результата.

2.6.75. Тестирование системы наведения боевой ракеты / Shui Xianhui, Bai Yun, He Guangjun, Jin Fengjie // Jisuanji celiang yu kongzhi=Comput. Meas. and Contr. - 2007. - 15, № 1. - С. 88-90. - Библ. 4.

Технологическим университетом ВВС Китая разработана компьютеризованная система тестирования аппаратного комплекса системы наведения боевой ракеты. Применена ОС Windows (Visual Basic 6.0; LabVIEW 7.1). Реализовано быстрое диагностирование аномальных состояний бортового комплекса (используются справочные данные БД).

2.6.76. Обеспечение стойкости систем управления летательных аппаратов к внешним возмущающим факторам / Касимов А. М., Мамедли Э. М., Чернявский Л. Т., Пустовалов Е. В., Коротков А. В., Харитонов П. А. // Пробл. упр. – 2006. - № 1. - С. 76-80, 84. - Библ. 13.

Предложен способ обеспечения стойкости систем управления летательных аппаратов к воздействию внешних дестабилизирующих факторов путем введения в её состав резервного канала, построенного на струйных элементах. Основное внимание уделено разработке алгоритма, обеспечивающего необходимую

точность измерения кажущейся скорости летательного аппарата в жёстком реальном времени.

2.6.77. Оценка критичности и корреляции функций бортовых информационно-управляющих систем при анализе потенциальной живучести / Тимофеев О. С. // Радиоэлектрон. і комп'ютерні системи. – 2006. - № 7. - С. 111-114, 216. - Библ. 6.

Исследуются бортовые информационно-управляющие системы летательных аппаратов (БИУС ЛА), допускающие многоступенчатость процессов деградации и частичное восстановление. Описывается методика решения задачи оценки критичности и корреляции функций БИУС ЛА при анализе потенциальной живучести. При решении задачи используется матричный подход к исследованию. Данная методика исследований необходима на одном из этапов решения задачи обеспечения требуемой живучести БИУС ЛА при модернизации ЛА. Она использовалась для анализа критичности функций БИУС современного маневренно-го летательного аппарата

2.6.78. Метод оценки вероятностей ложного распознавания и нераспознавания аварийной ситуации системой поддержки принятия решений на этапе взлета пассажирского самолета / Глубокая М. Г. // Вестн. компьютер. и инф. технол. – 2007. - № 4. - С. 13-21. - Библ. 15.

Рассмотрен метод оценки вероятностей ошибок 1-го и 2-го рода системы поддержки принятия решений на этапе взлета пассажирского самолета. Для определения данных вероятностей проведено статистическое моделирование как безаварийного взлета, так и взлетов в условиях аварийных ситуаций, с учетом погрешностей всех параметров, участвующих в алгоритме контроля взлета. На основе результатов моделирования назначены границы критической области контролируемого параметра, которые определяют вероятности нахождения одного отдельно взятого измерения контролируемого параметра вне и внутри критической области. Для назначенных границ критической области вычислено минимальное количество измерений контролируемого параметра, принадлежащих критической области, при котором ситуацию можно расценивать как аварийную.

2.6.79. Архитектура бортовых вычислительных систем современных и перспективных самолетов / Федосеев Е. П., Колпаков К. М. // Тр. ГосНИИАС. – 2007. - № 1. - С. 3-17, 59. - Библ. 4.

Сформулированы концептуальные особенности бортовых ВС самолетов нового поколения. Предложен возможный вариант структуры системы и определены новые технологии, которые необходимо разработать для создания ВС самолетов начала XXI века. Эффективность выполнения поставленных задач, безопасность полета, эксплуатационная пригодность и ряд других не менее важных характеристик летательных аппаратов (ЛА) в значительной мере определяются способностью интегрированной модульной авионики (ИМА) выполнять свои функции. Основные качества ИМА самолетов нового поколения - это, прежде всего, развитая архитектура и высокий интеллект, обеспечивающие высокую информационную поддержку полетного задания и высокий уровень автоматизации управления ЛА на всех этапах полета.

2.6.80. Концепция и лабораторный анализ базирующейся на траектории автоматизации обеспечения эшелонирования полётов. Concept and laboratory analysis of trajectory-based automation for separation assurance / McNally David, Gong Chester // Air Traff. Contr. Quart. - 2007. - 15, № 1. - С. 35-63. - Библ. 25.

Разработаны и испытаны эксплуатационная концепция и методология лабораторного анализа с целью определения, как четырехразмерный метод анализа траектории может поддержать высокий уровень автоматизации обеспечения эшелонирования полётов. Проведено моделирование в реальном времени, в котором диспетчер генерирует траектории разрешения конфликтных ситуаций, используя автоматически испытанный план генерирования траектории и анализа функций, но только в ответ на обнаружение конфликтных ситуаций и выведения на дисплей с помощью функции автоматического обнаружения конфликтных ситуаций.

2.6.81. Комплексная система раннего предупреждения приближения к земле с расширенными функциональными возможностями и программно-алгоритмические средства,

минимизирующие вероятность ложной сигнализации: Автореф. дис. на соиск. уч. степ. канд. техн. наук / Дрягин Д. М. / Моск. авиац. ин-т (гос. техн. ун-т). - Москва, 2007. - 22 с. - Библ. 11.

Целью работы является повышение безопасности полета за счет расширения функциональных возможностей СРППЗ, разработка теоретических основ ее построения, включающих структуру, алгоритмы и методики работы СРППЗ, создание промышленного образца отечественной системы. Для достижения поставленной цели необходимо решение следующих задач. Анализ существующего состояния нормативной документации, опыта разработки, эксплуатации СРППЗ и эффективности применения нового поколения систем предупреждения столкновения с землей. Обоснование структуры СРППЗ, физических принципов ее построения и сравнительный анализ вариантов реализации системы в зависимости от состава оборудования. Разработка математических моделей ошибок датчиков первичной информации и моделей характерных типов рельефа местности для построения алгоритма определения ортометрической высоты ВС. Разработка алгоритмического обеспечения СРППЗ на основе предложенных моделей, включая алгоритмы прогнозирования траектории, фильтрации первичной информации, алгоритмы определения вероятностных характеристик системы (вероятность правильного обнаружения, пропуска сигнализации). Разработка методик определения граничных условий (совокупность параметров движения ВС, его конфигурации, этапа полета и др.) для известных и вновь вводимых режимов СРППЗ с учетом доступной входной информации типа ВС и заданных вероятностных характеристик системы. Разработка процедур проверки работоспособности и оценки эффективности предложенных методик и алгоритмов на этапах предварительных, межведомственных и квалификационных испытаний создаваемой системы. Экспериментальная проверка предложенных решений путем имитационного, полунатурного моделирования, наземных и летных испытаний, а также в процессе эксплуатации системы в рейсовых полетах. При решении перечисленных задач были использованы аппарат линейной алгебры, прикладные методы теории вероятностей и теории случайных процессов, методы оптимального оценивания,

методы экспериментальных исследований и математического моделирования. Объектом исследования является система раннего предупреждения ТТА-12(S), разрабатываемая ЗАО "Транзас", а также результаты летных испытаний системы ТТА-12(5) и ее эксплуатации в рейсовых полетах.

2.6.82. Развитие интегрированных комплексов бортового оборудования самолетов нового поколения: Докл. [2 Всероссийская научно-практическая конференция "Перспективные системы и задачи управления", пос. Домбай, Краснодар, край, апр., 2007] / Бражник В. М., Герасимов Г. И. // Инф.-измерит. и управл. системы. - 2008. - 6, № 3. - С. 10-17.

Рассмотрены этапы развития интегрированных комплексов бортового оборудования (КБО) боевых самолетов нового поколения и принципы, на базе которых необходимо проводить их проектирование. Представлены унифицированные структуры интегрированного КБО для маневренных самолетов нового поколения. Приведены характеристики бортовых ВС и виды современных информационных связей между бортовыми системами и вычислительной средой интегрированных комплексов на основе коммутационных технологий по стандарту RepidIO.

2.6.83. Оптоволоконный монитор деформаций для беспилотного ЛА. Fiber optic strain monitor for an uninhabited aerial vehicle: Докл. [5 Conference on Nondestructive Evaluation and Health Monitoring of Aerospace Materials, Composites, and Civil Infrastructure, San Diego, Calif., 281 Febr.-2 March, 2006] / Owens Thomas, Pesavento Philip, Ice Robert, Knudsen Steven, Harrison Mary Ann // Proc. SPIE. - 2006. - 6176. - С. 61761G/1-61761G/11. - Библ. 14.

Сообщается о разработке оптоволоконного монитора деформаций для беспилотного ЛА, изготовленного из стекловолоконного композиционного материала с элементами жесткости из АІ. Измерение деформаций производится методами интерферометрии с помощью дифракционных решеток, нанесенных на оптические волокна. Для сбора информации в реальном времени создано специальное опросное устройство, передающее данные на бортовой компьютер. По причине ограничений массы и размеров аппаратуры большое внимание уделяется вопросам ее компактности и энергетической экономности. Основной задачей системы

является регистрация наступления деградации композиционного материала конструкции ЛА в полете.

2.6.84. Конструктивно-компоновочная модель построения аппаратуры системы управления летательных аппаратов для оценки стойкости к действию фактора $\gamma_{И12}$ / Лептюхов А. А., Харитонов П. А., Чернявский Л. Т. // Вопр. атом. науки и техн. Сер. Физ. радиац. воздействия на радиоэлектрон. аппаратуру. – 2007. - № 1-2. - С. 105-107.

Изложен принцип построения конструктивно-компоновочной модели системы управления летательных аппаратов, используемой для оценки и подтверждения стойкости аппаратуры системы управления к действию фактора $\gamma_{И12}$ в условиях возмущающих воздействий.

2.6.85. Обнаружение и оценка опасности зон сдвига ветра и атмосферной турбулентности в облачных метеобъектах с целью обеспечения безопасности полетов летательных аппаратов / Верещагин А. В., Смирнов В. В. // Системы управления и передачи информации. Юбилейный сборник трудов. – СПб.: БГТУ, 2008. - С. 89-93. - Библ. 6.

Рассматриваются методы и алгоритмы обнаружения и оценки опасности метеобъектов (МО) с использованием бортовых когерентных РЛС. Предлагается последовательно проводить компенсацию собственного перемещения носителя РЛС, оценку моментов доплеровского спектра (ДС) отраженного сигнала и восстановление пространственного поля скорости ветра, анализ характеристик которого позволяет с высокой точностью, достоверностью и оперативностью обнаруживать опасные зоны. Для обнаружения и оценки степени опасности зон сильных сдвигов ветра и интенсивной турбулентности в МО целесообразно проводить оценку нулевого, первого и второго моментов ДС отраженных сигналов с использованием параметрических АР-алгоритмов. Для компенсации собственного движения носителя РЛС, искажающего ДС отраженных сигналов, может быть использован эффективный "квазинеподвижный" алгоритм на основе череспериодного управления положением ФЦА РЛС. Реализация данного алгоритма возможна в случае антенны РЛС в виде плоской ФАР с управлением положением ФЦА.

2.6.86. Экспертная система контроля и документирования в авиации / Волчихин В. И., Пашенко Д. В., Коннов Н.Н., Токарев А. Н. // Проблемы автоматизации и управления в технических системах: Труды Международной научно-технической конференции, Пенза, 22-24 апр., 2007. - Пенза: ПГУ, 2007. - С. 170-175. - Библ. 2.

На систему контроля и диагностики возлагается задача по автоматизации процедур поддержки оперативного и специального контроля и информационной поддержки проведения полного контроля. Также можно сделать вывод о вхождении процедур оперативного контроля в процедуры специального контроля. Полный контроль сильно зависит от задач проверки и должен проводиться экспертами, которые могут получать информацию от диагностированной системы в виде справок по тем или иным параметрам. В результате исследования построена модель ЭС контроля и документирования авиационного изделия.

2.6.87. Организация хранимой информации в авиационной диагностической системе / Пашенко Д. В. // Проблемы, автоматизации и управления в технических системах: Труды Международной научно-технической конференции, Пенза, 22-24 апр., 2007. - Пенза: ПГУ, 2007. - С. 58-60. - Библ. 1.

Показано, что для эффективного функционирования системы контроля и диагностики больших авиационных систем с длительным циклом модернизации и использования, необходимо построение ЭС распределенного типа, производящей накопление диагностической информации о параметрах системы и хранящей информацию об анализируемых параметрах. Применение такой системы позволит легко масштабировать и унифицировать систему! контроля и диагностики.

2.6.88. Совершенствование информационного взаимодействия в системе контроля аутентичности компонентов воздушных судов / Соломенцев А. В. // Научно-техническая конференция студентов, аспирантов и молодых специалистов МИЭМ, Москва, 2008: Тезисы докладов. - М.: МИЭМ, 2008. - С. 233.

Одним из определяющих фактором обеспечения безопасной эксплуатации воздушное судно (ВОС) является качество установленных на него агрегатов и компонентов. Актуальной про-

блемой гражданской авиации в современных рыночных условиях является установка на борт ВОС контрафактных компонентов. Решение вышеуказанной проблемы базируется на формировании в РФ единого информационного пространства по компонентам ВОС, неотъемлемой составной частью каждого является система оценки аутентичности компонентов ВОС. Разработана информационно-аналитическая система оценки аутентичности компонентов ВОС (ИАСОА КВС). Основными компонентами системы являются центральная часть ИАСОА КВС, включающая БД и аналитические приложения, локальные информационно-управляющие системы заводов-изготовителей компонентов ВОС, ремонтных заводов и эксплуатантов (авиакомпаний), телекоммуникационная среда.

2.6.89. Проблемы разработки высоконадежного программного обеспечения для управления движущимися объектами в режиме реального времени / Барановская Л. В. // Сборник докладов 19 Научно-технической конференции аспирантов и молодых специалистов, Жуковский, 2008. - Жуковский (Моск. обл.): НИИ Приборостр. им. В. В. Тихомирова, 2008. - С. 163-170. - Библ. 12.

Рассматриваются проблемы разработки высоконадежного ПО для управления движущимися объектами в режиме реального времени. Приведены основные факторы, влияющие на надежность ПО. Указываются основные проблемы создания высоконадежного ПО в целом и ПО для систем управления движущимися объектами в частности. На основе рассматриваемых проблем предлагаются рекомендации по созданию методики разработки высоконадежного ПО для управления движущимися объектами в реальном времени.

2.6.90. Метод построения ультраоператора анализа в задачах контроля технического состояния летательных аппаратов / Потюпкин А. Ю. // Изв. РАН. Теория и системы упр. – 2003. - № 4. - С. 34-44. - Библ. 7.

Исследована задача автоматизации анализа техн. состояния сложных систем. Особенность задачи - ее некорректность, обусловленная влиянием факторов информационной неопределенности. Предложено использовать новый формальный аппарат, позволяющий получить устойчивые решения обратных задач.

2.6.91. Исследование устойчивости нелинейной структуры обратной связи по отклонению при выполнении БЛА маневров в вертикальной плоскости / Терентьев В. М. // Авиакосм. приборостр. – 2003. - № 7. - С. 54-59. - Библ. 7.

Поставлена и решена задача устойчивости структуры управления заданным значением нормальной перегрузки с существенно нелинейным коэф. усиления как функции от абсолютной величины рассогласования угла тангажа от заданного значения при выполнении беспилотным летательным аппаратом (БЛА) маневров в вертикальной плоскости. В качестве методов исследования устойчивости системы применялся "внутренний" метод и второй метод Ляпунова. Приводятся результаты летного эксперимента выполнения БЛА режима кабрирования с такой структурой управления.

2.6.92. Подход к сенсорной диагностике неисправностей нелинейных систем, основанный на нечетком уравнении четности. Sensor fault diagnosis approach for nonlienar systems based on fuzzy parity equation / Song Hua, Zhang Hong-yue // Hangkong xuebao=Acta Aeron. et Astronaut. Sin. - 2003. - 24, № 1. - С. 62-65. - Библ. 5.

Предложен новый подход к диагностике систем со значительной нелинейностью, основанный на использовании нечетких представлений. Для получения уравнения четности используется результаты анализа линеаризованной системы. Выбор параметров производится с помощью фильтра Калмана. Приведен пример диагностики системы управления самолетом.

2.6.93. Сценарии развития экстремальных ситуаций при функционировании бортовой интеллектуальной системы / Нечаев Ю. И., Дегтярев А. Б., Бухановский А. В. // Искусств. интеллект. – 2003. - №3. - С. 448-456 - Библ. 6.

Рассматривается подход к анализу сценария развития экстремальных ситуаций при неблагоприятных воздействиях различного характера. Сформирована концепция, определяющая построение сценариев при функционировании встроенных интеллектуальных систем. Приведены результаты мат. моделирования динамических объектов при реализации различных сценариев.

2.6.94. Объектные модели авионики на основе нечетких множеств / Кузнецов С. В., Зыль В. П., Шишкин В. В. // Науч. вестн. МГТУ ГА. – 2003. - № 71. - С. 67-73. - Библ. 3.

Определены основные понятия нечетких объектных моделей авионики — функции принадлежности, высказывательные переменные и нечеткие логические формулы. Определены понятия равносильности и нечеткой близости при определении оптим. последовательности поиска того или иного отказа, когда возможны несколько вариантов действий, и каждый вариант описывается своей нечеткой логической формулой. Проиллюстрировано их применение для описания технич. состояния объектов управления — изделий авионики.

2.6.95. Интеллектуальная система диагностирования авиационного оборудования с самообучением и подсистемой самооценки / Карпачев Ю. Н. // Науч. вестн. МГТУ ГА. – 2003. - № 71. - С. 35-42. - Библ. 2.

Рассмотрена интеллектуальная система техн. диагностирования авиационного оборудования. Ее база знаний построена на правилах, а алгоритм принятия решения на основе метода Байеса. Предложенный алгоритм самооценки системы построен на основе критерия χ .

2.6.96. Адаптивная компенсация неполадок приводов для параметрических систем со строгой обратной связью и ее применение в авиации / Adaptive actuator failure compensation for parametric strict feedback systems and an aircraft application / Tang X., Tao G., Joshi S. M. // Automatica. - 2003. - 39, № 11. - С. 1975-1982.

Предложены схемы с адаптивной ОС, которые обеспечивают асимптотическую сходимости погрешности прослеживания и ограниченность сигналов в замкнутом режиме. Для иллюстрации возможностей новых схем и их преимуществ над используемыми в настоящее время, подробно рассмотрен пример применения в нелинейной модели динамики летящего самолета при наличии неизвестных отказов отдельных узлов. Приведены результаты имитационного моделирования, показывающего высокую точность адаптивной компенсации.

2.6.97. Экспериментально-методические основы разработки программного обеспечения системы поддержки при-

нятия решений авиадиспетчера при нештатных полетных ситуациях. Экспериментально-методичні засади розробки програмного забезпечення системи підтримки прийняття рішень авіадиспетчера в позаштатних польотних ситуаціях / Сікірда Ю. В., Шмельова Т. Ф. // Искусств. интеллект. – 2004. - № 4. - С. 448-455. - Библ. 13.

Нештатные ситуации, особенно те, которые требуют вынужденной посадки (пожар на воздушном судне, частичная или полная потеря тяги силовой установки, полная выработка топлива на борту судна) одновременно с жестким моментом времени на принятие решения и напряженным психофиз. состоянием оператора характеризуются высоким уровнем неполноты и неопределенности информации. В этих случаях актуальной является задача колич. оценки вариантов завершения полета. Основная роль безопасности полета принадлежит экипажу судна, и, 90% причин авиационных действий в мире составляют неадекватное принятие решения. Сформулирован эксплуатационный метод основного построения ПО для систем в случае опасных полетных ситуаций с использованием визуальной системы Delphi 5 на базе языка Object Pascal и приведена оценка эффективности функционирования системы.

2.6.98. Многокритериальная оптимизация систем, связанных с безопасностью: применение в краткосрочном предупреждении о конфликтах. Multiobjective optimization of safety related systems: An application to short-term conflict alert / Everson Richard M., Fieldsend Jonathan E. // IEEE Trans. Evol. Comput. - 2006. - 10, № 2. - С. 187-198. - Библ. 36.

Рассмотрена задача прогнозирования опасных ситуаций в авиации, возникающих из-за опасности столкновения. Сформулирована задача многокритериальной оптимизации систем краткосрочного предупреждения о конфликтах. Для ее решения предложено использовать многокритериальную (1+1)-эволюционную стратегию. Изучены фронты Парето. Исследовано влияние неопределенности входной информации.

2.6.99. Начальная разработка метрики для описания уровня безопасности при пилотировании самолета с использованием дисплеев систем искусственного зрения. Initial development of a metric to describe the level of safety associated

with piloting an aircraft with Synthetic Vision Systems (SVS) displays: Докл. [11 Conference on Enhanced and Synthetic Vision, Orlando, Fla, 28 March, 2005] / Bartolone Anthony P., Glaab Louis J., Hughes Monica F., Parrish Russell V. // Proc. SPIE. - 2005. – 5802. - С. 112-126. - Библ. 18.

Дисплеи систем искусственного зрения (SVS) предоставляют пилоту непрерывный обзор территории совместно с символикой управления, что повышает ситуационную осведомленность и снижает нагрузку на пилота в сложных метеорологических условиях. Однако, как утверждается, ни в одном известном исследовании по SVS не проведено полноценное оценивание значимости дисплеев SVS в терминах их вклада в безопасность полета или улучшение рабочих условий. Сообщается о проведении фундаментальных исследований в этом направлении, позволяющих количественно оценивать значимость дисплеев SVS.

2.6.100. Метод оценки вероятностей ошибок первого и второго рода системы поддержки принятия решений на этапе взлёта магистрального самолёта: Докл. [7 Международная научно-техническая конференция "Искусственный интеллект. Интеллектуальные и многопроцессорные системы (ИИ - ИМС 2006)", Кацивели, 2006] / Глубокая М. Г. // Искусств. интеллект. – 2006. - № 3. - С. 396-403. - Библ. 3.

Рассматривается метод оценки вероятностей ошибок первого и второго рода системы поддержки принятия решений на этапе взлёта магистрального самолёта. Данные вероятности зависят от частоты появления значения контролируемого на взлёте параметра в критической области, что является критерием при принятии системой решения о приемлемости текущей динамики разбега. Для определения данных вероятностей необходимо, во-первых, провести статистическое моделирование как безаварийного взлёта, так и взлётов в условиях аварийных ситуаций, с учётом погрешностей всех участвующих в алгоритме контроля взлёта параметров. Во-вторых, необходимо назначить границу критической области нахождения контролируемого параметра, которая на основании распределений, полученных в результате статистического моделирования, определяет вероятности нахождения одного измерения контролируемого параметра вне и внутри критической области. В-третьих, необходимо назначить ми-

ним. количество измерений контролируемого параметра, принадлежащих критической области, при котором ситуацию можно с уверенностью расценивать как аварийную.

2.6.101. Дифференциальные пробы с помощью миллиметровых волн для неразрушающего обнаружения точечной коррозии на ранней стадии. Millimeter-wave differential probe for nondestructive detection of corrosion precursor pitting / Ghasr Mohammad Tayeb, Carroll Brian, Kharkovsky Sergey, Austin Russell, Zoughi Reza // IEEE Trans. Instrum. and Meas. - 2006. - 55, № 5. - С. 1620-1627. - Библ. 12.

Приведено описание разработанной системы неразрушающего контроля на основе миллиметровых волн, дающей возможность обнаружения точечной коррозии на ранней стадии и надежного прогнозирования дальнейшего распространения коррозии. Реализованы методы снижения чувствительности к изменениям расстояния от датчика до анализируемого объекта. Подробно описан режим отбора диагностических проб. Приведены примеры практического применения предлагаемой системы в диагностике крыльев и фюзеляжа самолетов.

2.6.102. Робастная компенсация отказов для допускающей изменения структуры модели летательного аппарата, использующая вероятностный подход. Robust failure compensation for a morphing aircraft model using a probabilistic approach / Ataei-Esfahani Armin, Wang Qian // IEEE Trans. Contr. Syst. Technol. - 2007. - 15, № 2. - С. 324-331. - Библ. 17.

Рассматриваемая модель летательного аппарата предполагается способной изменять свою структуру на основе изменяющих форму элементов. Каждый из приводов может функционировать или останавливаться, изменяя поведение системы, используется вероятностная модель поведения системы: предполагается, что каждый из приводов может отказать с некоторой вероятностью. Построен вероятностный регулятор, способный стабилизировать систему в ситуациях с отказами.

2.6.103. Диагностирование технического состояния системы автоматического управления при наличии внешних неконтролируемых возмущений / Фирсов С. Н. // Радіоелектрон. і комп'ютерні системи. – 2006. - № 4. - С. 79-82, 141. - Библ. 1.

Представлен подход к разработке новых типов диагностических моделей RML-моделей, позволяющих диагностировать техн. состояние САУ летательных аппаратов при наличии неизмеряемых внешних возмущений.

2.6.104. Алгоритм обнаружения шквалов / Васильев К.К., Васильев А. Н., Павлов В. И. Современные проблемы создания и эксплуатации радиотехнических систем // Труды 5 Всероссийской научно-практической конференции (с участием стран СНГ), посвященной 50-летию Ульяновского государственного университета, Ульяновск, 19-20 июня, 2007. - Ульяновск: УлГТУ, 2007. - С. 32-34.

Особый вид ветрового процесса представляют собой шквалы, когда скорость ветра в течение короткого времени изменяется в широких пределах. Шквал ветра действует на объект управления как скачок аэродинамического воздействия. Из-за широкого диапазона изменения этого воздействия система автоматического управления движением (САУД) самостоятельно не может справиться с задачей стабилизации, поэтому требуется введение дополнительного алгоритма обнаружения скачков аэродинамических воздействий, с помощью которого возможна перестройка параметров САУД для адаптации к изменяющимся внешним воздействиям. Предлагается алгоритм обнаружения скачков аэродинамических воздействий, при котором значения скорости истинного ветра поступают на два скользящих окна размерами T_1 и T_2 ($T_1=T_2$), которые следует одно за другим через интервал времени T_{int} . Также вычисляется отношение сумм значений первого и основного скользящих окон для отслеживания ситуации, когда скачок входного сигнала затянулся во времени и на выход можно подавать усредненное основным скользящим окном значение. Применение данного алгоритма позволяет уменьшить вероятность срыва работы САУД при скачкообразном изменении параметров внешних воздействий.

2.6.105. Анализ показателей надежности сложных информационно-управляющих систем с группами отказов различного происхождения / Марюхненко В. С. // Авиац.-косм. техн. и технол. – 2008. - № 3. - С. 25-29. - Библ. 6.

Предложена на аксиоматической основе комплексная форма представления показателей надежности невосстанавливаемых

информационных управляющих систем с независимыми отказами различного происхождения, которые разделены на две группы в зависимости от их причин. Приведены аксиомы и терминология описания показателей надежности в комплексной форме. Рассмотрены комплексные формы показателей надежности, а именно, интенсивности отказов, вероятности безотказной работы, вероятности отказа, для сложных систем без резервирования и с резервированием замещением.

2.6.106. Автоматизированная система прогнозирования динамических процессов / Игнатов Н. А. // Информационные технологии в авиационной и космической технике – 2008, Москва, 21-24 апр., 2008: Тезисы докладов. - М.: МАИ, 2008. - С. 45.

Качественное решение задачи прогнозирования состояния динамического процесса является необходимым условием разработки эффективной системы управления этим процессом. В настоящее время существует много различных методов и моделей прогнозирования динамических процессов. Интеграция их в единую систему позволяет значительно увеличить качество решения задачи прогнозирования. Представлены результаты разработки автоматизированной системы прогнозирования динамических процессов, объединяющей в себе ряд классических методов прогнозирования и статистического исследования.

2.6.107. Оценка эффективности управления комплексами беспилотных летательных аппаратов ударного назначения / Полтавский А.В., Бурба А.А., Семенов С.С., Маклаков В.В., Полохов А.Н. и др. : Науч. изд. – М.: Учреждение РАН ИПУ РАН, 2009. – 48 с.: ил. – (Б-ка ИПУ. 629.78 О-93).

Излагаются разнообразные по методологии и научному содержанию вопросы системной характеристики оценки эффективности боевых комплексов беспилотных летательных аппаратов (БЛА). Наряду с вопросами терминологии и классификации по различным аспектам приводятся некоторые модели исследования комплексов БЛА, а также алгоритмы их функционирования.

2.6.108. Интеграция на основе системной отказоустойчивости - перспективный путь проектирования комплексов бортового оборудования и обеспечения безопасности полетов

/ Кофман М. М., Парамонов П. П., Сабо Ю. И. // Авиакосм. приборостр. – 2005. - № 8. - С. 25-30, 31. 56. - Библ. 3.

Практически достоверная идентификация технического состояния (ТС) в дискретном реальном времени (ДРВ) и практическая гарантия работоспособности - главное системообразующее свойство интегрированных комплексов бортового оборудования (КБО) будущего. В статье это свойство названо системной отказоустойчивостью (СОУ) КБО. Подход к интеграции на основе СОУ, развиваемый в ОКБ "Электроавтоматика" с 80-х годов, отождествляет интеграцию с оптимизацией синтеза КБО по системе критериев и ограничений типа стоимость/эффективность. Он претендует на общность и новизну и включает системное изложение философии, методологии, математического аппарата и технологии интеграции. Подход инвариантен к аппаратной реализации и может быть использован в новых разработках и модернизациях КБО любого назначения.

2.6.109. Макаров Н.Н. Системы обеспечения безопасности функционирования бортового эргатического комплекса: теория, проектирование, применение / Под ред. В.М. Солдаткина. - М.: Машиностроение / Машиностроение - Полет, 2009. - 760 с.: ил.

Изложена методология построения инструментальных и алгоритмических средств обеспечения безопасности полетов летательных аппаратов в нештатных ситуациях, связанных с непреднамеренным выходом воздушного судна на границы эксплуатационных ограничений при воздействии внешних возмущений, из-за отказов техники, ошибок пилотирования и других неблагоприятных факторов. Рассмотрены основы теории, методы анализа и синтеза каналов информационно-управляющих систем обеспечения безопасности функционирования бортового эргатического комплекса «экипаж - бортовое оборудование - воздушное судно» с использованием частных и интегральной информативных функций опасности текущего режима полета. Предлагаются методы и средства построения каналов измерения, контроля, принятия решений, управления и информационной поддержки экипажа в нештатных ситуациях. Приведены результаты разработки, исследования и применения бортовых информационно-управляющих систем, обеспечивающих контроль параметров

полета летательного аппарата, контроль и диагностику технического состояния функциональных систем интегрированного комплекса бортового оборудования, систем и агрегатов общесамолетного оборудования в целях обнаружения, идентификации и предотвращения критических режимов полета. Для специалистов, разрабатывающих и эксплуатирующих бортовые системы и оборудование самолетов, вертолетов и других воздушных транспортных средств.

2.6.110. Живетин В.Б. Риски и безопасность авиационных систем (анализ, прогнозирование, управление). Том 1. Макроавиационные системы. - Москва: Изд-во Института проблем риска, 2006. - 310 с. – (Библ. 56). - (Б-ка ИПУ. 629.7 Ж 66).

Предлагаемая работа предназначена для студентов, изучающих авиационные системы как динамические технико-экономические системы. Она полезна для специалистов, занимающихся разработкой методов и средств обеспечения нормативных социальных и экономических показателей риска, безопасности и эффективности функционирования макроавиационных систем, а также анализом, прогнозированием и управлением показателей рисков и безопасности авиационных систем.

2.6.111. В. А. Бухалев. Обработка информации и управление ракетами в условиях противодействия / Бухалев В.А.; Воен.-воздуш. акад. им. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина. – [М.], 2009. – 146 с.

В монографии изложены основные принципы и методы построения алгоритмов распознавания, оценивания и управления, повышающих устойчивость систем поведения управляемых авиационных средств поражения к информационному, маневренному и поражающему противодействию со стороны воздушных, подземных и морских целей. Методы синтеза алгоритмов основаны на теории систем со случайной скачкообразной структурой - новом перспективном направлении в общей теории Марковских случайных процессов. Монография предназначена для научных работников и инженеров - специалистов в области систем управления ракет.

2.6.112. Системы обеспечения вихревой безопасности полетов летательных аппаратов /В.И. Бабкин, А.С. Белоцер-

ковский, Л.И. Турчак и др.; Отв. ред. Л.И. Турчак; ВЦ им. А.А. Дородницына РАН. - М.: Наука, 2008. - 373 с. - (Б-ка ИПУ. 629.7 С 40).

В монографии изложены вопросы образования и развития вихревых следов за самолетами. Детально описаны экспериментальные методы исследования эволюции вихревых следов за самолетами и проведен анализ влияния различных факторов на динамику их развития. Кратко изложены теоретические основы вихревой динамики, на которых базируются численные методы прогнозирования эволюции вихревых следов. Основное внимание уделено методам, основанным на методе дискретных вихрей. Описаны математическая модель ближнего вихревого следа, модель для расчета эволюции дальнего вихревого следа. Представлены подходы и алгоритмы, позволяющие учесть влияние высоты полета самолета на параметры ближнего вихревого следа, вязкое взаимодействие вихревого следа с подстилающей поверхностью, влияние турбулентности атмосферы, стратификации и сдвига ветра. Особое внимание уделено вопросам метеорологического обеспечения систем вихревой безопасности и его влияния на эффективность этих систем. Для специалистов, занимающихся обеспечением безопасности полетов летательных аппаратов.

2.7. Информационное обеспечение систем управления аэродинамических объектов

2.7.1. Динамика и расчет гирокоординатора цели с продольно-намагниченным ротором: Автореф. дис. на соиск. уч. степ. канд. техн. наук / Матвеев В. В. / Тул. гос. ун-т. - Тула, 2003. - 16 с. - Библ. 5.

Цель работы: теоретико-эксперим. исследование динамики гидрокоординаторов цели (ГКЦ) на вращающемся летательном аппарате (ЛА) с учетом электромагнитных процессов, протекающих в системе коррекции. Для достижения поставленной цели в диссертационной работе решены следующие задачи: составлена мат. модель ГКЦ в ошибках сопровождения цели на вращающемся ЛА; получены расчетные зависимости, позволяющие оценить уровень помех в выходном сигнале ГКЦ; разработана методика расчета магнитной системы ГКЦ с продольно-намагниченным ротором.

2.7.2. Применение двухчастотного метода вихревых токов при структурной диагностике самолетов. The application of dual-frequency eddy current inspection to aircraft structures / Edwards P., Manson J. // Insight: Non-destruct. Test. and Cond. Monit. - 2002. - 44, № 3. - С. 141-144.

Существующие методы вихревых токов на основе использования одной достаточно низкой частоты не всегда эффективны. Применение двухчастотного метода вихревых токов позволяет подавить или полностью устранить структурную изменчивость сигналов. При этом удается существенно повысить отношение сигнал/шум. Приведены примеры диагностики для типичных вариантов самолетных структур. Разработан ручной измерительный прибор типа Nortec 2000D, предназначенный для работы в полевых и лабораторных условиях. Проанализированы эффекты смешивания сигналов и их влияние на результаты измерения. Разработана методика отбраковки ложных аномалий. Представлены диаграммы вращения фаз.

2.7.3. Оптимизация циклической карты данных тестирования полета. Flight test data cycle map optimisation / Lu-

cas S., John M., Mason A., Panton D. // Eur. J. Oper. Res. - 2003. - 146, № 3. - С. 486-497.

Тестирование полета исследуемого самолета связано с необходимостью сбора большого объема данных, размещаемых по блокам внутри кадра телеметрии или циклической карты данных. Планирование тестирования полета предусматривает изначальное определение упорядоченности данных с учетом ряда ограничений, что обычно выполняется практически вручную, только при небольшой компьютерной поддержке, и обычно длится до нескольких недель. Предлагается алгоритм для составления циклической карты данных, содержащего ряд теор. методов (напр., модель покрытия множества), обеспечивающих возможность автоматической минимизации длины карты данных методами целочисленного программирования.

2.7.4. Современные датчики физических величин для авионики / Годунов В. А., Рожков П. Б., Степанов Д. В., Третьяков Д. А., Метелкина Т. В., Желамский М. В. // Авиакосм. приборостр. – 2003. - №6. - С. 13-18, 67. - Библ. 16.

Приведена концепция и даны первые примеры практической реализации датчиков со встроенной электроникой и цифровым выходом, обеспечивающих повышение электромагн. совместимости бортовых измерительных систем. Описываемая технология измерительных преобразователей базируется на полупроводниковых пленках. Переход на перемен. ток возбуждения повышает точность преобразования измеряемой величины в электрический аналог. Описаны основные параметры: датчиков температуры поверхности, жидкости, выхлопных газов двигателя; бесконтактного преобразователя угла поворота; измерителя магн. поля Земли; датчика частоты вращения с ТТЛ-выходом и концевого выключателя на его базе; бесконтактного датчика малых линейных перемещений.

2.7.5. К вопросу о мониторинге состояния трансмиссии турбовинтовых двигателей / Рутковский В. Ю., Земляков С. Д., Суханов В. М., Глумов В. М., Куликов Г. Г., Епифанов С. В., Руано А. // Тр. Ин-та пробл. упр. РАН. - 2002. – 19. - С. 52-67. - Библ. 7.

Получена мат. модель трансмиссии турбовинтового двигателя, передающей вращение от ротора свободной турбины к винто-

вентиляторной группе, учитывающая упругость вала и развивающийся в процессе износа люфтовой зазор в редукторе. Предложен новый метод оценки малых значений сдвига по фазе двух гармонических сигналов в присутствии помех. Предложена методика сведения задачи оценки степени износа зубчатой передачи редуктора к оценке сдвига по фазе сигналов штатных датчиков частот вращения входного и выходного валов редуктора. Предложены системы прямого и непрямого адаптивного управления для компенсации развивающегося в процессе износа шестерен люфтового зазора редуктора. Показана возможность применения предложенного метода оценки малых фазовых сдвигов для вычисления оценки величины крутящего момента, передаваемого валом свободной турбины.

2.7.6. Методы адаптивной эмпирической оптимизации при определении параметров вектора состояния летательного аппарата / Алешкин А. П., Бакурский К. В. // Изв. вузов. Приборостр. - 2003. - 46, № 1. - С. 3-6, 75. - Библ. 2.

Рассматриваются вопросы применения адаптивных методов эмпирической оптимизации в условиях плохой наблюдаемости. Предполагается комплексное использование процедур эмпирического и градиентного поиска решения для определения вектора состояния летательного аппарата.

2.7.7. Интеллектуальные информационные технологии контроля и диагностики авиационных двигателей и их систем на протяжении жизненного цикла / Рутковский В. Ю., Куликов Г. Г., Котенко П. С., Фатиков В. С., Арьков В. Ю., Погорелов Г. И. // Тр. Ин-та пробл. упр. РАН. - 2002. - 19. - С. 25-33. - Библ. 7.

Рассматривается текущее состояние и пути решения проблемы построения информационных технологий контроля и диагностики силовых установок самолетов в процессе их эксплуатации и технического обслуживания на основе интеллектуальных методов. Предложены методы и средства повышения степени готовности самолета и снижения затрат на эксплуатацию двигателей и их систем за счет сокращения времени технического обслуживания. Предложена схема передачи опережающей информации об отказах и техническом состоянии силовой установки с борта самолета на наземные службы техн. обслуживания по ра-

диоканалам спутниковой и КВ-связи. Рассмотрены перспективы развития бортовых систем диагностики и их интеграции с наземными системами.

2.7.8. Разработка математической модели для оценки количества информации о динамической воздушной обстановке в системе УВД / Крыжановский Г. А., Плясовских А.П. // Авиакосм. приборостр. – 2003. - № 6. - С. 62-65, 68. - Библ. 5.

Решается задача разработки мат. модели для оценки количества информации о местоположении летательных аппаратов в зоне ответственности диспетчера управления воздушным движением.

2.7.9. Новшества в пилотской кабине, направленные на интеграцию полетной информации. F-35 cockpit targets information integration / North David M. // Aviat. Week and Space Technol. 2002. - 157, № 8. - С. 52-53.

Специалисты фирмы Lockheed Martin проводят исследования, пытаясь оптимизировать компоновку приборного оборудования пилотской кабины, которая позволила бы пилоту получать незатрудненный доступ ко всему обширному массиву информации, обеспечиваемой бортовым оборудованием самолета. В дополнение к этому разрабатываемая компоновка приборного оборудования должна в существенной степени облегчить взаимодействие "человек-машина", которое позволит понизить уровень рабочей нагрузки на пилота, повысить уровень его ситуационной осведомленности и исключить перегруженность информацией. Несмотря на то, что описываемые в настоящей статье новшества относятся к пилотской кабине истребителя F-35, они, несомненно, найдут свое применение и на ВС ГА.

2.7.10. Автоматизация процесса выбора микрокомпонки средств индикации на лобовом стекле / Костюков В.М., Гуреев В. О. (МАИ) // 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. 75-79, 328. - Библ. 2.

Обсуждается технология автоматизации процесса проектирования форматов изображений применительно к средствам индикации на лобовом стекле.

2.7.11. Разработка системы протоколирования информации о воздушной обстановке / Ибраев О. Э. // Научная сессия МИФИ - 2003, Москва, 2003: Сборник научных трудов. Т. 12. Информатика и процессы управления. Компьютерные системы и технологии. - М.: Изд-во МИФИ, 2003. - С. 58-59. - Библ. 2.

Рассмотрены проблемы построения хранилища протоколируемой информации для автоматической системы слежения за воздушными объектами и предложена методика построения хранилища, снижающая время поиска информации в протоколах.

2.7.12. Использование измерителей абсолютного ускорения в инерциальных навигационных системах / Девятисильный А. С. // Измерит. техн. – 2003. - №7. - С. 5-6. - Библ. 4.

Показаны особенности применения измерителей абсолютного ускорения в инерциальных навигационных системах.

2.7.13. Субоптимальное оценивание координат и параметров траектории движения воздушных судов в системе УВД с использованием базы знаний / Амосов О. С. // Вестн. Комс.-на-Амуре гос. техн. ун-та. – 2002. - № 3. -С. 24-31. - Библ. 9.

В состав радиолокационных комплексов (РЛК) системы управления воздушным движением (УВД) входит аппаратура первичной обработки информации (АПОИ). В некоторых случаях на АПОИ возлагается решение дополнительных задач, часть из которых можно отнести к задачам вторичной и даже третичной обработки информации. В исследуемой системе УВД на специализированный вычислитель АПОИ вторичная обработка возлагается в полном объеме. Это позволяет использовать выходящую информацию РЛК не только в центре УВД, но и для других потребителей радиолокационной информации, что существенно расширяет область применения РЛК. Для сохранения привычной аббревиатуры АПОИ разрабатываемая аппаратура получила название автоматизированного прибора обработки информации. При вторичной обработке решаются следующие основные задачи: завязка и обнаружение траекторий новых воздушных судов (ВС); сопровождение траекторий маневрирующих ВС с оцениванием координат и параметров движения; обнаружение ложных отметок и траекторий; идентификация информации от

первичного и вторичного радиолокаторов. Алгоритм работы адаптивного цифрового фильтра, решающего задачи обнаружения и сопровождения траекторий маневрирующих целей включает в себя следующие основные действия: стробирование зоны обзора; селекцию и идентификацию отметок в стробах захвата, обнаружения и сопровождения; проверку критерия обнаружения и критерия сброса обнаружения; переключение режимов работы фильтра сопровождения в зависимости от поведения воздушных объектов; фильтрацию и экстраполяцию параметров траекторий воздушных целей при их обнаружении и сопровождении по данным радиолокационных измерений. Результаты публикаций по теории вторичной обработки информации и фильтрации были использованы при построении программно-алгоритмического обеспечения АПОИ. Процесс обнаружения траектории ВС разбивается на следующие этапы: завязка траектории по критерию "2 из m"; подтверждение завязанной траектории, то есть окончательное обнаружение траектории по критерию "1 из n". Основными вычислительными операциями, выполняемыми в процессе обнаружения траектории ВС, являются следующие: стробирование отметок; оценка скорости ВС; экстраполяция координат ВС; проверка критериев обнаружения. Для привязки новых отметок в двухкоординатной РЛС при стробировании в плоскости строб задается линейным размером по дальности Δr и угловым размером по азимуту $\Delta \beta$. На этапе сопровождения траекторий ВС выполняются следующие вычислительные операции: стробирование отметок; селекция отметок в стробе; обнаружение начала или конца маневра и переключение режимов работы фильтра сопровождения; оценивание параметров траекторий на текущем обзоре; экстраполирование значений координат на следующий обзор; проверка критериев сброса сопровождаемых траекторий. Алгоритм селекции отметок в стробах производится по минимуму отклонения от центра строба. Оценивание и экстраполяция параметров траекторий по данным радиолокационных измерений производится с помощью адаптивного цифрового фильтра Калмана.

**2.7.14. Концепции организации перспективных бортовых систем информационного обмена / Павлов А. М. (МАИ)
// Проблемы совершенствования робототехнических и ин-**

теллектуальных систем летательных аппаратов: Сборник докладов 6 Всероссийской научно-технической конференции, Москва, 21-23 мая, 2002. - М.: Изд-во МАИ, 2002. - С. 39-44, 326. - Библ. 2.

В докладе рассматриваются предпосылки, определяющие направления развития перспективных систем информационного обмена бортового применения. Проводится детальный анализ х-к и свойств, которыми должны обладать перспективные системы информационного обмена следующего поколения. Определяются требования к основным характеристикам единой перспективной информационной вычислительной сети для авионики ЛА следующего поколения.

2.7.15. Стендовая отработка бортовых оценивающих фильтров с применением объектно-ориентированных технологий / Черновдаров А. В., Патрикеев А. П., Гладкий С. М. // Инф. технол. – 2002. - № 12. - С. 46-52, 56. - Библ. 27.

Анализируются проблемы бортовой реализации обобщенных фильтров Калмана (ОФК). Рассматриваются подходы к решению данной проблемы. Обосновывается сквозная технология отработки бортовых оценивающих фильтров от математического "подыгрыша" до натурных экспериментов. Раскрываются возможности этапа стендовой обработки ОФК. Предлагается вариант АРМ для аппаратного и программно-мат. обеспечения (ПМО) натурных экспериментов. Показывается роль проблемно-ориентированных технологий при построении ПМО. Приводятся сравнительные результаты эксперим. исследований U-D алгоритма ОФК и его гарантирующей модификации.

2.7.16. Оптикоэлектронная система определения начальных координат самолета / Бондарев В. Г., Ипполитов С.В., Конотоп В. И. // Контроль. Диагност. – 2003. - № 5. - С. 42-46. - Библ. 4.

Проанализированы существующие способы определения параметров начального положения ЛА, обоснована необходимость разработки системы с улучшенными точностными и временными характеристиками. Предлагаются алгоритм и система определения начальных координат и азимута ЛА. Приводится алгоритм коррекции параметров от инерциальной системы, позволяющий компенсировать погрешности определения параметров,

вызванные малыми пространственными перемещениями самолета.

2.7.17. Автоматический контроль путей движения транспортных средств. Automatische Überwachung der Bewegungsbahn nichtspurbundener Fahrzeuge: Заявка 10115793 Германия, МПК⁷ G 08 G 9/02 / Gudehus Hans-Hermann. - № 10115793.2; Заявл. 30.03.2001; Оpubл. 24.10.2002.

Предложен способ автоматического контроля путей движения транспортных средств, не связанных с колеей, особенно самолетов и судов. Для этой цели в транспортных средствах размещаются спец. процессор и коммуникационные устройства.

2.7.18. Система обнаружения опасных и атмосферных возмущений в аэродромной зоне при взлете и посадке воздушных судов на основе эффекта параметрического взаимодействия волн в среде / Витухновский Б. И. // Науч. вестн. МГТУ ГА. – 2002. - № 54. - С. 150-158. - Библ. 4.

Рассматривается новый метод регистрации атмосферных возмущений при помощи узконаправленных колебаний.

2.7.19. Результаты полётного тестирования монитора целостности базы данных высот в синтетическом зрении. Flight test results of a synthetic vision elevation database integrity monitor: Докл. [SPIE Conference on "Enhanced and Synthetic Vision 2001", Orlando, 16-17 Apr., 2001] / Uijt de Haag Maarten, Sayre Jonathan, Campbell Jacob, Young Steve, Gray Robert // Proc. SPIE. - 2001. – 4363. - С. 124-133. - Библ. 14.

Приведено описание разработанного монитора для автоматического управления полетом гражданских самолетов с использованием БД высот земной поверхности. Монитор проверяет в реальном времени соответствие данных из базы высот с результатами сканирования земной поверхности, проводимого в ходе полета. Описаны разработанные методы уточнения ситуации в случае заметных расхождений. Для сбора уточняющей информации используются радарные датчики. Приведены результаты эксперим. исследований, проведенных на реальных данных о достаточно сильно пересеченной местности.

2.7.20. Применение синтетического зрения: концепция, оценка и разработка в интегрированной модулярной архитектуре авионики. A synthetic vision application: concept, vali-

dation and development in integrated modular avionics architecture: Докл. [SPIE Conference on "Enhanced and Synthetic Vision 2001", Orlando, 16-17 Apr., 2001] / Stutz Peter, Bramer Emanuel, Schulte Axel, White Colin, Klockner Wolfgang // Proc. SPIE. - 2001. – 4363. - С. 159-170. - Библ. 11.

Проведен анализ требований к системам визуализации для слежения за полетом в реальном времени. Разнообразие решаемых в таких системах задач делает целесообразным использование модулярных архитектур. Приведено описание прототипа программной реализации открытой модулярной архитектуры ASAAC. Подробно рассмотрены реализованные в системе принципы разделения программно и аппаратно реализованных операций. Представлены примеры, демонстрирующие особенности поиска информации в БД, численного решения задач, графического анализа и адаптации к конкретным пользователям.

2.7.21. Классификация воздушных трасс по признаку требуемых навигационных характеристик с учетом оснащения их системами и средствами связи, навигации и наблюдения / Марьин Н. П., Геращенко В. Н. // ВКСС. Connect! – 2002. - №6. - С. 54-56. - Библ. 9.

Рассмотрены вопросы: состояние и перспективы техн. оснащения воздушных трасс; классификация воздушных трасс; алгоритмы классификации участков трасс с количественными и качественными признаками; определение вектор приоритетов признаков методом анализа иерархий; иерархия оценок принадлежности участков трассы к типу RNP; классификация участков трасс с помощью функций расстояния.

2.7.22. Перспективные датчики бесплатформенной инерциальной навигационной системы / Кашкаров А. С., Кобылий Ю. П., Красник С. Ф., Куйбарь В. И. // Науч. вестн. МГТУ ГА. – 2002. - № 54. - С. 83-86. - Библ. 8.

Рассматриваются перспективные датчики, используемые при построении измерительного блока бесплатформенной инерциальной навигационной системы.

2.7.23. Анализ возможности повышения точности местоопределения ВС с использованием спутниковых РНС за счет совершенствования методом навигационных определе-

ний / Голованов Э. Б. // Науч. вестн. МГТУ ГА. – 2002. - № 54. - С. 69-72. - Библ. 2.

Статья содержит результаты анализа влияния алгоритмов оценки координат воздушного судна с использованием спутниковых радионавигационных систем на их точностные характеристики.

2.7.24. Исследование распознавания состояния самолета, базируемое на динамических ИК-изображениях / Wang Hong-bo, Zhuang Zhi-hong, Zhang Qing-tai // Hongwai yu jiguang gongcheng=Infrared and Laser Eng. - 2003. - 32, № 1. - С. 8-12. - Библ. 7.

Описывается система ИК-изображения, снабженная поисковым блоком изображения мишени, которая позволяет распознавать на базе использования генетического алгоритма характеристики движения самолета на плоскости изображения мишени и положения его носовой части с указанием азимутального угла и угла тангажа оси мишени во время прицеливания для встречи запускаемой ракеты с мишенью.

2.7.25. Авиационные оптикоэлектронные системы / Яламов Э. С., Ракович Н. С., Белозерцев И. П. // 3 Всеросс. науч.-техн. конф. Нац. ассоциации авиаприборостроителей "Актуальные научно-технические и организационно-экономические проблемы разработки и реализации технических решений в отечественном авиаприборостроении", Санкт-Петербург, 20 мая, 2000: Тез. докл. и выступлений. – СПб.: Нац. Ассоц. Авиаприборостроителей, 2000. - С. 17-18. - Библ. 1.

В докладе представлены результаты работ ФГУП ПО "УОМЗ" по созданию новых образцов авиационных оптикоэлектронных систем. Работы ведутся в трех направлениях: разработка нового поколения гиросtabilизированных оптикоэлектронных обзорных и обзорно-прицельных систем для модернизации существующих и оснащения вновь создаваемых вертолетов; разработка базового унифицированного подвесного контейнера лазерного подсвета целей "Сапсан" для самолетов Су-27, МиГ-29, Ми-29СМТ и их модификаций; работы по модернизации самолета Су-30МК (разработка оптико-локационной станции и оптико-электронной прицельной станции).

2.7.26. Модели синтеза модульного программного обеспечения для диалоговой системы обучения экипажей / Буторин В. Г., Хузин Н. С. // Авиакосм. приборостр. – 2003. - №9. - С. 11-14, 65. - Библ. 1.

Рассмотрены формализованные модели синтеза модульного ПО диалоговой системы (ДС) обучения экипажей при известном информационном обеспечении по критериям: максимума производительности и минимума среднего времени реакции ДС, минимума среднего времени ожидания доступа запроса пользователя к ресурсам ДС и среднего времени пребывания запроса пользователя в системе.

2.7.27. Устройство для определения массы вертолета в горизонтальном полете: Пат. 2196305 Россия, МПК⁷ G 01 G 19/07 / Живетин Владимир Борисович, Живетин В. Б., Талов А. А., Цветков Л. Г., Семаков В. Я.; ОАО "Казан. науч.-произв. предприятие "Вертолеты-МИ" (Россия). - № 2001102624/28; Заявл. 29.01.2001; Оpubл. 10.01.2003.

Изобретение относится к измерительной технике и м. б. использовано в информационно-измерительных системах и системах управления вертолетом. Устройство содержит три датчика давления, каждый из которых соединен со своим дренажным отверстием на поверхности лопасти, которые расположены в одном сечении лопасти на расстоянии $g - 0,7R$ от оси несущего винта, где R - радиус несущего винта. Первое дренажное отверстие расположено на нагнетающей стороне лопасти на расстоянии $0,4$ хорды от передней кромки, второе - на засасывающей стороне лопасти на том же расстоянии, а третье - на нагнетающей стороне лопасти на расстоянии $0,6$ хорды от передней кромки. Каждый датчик давления соединен со входом своего интегратора, входы управления которых и вход преобразователя частоты в напряжение соединены с датчиком частоты вращения несущего винта, выходы интеграторов, преобразователя частоты вращения в напряжение, датчиков продольной скорости движения и температуры воздуха за бортом подключены к входам согласующего устройства, выход которого соединен с входом вычислителя, подключенного к индикатору. Техн. результат - повышение точности определения массы вертолета в полете.

2.7.28. 04.07-01 А.505. Устройство автономной коррекции: Пат. 2219496 Россия, МПК⁷ G 01 C 21/00 / Крюков С. П., Поляков Л. Г., Трубыцын Г. В., Чесноков Г. И.; ОАО "Моск. ин-т электротех. и автомат. (Россия). - № 2001109422/28; Заявл. 06.04.2001; Оpubл. 20.12.2003.

Изобретение относится к авиационному приборостроению и может быть использовано для повышения точности решения задач навигации. Устройство автономной коррекции инерциальной навигационной системы (ИНС) содержит блок карты рельефа местности, блоки сравнения, блок карты приращений ускорения силы тяжести, блок прогноза, блок дифференцирования, гравиметр, блоки мультимодального сравнения, блок вектора измерений, блок оптимального фильтра Кальмана, астровизир, блок вычисления прогнозируемых значений горизонтальных координат звезд, блок времени. Технический результат состоит в увеличении точности коррекции ИНС.

2.7.29. Датчик низкой воздушной скорости, базирующийся на нейронной сети. Neural network based low-air-speed sensor / McCool Kelly, Morales Miguel A., Haas David J. // J. Amer. Helicopt. Soc. - 2002. - 47, № 3. - С. 178-185. - Библ. 18.

Разработан датчик низкой воздушной скорости, базирующийся на нейронной сети, с использованием данных лётных испытаний вертолёта SH-60, специально выбранного для этой цели. Входы в сеть являются параметрами, которые обычно контролируются регистратором полётной информации или системой текущего контроля исправности и загрузки. Приблизительно 5% данных используется для регулирования сети. Прогнозируемые результаты показали, что точный прогноз величины и направления низкой воздушной скорости возможен со среднеквадратической ошибкой около трёх узлов. Датчик может быть использован в реальном масштабе времени для улучшения ситуационной осведомлённости пилотов или как алгоритм в модельном времени в режиме распознавания, чтобы повысить вероятность установления усталостного повреждения при мониторинге структурной загрузки в режиме полёта на малой скорости. Указанный датчик представляет реальную альтернативу современным механическим системам датчиков низкой воздушной скорости.

2.7.30. Загадки ПВД. Pitot-static puzzles / Rossier Robert N. // Bus. and Commer. Aviat. - 2003. - 92, № 1. -С. 48-52.

Система приемника воздушного давления (ПВД) на современных ЛА играет настолько важную роль, что ее надлежащее функционирование оказывается критическим с точки зрения БП. Это объясняется тем, что она обеспечивает получение входных данных, которые необходимы для определения скорости и высоты полета и для работы многочисленных важных систем бортового оборудования ЛА. Поэтому автором статьи обращается основное внимание на погрешности системы ПВД и на ее регулировку, на особенности работы такой системы при полете на больших высотах, а также на ее наиболее часто встречающиеся неисправности (в особенности, на неисправности, обусловленные частичным или полным блокированием трубки ПВД) и на способы их коррекции или учета в ходе полета на различных режимах.

2.7.31. Методология проектирования перспективных комплексов бортового оборудования гражданской авиации / Кофман М. М., Парамонов П. П., Сабо Ю. И., Есин Ю. Ф. (ФГУП "Санкт-Петербургское ОКБ "Электроавтоматика", Гос. ун-т аэрокосм, приборостроения) // 10 Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам, Санкт-Петербург, 26-38 мая, 2003. – СПб.: Изд-во ГНЦ РФ - ЦНИИ "Электроприбор", 2003. - С. 104-106.

В докладе предлагается методология практического синтеза перспективных комплексов бортового оборудования (ПКБО), ориентированная на современный уровень и перспективы развития отечественных и зарубежных технологий и обеспечивающая оптимизацию ПКБО по критерию "удельная стоимость владения на жизненном цикле объекта" при удовлетворении "заданному уровню целевой эффективности". Методология определяет принципы и дает конкретные архитектурные и системные методы синтеза свойств ПКБО, непротиворечиво обеспечивание минимизацию заявленного критерия и заданный уровень целевой эффективности. Может найти применение для проектирования информационно-управляющих систем реального времени, прак-

тически любого назначения. Эта общность является существенным фактором оптимизации ПКБО.

2.7.32. Повышение пропускной способности систем информационного обмена летательных аппаратов / Кабальнов Ю. С., Кузнецов И. В. (Уфим. гос. авиац. техн. ун-т) // Авиакосм. приборостр. – 2003. - № 7. - С. 42-45. - Библ. 3.

С целью повышения пропускной способности систем информационного обмена ЛА рассматривается метод синтеза вторичного канала связи на основе совместного решения обратной и прямой задач оптим. фильтрации в частотной области, позволяющего получить простые уравнения формирования и фильтрации стохастического сигнала вторичного канала.

2.7.33. Датчик для определения специфических гравитационных характеристик авиационного керосина на основе двойного алгоритма DRNN / Zeng Wenhua // Yiqi yibiao xuebao=Chin. J. Sci. Instrum. - 2002. - 23, № 3. - С. 261-264. - Библ. 5.

Разработан модифицированный алгоритм расчета специфических гравитационных характеристик авиационного керосина на основе диагональных рекуррентных соотношений в искусственных нейросетях (DRNN) с двойным скрытым слоем. Рассмотрена модель распределения авиационного керосина при атмосферной дистилляции с использованием датчика для определения динамических характеристик. Алгоритм включает процесс тренировки (обучения) сети на основе использования взвешенных функций. Рассмотрены формулы для расчета взвешенных коэф. модель датчика на основе модифицированного алгоритма позволяет получить более достоверную информацию в режиме in-line по сравнению с обычным методом на основе сети ВР.

2.7.34. Инерциально-гравиметрический комплекс МАГ-1 (GT-1A). Опыт разработки и результаты летных испытаний: Докл. [9 Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам, Санкт-Петербург, [2002]] / Бержицкий В. Н., Ильин В.Н., Савельев Е. Б., Смоллер Ю. Л., Юрист С. Ш., Болотин Ю. В., Голован А. А., Парусников Н. А., Попов Г. В., Чичинадзе М. В. // Гироскопия и навигация. – 2002. - № 3. - С. 104-116. - Библ. 11.

Приводится краткое описание функциональной схемы, устройства и ПО инерциально-гравиметрического комплекса МАГ-1 (GT-1A), разработанного ЗАО НТП "Гравиметрические технологии", а также программного комплекса камеральной обработки данных аэрогравиметрии, разработанного лабораторией управления и навигации МГУ. Обсуждаются результаты лабораторных (стендовых) и летных испытаний.

2.7.35. Использование винеровских моделей для описания уходов гироскопов и ошибок измерения в задаче оценивания состояния инерциальных навигационных систем / Тупышев В. А. // Гироскопия и навигация. – 2002. - № 3. - С. 23-33. - Библ. 6.

Проводится сравнительный анализ поведения ошибок ИНС при использовании для настройки фильтра Калмана винеровских и марковских моделей уходов гироскопов и ошибок измерений. Приводятся условия настройки фильтра, обеспечивающие гарантированное оценивание состояния ИНС при динамической неопределенности в описании этих процессов. Показывается, что настройка фильтра Калмана на винеровские модели с практической точки зрения является более предпочтительной, так как при такой настройке обеспечивается эффективное оценивание состояния ИНС не только при наличии марковских свойств у реальных процессов, но и в случае их кусочно-постоянного поведения.

2.7.36. Исследование эффективности использования спутниковых измерений при определении ускорения силы тяжести на летательном аппарате / Степанов О. А., Блажнов Б. А., Кошаев Д. А. // Гироскопия и навигация. – 2002. - № 3. - С. 33-47. - Библ. 13.

Рассматривается задача оптим. оценивания аномалии ускорения силы тяжести (УСТ) по показаниям гравиметра и данным о высоте и вертикальной скорости, полученным по фазовым и доплеровским измерениям спутниковой навигационной системы (СНС) в дифференциальном режиме. Проводится сопоставительный анализ широко применяемых алгоритмов, основанных на обработке разностей между показаниями гравиметра и производных от измерений СНС с помощью фильтров Баттерворта в прямом и обратном времени, с оптим. стационарными алгоритмами. Исследуется потенциальная точность определения анома-

лии УСТ. Анализируется влияние неоднозначности фазовых измерений СНС на точность определения аномалии. Приводятся результаты, полученные по реальным гравиметрическим и спутниковым данным на самолете.

2.7.37. Информационно-управляющая система обеспечения безопасности полета самолета / Солдаткин В. М. (Казан. гос. техн. ин-т им. А. Н. Туполева) // Авиакосм. приборостр. – 2003. - № 7. - С. 45-54. - Библ. 8.

Рассматриваются подходы к идентификации режима полета с использованием информативных функций, определяющих положение текущего уровня безопасности относительно границ регламентируемых нормами летной годности особых ситуаций. Раскрываются методики формирования эксплуатационных ограничений, анализа и синтеза каналов предупреждения, управления, принятия решений и информационной поддержки информационно-управляющей системы обеспечения безопасности полета самолета.

2.7.38. Алгоритмы автономного функционирования оптико-электронных систем наблюдения / Дудчак В. В., Показило С. А., Падалко Г. А. // Изв. вузов. Электромех. – 2003. - № 6. - С. 65-68. - Библ. 14.

Изложена концепция автономного функционирования оптико-электронных систем наблюдения (ОЭСН). Предложены алгоритмы автономного функционирования бортовых ОЭСН, основанные на корреляционном анализе сигналов изображения, формируемого с помощью многоэлементных приемников оптического излучения (фокальных линеек или матриц чувствительных элементов). Приведена классификация автономных ОЭСН по способу зондирования используемых полей измерителем поля и в блоке памяти, методам и алгоритмам оценивания, используемым полям, эталонному обеспечению.

2.7.39. Модуль синхронизации для системы управления воздушным движением / Дружин В. Е., Редько В. А., Травкин С. А. // Научном. технол. - 2003. - 4, №5. - С. 76-79. - Библ. 2.

Рассмотрен модуль синхронизации (МС), предназначенный для синхронизации функционирования техн. средств аппаратуры первичной обработки информации (АПОИ) РЛС, осуществляющей контроль воздушного пространства страны. Предлагаемая

функциональная схема МС обеспечивает решение целевой задачи и позволяет адаптировать этот модуль в качестве синхронизатора различных РЭА.

2.7.40. Разработка гироскопа для летательного аппарата / Wang Hong-wei, Zhu Jia-jin, Zhang Wei, Zhang Fu-xue // Weinadianzi jishu=Micronanoelectron. Technol. - 2003. - 40, № 7-8. - С. 284-288. - Библ. 4.

Институтом информационных технологий (Китай) разработан малогабаритный гироскоп для применения в составе бортового аппаратного комплекса малого летального аппарата (вертолета). Элементы гироскопа изготовлены с применением технологии микроэлектромех. систем. Собственная частота вибрационного элемента гироскопа - 197,34 Гц, амплитуда колебаний - $4,36 \times 10^{-9}$ м. Моделирование с использованием программы ANSYS показывает незначительные отличия расчетных данных и данных имитационного моделирования.

2.7.41. Портативные вычислители для пилотов. Flight computers / Allan James // Pilot. - 2002. - 36, №4. - С. 30-31.

Автором статьи проводится сопоставление рабочих характеристик портативных миниатюризованных цифровых вычислителей для пилотов - CX-2 Pathfinder фирмы ASA и E6B-F фирмы Sporty, которые не являются ни компонентами бортового радиоэлектронного оборудования ЛА, ни компьютером в общепринятом понимании такого термина, но представляют собой питаемое от аккумуляторных батарей устройство для проведения вычислений, необходимых для расчета параметров полета и его планирования (такие расчеты осуществляются как в ходе предполетной подготовки на земле, так и в процессе самого полета).

2.7.42. Гироскопические навигационные системы / Смирнов Е. Л. – СПб.: Элмор, 2004. - 394 с. - Библ. 389-390.

В книге рассмотрены новые методы повышения точности гироскопических навигационных систем различных классов. Методы базируются на основе широкого использования управляемых мат. моделей соответствующих систем, с образованием новых комплексных систем, обладающих специфическими особенностями и свойствами. Книга адресована научным работникам, ведущим исследовательскую работу в области теории гироскопических навигационных систем, а также конструкторам-

разработчикам новых навигационных систем, отвечающих заданным требованиям. Издание будет также полезно аспирантам, готовящимся к научно-исследовательской деятельности в области прикладной гироскопии.

2.7.43. Лазерная локационная трехмерная измерительная аппаратура фирмы Leica Geosystems. Leica Geosystems prasentiert 3D-Laser-Radar-Messsystem // Werkst. Fertig. – 2002. - № 3. - С. 30.

Фирма Leica Geosystems разработала новую прецизионную измерительную систему LR200. Это новый когерентный мобильный трехмерный измеритель расстояний до отдельных пунктов или для сканирования поверхностей. Он м. б. установлен как стационарно, так и на движущийся объект. Отраженный сигнал должен создаваться отражающей меткой либо ручным отражателем на дистанции до 60 м. Перечислены эксплуатационные особенности оптического локатора LR200, использующего И К сигнал с ФМ, обеспечивающего высокую точность измерения дальности. Трехмерность изображения реализуется совместным использованием с датчиком, работающим с кодированным ЧМ сигналом

2.7.44. Устройство для выдачи информации пилоту. Method and apparatus for providing information to pilots: Пат. 6633801 США, МПК⁷ G 06 F 17/00 / Durlacher Stanley H., Mandrafino Paul A. (США). - № 09/694093; Заявл. 20.10.2000; Оpubл. 14.10.2003; НПК 701/9.

Портативное компьютерное устройство позволяет пилоту эффективно решать временные и связанные с полетом задачи. В устройстве находится дисплей для отображения вводимой информации, подключенный к МП, который соединен с таймером. При этом используются одна или несколько прикладных программ для вывода информации на дисплей и передачи ее пилоту. Программы имеют иерархическую структуру, а для управления полетом применяется спец. меню, видимое на дисплее. Пилот может инициировать необходимую в данный момент операцию.

2.7.45. Способ определения компонент скорости летательного аппарата: Пат. 2192015 Россия, МПК⁷ G 01 P 5/00 / Собов А.Н, Рябошапка В. Г., Варганов А. В.; АООТ «ОКБ Су-

ного». (Россия). - № 2001124015/28; Заявл. 03.09.2001; Опубл. 27.10.2002.

Предлагаемый способ заключается в том, что измеряют скорость, земную скорость и угловую ориентацию ЛА относительно земли, определяют достоверность измерений текущей скорости ЛА, при наличии достоверности определяют скорость ветра и ее систематическую составляющую, определяют воздушную скорость ЛА по земной скорости и систематической составляющей скорости ветра. Систематическую составляющую скорости ветра определяют на предшествующем заданном интервале времени или расстояния относительно текущего, причем в качестве первоначального значения систематической составляющей берут текущую скорость. Для установления достоверности контролируют дополнительно параметры состояния ЛА и атмосферы. В промежутке недостоверности контролируют его величину и при превышении заданного значения после установления достоверности систематическую составляющую скорости ветра определяют заново. Угол скольжения определяют по воздушной скорости, а угол атаки - по величинам проекций скорости ЛА на его плоскость симметрии в диапазоне от -180 до $+180^\circ$. Обеспечивается повышение точности на всех режимах полета.

2.7.46. Испытание на борту самолета оптического датчика реальной воздушной скорости. Airborne test of an optical true-airspeed sensor: докл. [2 International Conference (SPIE Conf.) on Experimental Mechanics", Singapore, 29 Nov.-1 Dec., 2000] / Rahm Stephan, Leike Ines, Nagel Engelbert, Werner Christian // Proc. SPIE. - 2001. - 4377. - С. 218-228. - Библ. 7.

Доплеровский лазерный локатор непрерывного излучения на С02 модифицирован для испытания на борту самолета датчика реальной воздушной скорости. Во время двух полетов в апреле 2000 года система испытана совместно с датчиком скорости ветра в носовом отсеке исследовательского самолета. Показано, что имеется корреляция между компонентами линии визирования доплеровского лазерного дальномера и доплеровского датчика. Нет расхождения данных в очень чистых слоях атмосферы (на высотах свыше 10 км) и доплеровский датчик м. б. использован как счетчик аэрозольных частиц (в виде числовой плотности и с некоторой индикацией размера). Для построения датчика ис-

пользован виртуальный инструмент, который модифицирован после полета. Виртуальный инструмент м. б. использован для конструирования более компактного волоконного датчика.

2.7.47. Ограничение значения погрешности в интегрированной навигационной системе / Zhang Jing-wei, Ren Si-cong, Tan Min-qi // Kongjun gongcheng daxue xuebao. Ziran kexue ban=J. Air Force Eng. Univ. Natur. Sci. Ed. - 2003. - 4, № 6. - С. 37-39. - Библ. 3.

Северовосточным политехи, университетом (Китай) предложен метод хранения на неизменном уровне кумулятивной погрешности значения высоты в интегрированной навигационной системе летательного аппарата. Обработка данных в процессе компенсации обеспечена в условиях использования фильтра Калмана. Функциональные качества навигационной системы инерциально-гироскопического типа изучены на основе применения метода Монте-Карло, начальные условия: значение азимута курса - $108^{\circ}54'$, высоты полёта - 388 0 м, угла горизонтальной девиации - 2. Самолет совершал спиральный набор высоты, радиус витка спирали - 10 км, вертикальное расстояние между витками спирали - 20 м.

2.7.48. Блок контроля двух курсовертикалей: Пат. 2227934 Россия, МПК⁷ G 08 C 25/00 / Годлевский В. У., Степанов В. Л., Абузяров Ф. Н., Дудин Д. Н., Сажин С. Д., Тимофеев А. В.; ОАО "Урал. приборостроит. з-д". (Россия). - № 2002118826/28; Заявл. 12.07.2002; Оpubл. 27.04.2004.

Изобретение относится к авиационной электронике, и может быть использовано для непрерывного контроля выходных сигналов двух курсовертикалей по углам курса, крена и тангажа, а также для контроля синхронно вращающихся валов, дистанционных передач и т. п. Блок контроля двух курсовертикалей содержит выходные датчики сигналов типа СКВТ, фазочувствительные детекторы и устройство сравнения, 3 подканала контроля по крену, тангажу и курсу.

2.7.49. Способ декодирования сигнала и устройство измерения координат для его осуществления: Пат. 2228574 Россия, МПК⁷ H 03 D 1/00, F 42 B 15/01 / Землевский В. Н., Назаров Ю.М.; Гос. унитар. предприятие "КБ приборостр." (Россия). - № 2002105931/09; Заявл. 05.03.2002; Оpubл. 10.05.2004.

Изобретение относится к способу и системам управления летательными аппаратами с пункта управления, связанным с декодированием сигнала (команд наведения) с ШИМ и ЧМ гармонического колебания на борту ракеты, применяемым в оптических линиях связи, либо с дополнительной амплитудной модуляцией несущего колебания - в аналоговых радиопередачах. Достижимый техн. результат заключается в повышении помехоустойчивости и точности измерения координат, при этом ослаблено вдвое влияние нестабильности величины амплитуды синусоидального сигнала. Способ декодирования сигнала заключается в фильтровании сигнала на рабочей частоте и выделении пост, составляющей, при этом выставляют величину порога пропускания для фильтрованного гармонического сигнала меньше амплитуды этого сигнала, но больше макс, амплитуды помехи.

2.7.50. Электронная аппаратура управления реактивными летательными аппаратами с лазерной оптической системой наведения / Степанов Н. В. // Изв. Тульск. гос. ун-та. Сер. Радиотехн. и радиооптика. - 2001. - 3, № 1. - С. 83-90. - Библ. 4.

Рассматриваются особенности и способы решения задачи наведения беспилотных реактивных летательных аппаратов при использовании лазерной системы наведения. Обосновывается применение ПЛИС для реализации дешифратора сигналов фотоприемника и микропроцессора для формирователя сигналов привода. Раскрываются достоинства цифрового программного метода обработки управляющих оптических сигналов

2.7.51. Требования к характеристикам многорежимной наземной станции для организации ОВЧ линий передачи данных "воздух-земля" / Кейстович А. В., Вдовий Л. М. // 5 Международная научно-техническая конференция "Кибернетика и технологии XXI века", Воронеж, 12-13 мая, 2004. - Воронеж: НПФ "Саквеев", 2004. - С. 495-500. - Библ. 5.

Система организации воздушного движения России (ОрВД РФ) является составной частью мировой аэронавигационной структуры и авиационно-транспортной системы страны и предназначена для обеспечения безопасности, эффективности и регулярности воздушных перевозок. Система ОрВД РФ по своим масштабам занимает лидирующее место среди других стран по

таким показателям как, обслуживаемая территория (25 млн. км²) и протяженность воздушных трасс (600 тыс. км). Во всех этих сферах управления воздушным движением, связь является ключевым элементом, обеспечивающим улучшение эксплуатационных характеристик. Для обеспечения требуемого уровня безопасности полетов требуется система связи высокого качества в части целостности, надежности, защиты информации и предсказуемости рабочих характеристик сети. Учитывая то, что пролетающие в воздушном пространстве России ВС имеют на своем борту оборудование, работающее в разных режимах передачи данных, то для их обслуживания должна быть создана многорежимная наземная станция. Рассмотрены основные требования, предъявляемые к этой станции. Проведено сравнение характеристик линий передачи данных канала "воздух-земля" и ОВЧ диапазона.

2.7.52. Обоснование требований к заданным значениям полноты, достоверности и непрерывности отображения подсистемы наблюдения ЕС ОрВД / Колитиевский Ю. М., Клегцев К. А., Драчев Ю. А., Зверев М. А. // Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества: Тезисы докладов Международной научно-технической конференции, посвященной 80-летию гражданской авиации России, Москва, 17-18 апр., 2003. - М.: Изд-во МГТУ ГА, 2003. - С 154-155.

Необходимым условием обеспечения заданного уровня $Y^*_{вд}$ безопасности воздушного движения является отображение всех ВС в зоне ответственности соответствующего центра УВД. Очевидно, что выполнение указанного требования при независимом функционировании информационных подсистем (радиолокационной, радиопеленгационной, автоматических зависимых и независимых наблюдений) в настоящее время вряд ли выполнимо. При использовании специально организованного совместного функционирования указанных подсистем, позволяющего наиболее полно использовать преимущества каждой из них, предельное значение требуемой полноты отображения $\chi^*_{сист}$ зависит от задаваемых значений коэффициента сохранения эффективности $K^*_{эф}$ и вероятности сохранения информации в системе $P^*_{инф}$. Можно показать, что при внедрении в перспективных АС УВД

концепции структурного резервирования, защиты аппаратных и технических средств от различного рода воздействий, применении реализованных на БИС и СБИС и устойчивых к воздействиям "информационного оружия" стандартных процедур, а также адаптивных алгоритмов объединения и траекторной обработки, требуемое значение коэффициента $K^*_{эф}$ может составлять порядка 0,999995. При этом величина заданной полноты отображения будет определяться величиной допустимых потерь $P^*_{пот}=1 - P^*_{инф}$ информации, возникающих при её передаче по каналам связи и последующей обработке, которая не должна превышать 5%. При этом требуемое значение полноты отображения равно 0,95.

2.7.53. Разработка предложений по обеспечению устойчивости функционирования подсистемы наблюдения ЕС ОрВД в интересах повышения эффективности использования внутрассового воздушного пространства / Колитиевский Ю. М., Корж В. А., Клещев К. А., Драчев Ю. А., Пантюшин Ю. А. // Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества: Тезисы докладов Международной научно-технической конференции, посвященной 80-летию гражданской авиации России, Москва, 17-18 апр., 2003. - М.: Изд-во МГТУ ГА, 2003. - С. 155-156.

В качестве предложений по обеспечению устойчивости функционирования подсистемы наблюдения ЕС ОрВД предлагаются следующие: 1. Обеспечение необходимой степени помехозащищенности технических средств в соответствии с требованиями, предъявляемыми соответствующими ведомствами. При этом к радиолокационным средствам наблюдения должны предъявляться требования по защите от хаотически-импульсных и фоновых помех. Для обеспечения устойчивости функционирования подсистемы наблюдения в особый период предлагается использовать помехозащищенную объединенную систему навигации и обмена данными, в которой в интересах УВД должен быть предусмотрен специальный режим работы на базе комплексного применения методов автоматических зависимых и независимых наблюдений, априорной информации подсистемы текущего планирования, процедур автоматического обнаружения ПКС. 2. Защита сетей обмена данными (СОД) обеспечивается

путем организации двух независимых друг от друга СОД. Первая должна обеспечивать обмен данными при организации прямых закреплённых каналов внутри каждой из ведомственных АСУ, а вторая, представляющая собой коммутационную СОД, при организации взаимодействия между соответствующими АСУ. 3. Для обеспечения устойчивости функционирования предлагается использовать следующие виды обработки координатной информации: адаптивные фильтры оптимального объединения информации, поступающей от разнотипных и разноточных информационно-подсистем, работающих в различных диапазонах радиоволн; адаптивные фильтры оптимальной траекторной обработки, в которых на каждом шаге экстраполяции предусмотрено формирование весовых коэффициентов матрицы управления, учитывающих, в том числе, и степень помехового воздействия на радиотехнические средства информации. Повышение устойчивости отображения обеспечивается путем использования априорной информации о параметрах движения ВС, поступающей от подсистемы текущего планирования.

2.7.54. Выявление предотказных состояний авиационного оборудования с помощью наземного устройства обработки полетной информации / Карпачев Ю. Н. // Науч. вестн. МГТУ ГА. – 2003. - № 71. - С. 43-49. - Библ. 4.

В данной статье рассматривается вопрос совершенствования алгоритмического обеспечения наземных устройств обработки полетной информации типа "Топаз-М" в целях выявления предотказных состояний. Модернизация алгоритмического обеспечения предусматривает использование экспертных знаний, представленных в виде лингвистических переменных. Приводится пример написания нового алгоритма и результаты его работы.

2.7.55. Обоснование показателей оценки устойчивости отображения подсистемы наблюдения ЕС ОрВД в интересах повышения эффективности использования внутрассового воздушного пространства / Колитиевский Ю. М., Клещев К.А., Волков В. М., Драчев Ю. А., Зверев М. А. // Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества: Тезисы докладов Международной научно-технической конференции, посвященной 80-летию граждан-

ской авиации России, Москва, 17-18 апр., 2003. - М.: Изд-во МГТУ ГА, 2003. - С. 152-153.

Обоснование показателей оценки устойчивости отображения подсистемы наблюдения ЕС ОрВД проводится в предположении того, что главной задачей, решаемой системой ОрВД во внутрасовом воздушном пространстве, является повышение пропускной способности последнего при обеспечении заданных уровней безопасности ВД $Y^*_{ВД}$ и использовании воздушного пространства $Y^*_{ИВП}$. Так как выполнение этой задачи требует от системы наблюдения обеспечения полноты, достоверности и непрерывности поступления в реальном масштабе времени и с высокой точностью информации о воздушной обстановке во всем диапазоне высот зоны ответственности соответствующего органа управления, то в качестве показателей эффективности ее функционирования выбраны следующие: полнота $\chi_{сист.}$, достоверность μ , непрерывность s , точность $\sigma_{набл}$ отображения, а также время наблюдения τ_n . Решение указанной задачи обеспечивается при сохранении заданной полноты отображения на том временном интервале, на котором производится оценка обеспечиваемых системой ОрВД уровней БВД и ИВП. С учетом этого устойчивость отображения подсистемы наблюдения оценивается с помощью следующего коэффициента:

$$r(\Delta t_{01}) = \frac{\chi_{\text{н\bar{e}н\bar{o}}}(t_0) - \chi_{\text{н\bar{e}н\bar{o}}}(t_1)}{\chi_{\text{н\bar{e}н\bar{o}}}(t_0)}.$$

2.7.56. Решение задачи оптимизации размещения внешних элементов на лицевых панелях пультов бортовых систем управления / Айкашев О. Ф., Коновалов А. С. // 6 Научная сессия аспирантов ГУАП, Санкт-Петербург, 7-12 апр., 2003: Сборник докладов. Ч. 1. Технические науки. – СПб.: Изд-во СПбГУАП, 2003. - С. 133-135. - Библ. 4.

Задача оптим. размещения внешних электрорадиоизделий на лицевой панели пульта бортовой системы управления формализуется в виде классической задачи оптимизации: необходимо на поверхности панели осуществить размещение n элементов, представленных их геометрическими моделями и имеющих определенные эргономические характеристики таким образом,

чтобы удовлетворить наперед заданным условиям и сообщить некоторой целевую функции экстремальное значение.

2.7.57. Устройство управления многофункциональным индикатором: Пат. 2235355 Россия, МПК⁷ G 06 F 3/033, G 09 G 5/34 / Деревянкин В. П., Кучерявый А. А., Макаров Н. Н.; ОАО "Ульянов. СБ прибоостр." (Россия). - № 2002133770/09; Заявл. 15.12.2002; Опубл. 27.08.2004.

Изобретение относится к средствам управления летательным аппаратом (ЛА), а также к индикаторам, отображающим информацию о параметрах полета и ЛА. Его применение позволяет получить техн. результат в виде упрощения и повышения оперативности процесса управления ЛА, улучшения массогабаритных характеристик индикаторов органов управления ЛА, предотвращения перекрытия обзора индикаторов рукой пилота в процессе управления, что снижает ошибки пилотирования и повышает надежность управления ЛА. Этот результат достигается, в частности, благодаря тому, что в конструкции устройства управления многофункциональным индикатором предусмотрено четыре переключателя, имеющие особым образом устроенные ручки и кнопки.

2.7.58. Синтез алгоритма оценки параметров движения летательного аппарата на основе метода скорейшего спуска / Костоготов А. А., Кузнецов А. А. // Автомат, и вычисл. техн. – 2004. - №4. - С. 53-62. - Библ. 7.

Предлагается новый метод синтеза алгоритма оценки параметров движения летательного аппарата. Устранена необходимость подбора параметра регуляризации путем вычисления его на основе метода скорейшего спуска, что обеспечивает возможность использования алгоритма при динамических измерениях.

2.7.59. Использование точности оценивания при резервировании датчиков / Лузина Л. И. // Докл. Томск. гос. ун-та систем упр. и радиозлектрон. – 2004. - № 1. - С. 177-180, 259. - Библ. 4.

Методика выбора жизненно важных датчиков позволяет выделить те датчики, которые резервируются трижды или дважды, и менее важные датчики, которые имеют меньшую кратность резервирования. При этом получается новая схема резервирования датчиков, у которой общее количество датчиков уменьшает-

ся в рамках заданной точности оценивания по сравнению с традиционной схемой резервирования датчиков. Уменьшение количества датчиков особенно ценно на практике, т. к. приводит к экономии средств и уменьшению веса летательного аппарата. Задача заключается в получении новой схемы резервирования датчиков.

2.7.60. О выборе жизненно важных датчиков резервированных систем / Лузина Л. И. // Докл. Томск, гос. ун-та систем упр. и радиозлектрон. – 2004. - № 1. - С. 173-177, 259. - Библ. 2.

Для повышения надежности датчиков летательного аппарата (ЛА) применяют резервирование. Представлена методика получения новой схемы резервирования датчиков ЛА, которая основана на использовании высокоэффективного алгоритма локализации отказов датчиков. Использование алгоритма локализации Ч не накладывает ограничений на четность или нечетность резервированных датчиков. Имеется лишь ограничение на точность оценивания вектора состояния системы. Поэтому использование такого алгоритма позволяет получить новую схему резервирования датчиков ЛА. При этом общее количество датчиков уменьшается по сравнению с традиционной схемой, а оценивание вектора состояния системы осуществляется в рамках заданной точности. В связи с возможностью построения новой схемы резервирования датчиков для практики особый интерес представляет задача выделения жизненно важных датчиков. Такие датчики должны резервироваться с кратностью три или два, а менее важные датчики могут резервироваться с меньшей кратностью, т.е. два или один. Рассматривается методика выбора жизненно важных датчиков ЛА.

2.7.61. Разработка многофункционального аппаратного комплекса для системы управления летательного аппарата / Guo Jin-chang, Qiao Dong, Zhi Chao-you, Li Xia // Jisuanji ce-liang yu kongzhi=Comput. Meas. and Contr. - 2003. - 11, № 12. - С. 934-937. - Библ. 6.

Технол. исследовательским центром авиастроительной отрасли (Китай) разработан многофункциональный аппаратный комплекс для выполнения измерений и анализа данных. Построенный на основе ПК широкораспространённого типа комплекс

применен в составе системы управления атмосферного летательного аппарата. Обеспечено непрерывное выполнение анализа данных давления воздушной среды, скорости, ускорения движения, угла тангажа, положения закрылков, рулей высоты и направления. При выявлении критических режимов обеспечено оповещение пилотов с выводом данных на дисплей.

2.7.62. Разработка системы для получения ИК-изображений. EVS sensor for bombardier aerospace Global Express // Aircraft Eng. and Aerosp. Technol. - 2003. - 75, № 6. - С. 663.

Корп. CMS Electronics Inc. (США) разработана система для получения ИК-изображений (серия Super Sight 1). Система ориентирована на применение в составе бортового аппаратного комплекса самолёта бомбардировочной авиации. В системе использованы эргономичные отображающие устройства. Наряду с применением на стадии взлёта, совершении посадочного манёвра и собственно посадки. Система позволяет решать поставленные задачи при маневрировании на ВПП. Использование растровых дисплеев позволяет применять систему на самолётах транспортной авиации. Выпущена модификация датчика ИК-изображения "серия М", характеризующаяся невысокой стоимостью и малыми габаритными размерами.

2.7.63. Стоимость прибора спутниковой навигации GPS III Pilot меньше 5000 фунтов стерлингов. GPS below £5,000 // Pilot. - 2004. - 38, № 5. - С. 58.

Прибор имеет форму небольшого ящика, удобного для переноски, прост в работе, решает все основные задачи навигации, выдает пилоту все необходимые ему навигационные данные в звуковых сообщениях и индицирует их на портативном дисплее. Карта местности, представляемая на экране дисплея, хорошо видна даже при солнечном освещении. Время жизни батарей 15 ч. Другой аналогичный портативный навигационный прибор AirMap популярен в США начал применяться в Великобритании.

2.7.64. Адаптивное слежение за маневрирующей целью системой летательных аппаратов с несколькими датчиками / Chen Fei, Jing Zhang-Hang, Li Feng // Shanghai jiaotong daxue xuebao=J. Shanghai Jiaotong Univ. - 2003. - 37, № 4. - С. 578-581. - Библ. 10.

Для решения задачи информационного обеспечения воздушных боевых действий решается задача слежения за маневрирующей целью с нескольких летательных аппаратов одновременно. Строится алгоритм слежения. Его эффективность проверяется методом статистического моделирования.

2.7.65. Исследования и разработка методики оценки пространственного положения легкого и сверхлегкого самолетов / Барсук В. Е. (СибНИА им. С. А. Чаплыгина) // Авиакосм, приборостр. – 2003. - № 12. - С. 61-64, 67. - Библ. 2.

Рассматриваются вопросы исследования методики оценки пространственного положения легкого и сверхлегкого самолетов при проведении внешнетраекторных измерений с использованием угломерной спутниковой навигационной системы.

2.7.66. Методика оптимизации укрупнения воздушной обстановки / Муравьев С. К. // Авиакосм. приборостр. – 2004. - № 1. - С. 49-53, 72. - Библ. 4.

Предлагается методика оптимальной кластеризации ЛА и проводится ее сравнительный анализ с другими алгоритмами решения данной задачи.

2.7.67. Оборудование кабины экипажа самолётов компании Piper. Glass cockpit Pipers // Pilot. - 2004. - 38, № 3. - С. 7.

Сообщается о выборе компанией Piper Aircraft основного полётного дисплея (PFD) и многофункциональных полётных дисплеев (MFD) в качестве стандартного оборудования для оборудованных одним двигателем самолётов Saratoga HP, Saratoga TC и Piper 6X и 6XT. В систему входят 1 PFD EXP5000, который обеспечивает управление автопилотом и режим оповещения совместно с электронной информацией о пространственном положении, воздушной скорости, высоте полёта и вертикальной скорости, и 1 MFD EX5000, обеспечивающий индикацию данных о работе двигателей и мониторинг (включая расходомер топлива, автоматическое обеднение топлива и индикатор процентной мощности), а также навигационную информацию. MFD м. б. соединён с другим оборудованием, чтобы индексировать метеорологическую и светотехническую информацию, информацию о воздушном движении и графическое отображение местности.

2.7.68. Алгоритм сглаживания с движущимися многочленами для обработки данных, полученных в ходе телеметрического тестирования беспилотных вертолетов. *Moving-polynomial smoother algorithm for telemetry flight-test data processing of pilotless helicopter / Zheng Yi, Zhang Xiaolin // Beijing hangkong hangtian daxue xuebao=J. Beijing Univ. Aeron. and Astronaut. - 2003. - 29, № 4. - С. 350-353. - Библ. 4.*

Предложен новый метод фильтрации и сглаживания для обработки данных телеметрического тестирования беспилотных вертолетов. Разработан оригинальный фильтр с движущимися многочленами, удобный для адаптации к уровню аддитивного шума. На основании оценок параметров сигналов, полученных в ходе обработки, определяются параметры сжатия данных. Приведены результаты экспериментальных исследований, показывающие эффективность разработанных методов.

2.7.69. Бортовая интеллектуальная система поддержки принятия решений на этапе взлёта магистрального самолета / Глубокая М. Г. // *Искусств. интеллект. – 2004. - №4. - С. 303-312. - Библ. 6.*

Рассмотрена бортовая интеллектуальная система поддержки принятия решений, разработанная для снижения загруженности экипажа, а также для повышения его уверенности при принятии решений на этапе взлёта. Целью создания данной системы является предотвращение авиационных происшествий в классе неманевренных гражданских самолётов, связанных с прерванными взлётами и последующими выкатываниями самолёта за пределы взлётно-посадочной полосы вследствие несвоевременного принятия экипажем решения о продолжении или о прекращении взлёта, т. е. вследствие влияния человеческого фактора. В функции данной системы входит контроль текущих параметров взлёта самолёта, контроль состояния двигателей, а также прогноз дистанции достигается регламентируемых скоростей взлёта и места остановки самолёта в случае прерывания взлёта. Интеллектуальная система поддержки принятия решений обеспечивает экипаж самолёта посредством индикации на дисплее кабины экипажа наглядной информацией о параметрах взлёта и в случае принятия системой решения о необходимости прекращения или

продолжения взлёта выдаёт экипажу соотв. информацию на дисплее в виде символьной сигнализации

2.7.70. Интеллектуальная система прогноза посадки самолета и оценки ее реализуемости / Баженов С. Г. // Искусств. интеллект. 2004. - №4. - С. 253-263. - Библ. 2.

Разработаны принципы интеллектуальной системы решения сложных логических задач мониторинга полета и прогноза развития летной ситуации. Данная система включает мат. модель движения самолета, цифровую карту местности, логическую БД, описывающую летную ситуацию, блок формирования заданных траекторий и ПО, которое позволяет решать прямые и обратные логические задачи. На основе мат. модели движения самолета, цифровой карты местности, логической схемы летной ситуации разработана процедура оценки реализуемости захода на посадку с облетом препятствий или без него. Данная процедура м. б. использована для формирования системы подсказок и рекомендаций экипажу, что позволит значительно расширить интеллектуальные возможности бортовых систем и значительно повысить безопасность полета

2.7.71. Устройство для определения угловой ориентации самолета: Пат. 2240507 Россия, МПК⁷ G 01 D 21/00 / Чернов В. Ю.; Гос. образов. учреждение высш. проф. образования "Санкт-Петербургский ГУАП". (Россия). - № 2003117229/28; Заявл. 09.06.2003; Оpubл. 20.11.2004.

Изобретение относится к области авиационной техники, в частности к измерительным приборам определения угловой ориентации самолета относительно вертикали места и вектора скорости полета. Техн. результат - повышение достоверности информации об ориентации самолета при миним. весе и габаритах приборного комплекса. Для достижения данного результата устройство состоит из сумматора, интегратора, дифференциатора, трех усилителей и датчика угловой ориентации, с помощью которых происходит преобразование динамически подобных сигналов датчика тангажа или датчика угла атаки.

2.7.72. Способы и системы для телеметрической связи воздушного судна. Methods and systems for air vehicle telemetry: Пат. 6747577 США, МПК⁷ G 08 B 21/00 / Chakravarty Abhijit J. M., Hamley James P., Romanosky Joseph M.; The Boeing

Со.. (США). - № 09/994259; Заявл. 26.11.2001; Опубл. 08.06.2004; НПК 340/945.

С целью получения персоналом точной информации при управлении полетом воздушного судна, а также поддержания его безопасности во время взлета и приземления, когда автопилот отключен, в заданной полосе частот с помощью бортового оборудования обеспечивается связь через спутник или станцию с наземной антенной с регистрацией данных на самописце.

2.7.73. Авионика Sextant для вертолётов А109 LUH. Sextant supplies avionics for helicopters / Bokulich Frank // Aerosp. Eng. - 2000. - 23, № 5. - С. 7.

Компания Agusta SpA выбрала систему авионик Sextant для установки на вертолётах А109 LUH. Компанией получены заказы на 30 вертолётов этого типа плюс 10 опционов. Система Sextant включает активные матричные дисплеи на жидких кристаллах, 4-канальный автопилот, систему управления полётом, приемник сигналов GPS, систему курсовой индикации, информационную систему, радиовысотомер и ЭВМ для боевого применения.

2.7.74. Развитие направления систем регистрации в ОКБ "Авиаавтоматика" / Селезнев С. Л., Будянский О. Ф. // 1 Научно-практическая конференция "Проблемы и перспективы создания накопителей полетных данных", Курск, 18-19 мая, 2004: Сборник докладов. - М.: Бедретдинов и Ко, 2004. - С. 11-13.

Началом становления тематического направления "Системы регистрации" в ОКБ "Авиаавтоматика" стал 1995 г., когда была начата разработка систем бортового автоматизированного контроля (БАСК) и позднее - аварийных регистраторов. В то время Курское ОАО "Прибор" серийно выпускало регистрирующую аппаратуру КБН, "Тестер УЗ-Л", САРПП-12, "Экран", БАСК разработок других конструкторских бюро. Все накопители этих систем были выполнены на базе лентопротяжных механизмов. Вторая половина 1980-х годов ознаменовалась резким переходом зарубежных фирм на разработку и выпуск твердотельных накопителей. На технических и эксплуатационных преимуществах этого перехода останавливаться не стоит, они очевидны и известны специалистам. В России в 1990-х годах использовались

только старые накопители с лентопротяжным механизмом, хотя на Санкт-Петербургском ОЗ "Прибор" были начаты работы по созданию малоинформативных твердотельных регистраторов типа БУР. Исходя из вышеизложенного, в 1996 г. ОКБ "Авиаавтоматика" совместно с ГосНИИАС и фирмой Dassault Electronique (ныне Thales, Франция) на основе анализа и обобщения мировых тенденций развития авионики разработало впервые в России интегрированную бортовую систему регистрации "Карат-Б", объединяющую функции систем БАСК и "Тестер".

2.7.75. Карманный компьютер. On-the-go gizmos / Gormley Mal // Bus. and Commer. Aviat. - 2003. - 92, № 2. - С. 66-72.

Рассмотрены особенности применения персонального цифрового помощника (PDA) - карманного компьютера - пилотами деловой авиации. Основное применение PDA включает использование его в качестве средства связи, для планирования полёта, выдерживания курса, но карманный компьютер может также использоваться в качестве портативной базы данных, дисплея с перемещающейся картой и др.

2.7.76. Бортовой регистратор взлетно-посадочных перегрузок для самолетов грузового и пассажирского типа / Лобанов В. Н. // Вопр. радиоэлектрон. Сер. Электрон. вычисл. техн. – 2004. - № 1. - С. 42-45. - Библ. 1.

В статье рассматривается проблема объективного контроля износа пассажирских и грузовых самолетов и приводится описание устройства, обеспечивающего регистрацию перегрузок, возникающих при посадке и движении самолета по ВПП.

2.7.77. Стенд расследования авиационного происшествия по информации, зарегистрированной бортовым твердотельным аварийным накопителем / Преображенский Л. А., Стрельская Т. В. // 1 Научно-практическая конференция "Проблемы и перспективы создания накопителей полетных данных", Курск, 18-19 мая, 2004: Сборник докладов. - М.: Бедретдинов и Ко, 2004. - С. 43-44.

Стенды расследования, находящиеся в настоящее время в эксплуатации, рассчитаны на работу с бортовыми аварийными накопителями, использующими магнитную запись на ленту или металлическую проволоку. Сегодня ленточные носители инфор-

мации заменяются твердотельными запоминающими устройствами, заключенными в ударопрочный корпус. Твердотельные накопители удовлетворяют современным требованиям по защищенности информации, объему памяти и весогабаритным характеристикам. Они позволяют регистрировать как параметрическую, так и звуковую информацию, обладают стандартными входными интерфейсами и высокоскоростными стандартными интерфейсами для съема информации (типа RS232, Ethernet). В настоящее время твердотельными накопителями оснащены бортовые системы регистрации КАРАТ-Б, БАНТ, БУР-СЛ, установленные на отечественные самолеты. Сегодня на базе ГосНИИАС планируется создание унифицированного стенда расследования авиационного происшествия для твердотельного бортового накопителя. В работе должны принять участие ОКБ "Авиаавтоматика", г. Курск - разработчик защищенного модуля памяти (ЗМП) ЗМП-К для систем типа КАРАТ-Б, НПО "Прибор", С.-Петербург - разработчик БУР-СЛ, государственный завод "Измеритель", г. Смоленск - разработчик системы БАНТ. Стенд предполагается разместить в 13 государственном институте МО РФ.

2.7.78. Новый вариант бортового самописца MFOQA. M - what? / Armstrong Kay // Flying Safety. - 2003. - 59, № 5. - С. 10.

Сокращенное название бортового самописца MFOQA означает - Гарантия качественного представления пилоту параметров полета его самолета. Назначение прибора обеспечить безопасный полет военного самолета с помощью постоянного просмотра информации, записываемой бортовым самописцем. Программа работы самописца разработана так, что представляемая пилоту информация подсказывает пилоту какие последствия могут быть после допущенной ошибки и помогает ему успешно выполнить задание на полет. Собранные самописцем в полете данные могут использоваться для анализа работы бортовых систем контроля полета (например, прибора предупреждения о минимальной допустимой высоте полета - GPWS).

2.7.79. Использование авиакомпаниями современных информационных технологий. Latest information technology development in the airline industry / Kelemen Zsolt // Period, polytechn. Transp. Eng. - 2003. - 31, № 1-2. - С. 45-52. - Библ. 4.

Рассмотрены вопросы применения результатов новейших исследований в области информационных технологий в гражданской авиации. В статье предлагаются детальные решения обслуживания пассажиров, включая предложение сиюминутной тарифной и лётной информации. Отмечается, что, не используя эффективных информационных систем, авиакомпании не смогут предоставить пассажирам соответствующий уровень обслуживания.

2.7.80. Возможности применения системы информации о воздушном движении (TIS). Mode S for the masses /George Fred // Bus. and Commer. Aviat. - 2003. - 92, № 2. - С. 73-76.

Отмечается возможность оборудования самолётов деловой авиации системами предупреждения столкновения самолётов в полёте (TCAS). Стоимость систем Honeywell KTA 870 и Goodrich SkyWatch HP оценивается в 17,5 тыс. - 25 тыс. долл., без учёта установки. Отмечается также разработка ответчиков с линиями передачи данных в режиме S, таких как Garmin GTX 330 стоимостью 4995 долл. и Honeywell KT73 стоимостью 5495 долл., с возможностью широкого применения, например, в системе информации о воздушном движении (TIS) FAA. TIS также выполняет функции сообщения об опасном сближении самолётов.

2.7.81. Программное обеспечение служб УВД. Moving pictures from ATC / Gormley Mal // Bus. and Commer. Aviat. - 2002. - 91, № 6. - С. 82-85.

Отмечается, что программное обеспечение цифрового и графического слежения за полётом, а также дисплеи помогают в работе диспетчерам УВД. Графическое сопровождение полётов самолётов деловой авиации стало возможным после создания служб отображения воздушной обстановки в индустрии (ASDI) и послужило ключевым средством развития индустрии. ASDI снабжают организаторов воздушного движения информацией о всех участниках воздушного движения; использующих правила полётов по приборам в национальном воздушном пространстве США. ASDI получают информацию от РЛС служб УВД FAA, предоставляя пользователям данные о местоположении, скорости и высоте полёта самолётов.

2.7.82. Разработка интеллектуального агента для распределения воздушных коридоров аэропорта. Development of

an intelligent agent for airport gate assignment / Lam Soi-Hoi, Cao Jia-Meng, Fan Henry // J. Air Transp. - 2003. - 8, № 1. - С. 103-114 [нар. 2]. - Библ. 8.

Проблема распределения самолётных (воздушных) коридоров (AGAP) является хорошо известной недетерминистской, полиномновременной проблемой оптимизации. В течение ежедневных аэропортовых операций времена прибытия и вылета самолётов могут изменяться по сравнению с расписанием полётов. Это требует перераспределения воздушных коридоров для сохранения динамики полётов и статуса воздушного коридора и сохранения уровня обслуживания пассажиров. В загруженных аэропортах с большим числом взлёто-посадок решение о перераспределении должно быть принято в короткий срок с сохранением всех изменений. Удовлетворяя этим требованиям, разработан интеллектуальный агент по распределению воздушных коридоров с целью управления и распределения воздушных коридоров аэропорта при ежедневных операциях. Цель агента - выполнять распределение воздушных коридоров для каждого рейса, с учётом лётной динамики, переноса рейсов требований авиакомпаний, типов самолётов, правил эксплуатации аэропортов и т. п. Экспертная система базы знаний формирует ядро системы, она связана с внешними базами данных с информацией о пассажирах и лётной информацией. Изменения в режиме реального времени воздушных коридоров аэропортов и полётов могут быть получены графически с использованием интерфейса.

2.7.83. Метод и аппаратура для индикации безопасной высоты полета самолета относительно рельефа и препятствий на местности. Method and apparatus for predictive altitude display: Пат. 6683556 США, МПК⁷ G 01 S 7/04 / Block Gerald J.; Sandel Avionics, Inc.. (США). - № 10/300167; Заявл. 19.11.2002; Опубл. 27.01.2004; НПК 342/65.

Патентуется система безопасности полета. Изобретение представляет метод и аппаратуру для индикации безопасной высоты пролета над препятствиями на местности. Метод включает определение возвышение препятствий, боковое и путевое расстояния до них, описывает географическое описание препятствий и вырабатывает сигнал предупреждения пилота об опасности. На дисплее прибора в цветном изображении представляется

препятствие и окружающая обстановка. Аппаратура имеет входные устройства от датчиков, измеряющих высоту полета над рельефом местности и препятствиями, угол наклона траектории и положение самолета, а также входные устройства для данных об окружающей среде. Аппаратура включает средства для использования замеренных данных для вычисления эффективной высоты полета относительно рельефа пролетаемой местности, а дисплей индицирует траекторию полета над местностью.

2.7.84. Программное обеспечение системы контроля и регистрации полетной информации КА-РАТ-Б-НП / Зарытовский О.И., Чередниченко А. Б., Яковенко С. А. // 1 Научно-практическая конференция "Проблемы и перспективы создания накопителей полетных данных", Курск, 18-19 мая, 2004: Сборник докладов. - М.: Бедретдинов и Ко, 2004. - С. 38-40.

В ОКБ "Авиаавтоматика" завершена разработка системы контроля и регистрации нового поколения, получившая название КА-РАТ-Б-НП. Основная цель создания новой системы - обеспечение системы регистрации дополнительными вычислительными ресурсами, которые позволят, с одной стороны, существенно увеличить объемы регистрируемой информации, включая речевую информацию, и, в дальнейшем - видео, а с другой стороны, продолжить процесс интеграции в систему контроля и регистрации новых задач, к которым, прежде всего, следует отнести задачу регистрации эксплуатационной информации.

2.7.85. Система информационной поддержки диагностики неисправности летательного аппарата как составная часть наземно-бортового комплекса контроля и регистрации полетной информации / Процкая Л. Г., Преображенский Л.А. // 1 Научно-практическая конференция "Проблемы и перспективы создания накопителей полетных данных", Курск, 18-19 мая, 2004: Сборник докладов. - М.: Бедретдинов и Ко, 2004. - С. 45-47.

Работа носит методический характер и проводится применительно к наземно-бортовому комплексу контроля, регистрации и обработки полетной информации КАРАТ. Целью работы является создание системы информационной поддержки анализа результатов полетного контроля на земле. В наземной части ком-

плекса результаты контроля представляются в виде отчета с сообщениями. Сообщения бортовой автоматизированной системы контроля (БАСК) должны быть подтверждены. Оператор должен определить, имело ли место сообщение - "Истинное сообщение", был ли сбой линии связи - "Ложный сигнал" или был сбой регистратора - "Сбой". Для подтверждения сообщения оператор может: анализировать графики параметров; осуществлять мониторинг входных/выходных линий блоков КАРАТа; проводить наземный контроль средствами КАРАТа; проводить тестирование самолетного оборудования.

2.7.86. Бортовая система сбора и обработки полетной информации "Вектор" / Розенфельд Б. А. // 1 Научно-практическая конференция "Проблемы и перспективы создания накопителей полетных данных", Курск, 18-19 мая, 2004: Сборник докладов. - М.: Бедретдинов и Ко, 2004. - С. 49-51.

Описываемая в настоящем докладе бортовая система сбора и обработки полетной информации "Вектор" предназначена для установки на средние и тяжелые летательные аппараты различного назначения взамен системы типа МСРП-А-02. Рассмотрены состав и структурная схема системы "Вектор", общие характеристики системы.

2.7.87. Обеспечение совместного анализа параметрической и видеoinформации в системе обработки полетных данных / Дашков А. С. // 1 Научно-практическая конференция "Проблемы и перспективы создания накопителей полетных данных", Курск, 18-19 мая, 2004: Сборник докладов. - М.: Бедретдинов и Ко, 2004. - С. 53.

Испытания новых самолетных систем требуют обеспечения их современными средствами регистрации полетной информации для анализа и последующего устранения неисправностей. Одной из проблем реализации синхронизации систем видеорегистрации (СВР) и систем объективного контроля (СОК) является точность регистрации времени СВР. На известных типах видеорегистраторов шаг времени равен 1 секунде, что очень грубо для информации СОК, регистрируемой с гораздо большей частотой. Очевидным выходом здесь является использование того факта, что видеопоток идет со скоростью 25 кадров в секунду. Это уве-

личивает точность синхронизации до 0,04 секунды, что является уже приемлемым для СОК. Показан пример использования синхронизации данных СОК и СВР. Здесь в реальном времени одновременно с воспроизведением видеозаписи отображаются в численном виде значения некоторых параметров, а также по данным СОК восстанавливается трехмерная траектория самолета.

2.7.88. Перспективы развития интегрированных наземно-бортовых комплексов контроля и регистрации полетной информации / Преображенский Л. П., Процкая Л. Г. // 1 Научно-практическая конференция "Проблемы и перспективы создания накопителей полетных данных", Курск, 18-19 мая, 2004: Сборник докладов. - М.: Бедретдинов и Ко, 2004. - С. 29-30.

Рассмотрены тенденции развития наземно-бортовых комплексов контроля, регистрации и обработки полетной информации (ПИ) с трех позиций - архитектуры, реализуемых функций и технологии на примере комплекса КАРАТ.

2.7.89. Методы автоматического сопровождения объектов бортовыми оптикоэлектронными системами / Ульянов Г.Н., Шпенст В. А., Иванов С. А. (Михайловский воен. артилл. ун-т) // Мир авионики. – 2004. - № 2. - С. 64-67.

В целях организации слежения за объектами на изображениях можно воспользоваться корреляционным подходом, согласно которому вычисляется относит. смещение изображения за какой-либо период времени. При этм за эталонное изображение принимается изображение объекта за прошлый период сканирования изображения сектора обзора. В соответствии с положением максимума взаимокорреляционной функции определяются ошибки рассогласования. Применение описанных алгоритмов может значительно повысить качество процесса анализа воздушной и наземной обстановки, а также пропускную способность и эффективность средств поражения.

2.7.90. Оптимизация структурного построения бортовых систем регистрации полетной информации / Еремина В.Н. // 1 Научно-практическая конференция "Проблемы и перспективы создания накопителей полетных данных", Курск, 18-19 мая, 2004: Сборник докладов. - М.: Бедретдинов и Ко, 2004. - С. 36-37.

Основой нового конструктивного формирования системы сбора, обработки и регистрации параметрической информации является учет соответствующих различных требований к составляющим системы, их назначению и эксплуатации. Формально система регистрации может состоять из трех конструктивных блоков: центрального блока (сбор, обработка информации, формирование файлов регистрации, внутрисистемное управление, управление внешними связями); защищенного блока памяти; эксплуатационного блока (пульт управления, эксплуатационный накопитель, документирующее устройство). В соответствии с современными требованиями, запись информации по каналам идет после микширования звуковой информации индивидуального микрофона члена экипажа и его индивидуального наушника. Информация по индивидуальным каналам членов экипажа идентична. При прослушивании зарегистрированной звуковой информации с целью расследования происшествия, отсутствует возможность безошибочного определения принадлежности речи конкретному члену экипажа. Для твердотельных регистраторов должно быть предусмотрено физическое разделение информации каждого канала (по индивидуальному кольцу, по отдельным микросхемам) с целью обеспечения максимальной возможности восстановления информации после аварии (по аналогии с отдельными дорожками ленточных накопителей). Структура файла информации должна обеспечивать доступ к конкретным информационным участкам по времени, конкретным каналам регистрации, а также к адресуемым элементам памяти твердотельных накопителей. Должна быть предусмотрена бесперебойная работа регистраторов в течение полета при всех допустимых вариантах бортового электропитания. Допуски по электропитанию должны соответствовать характеристикам бортового, в том числе аккумуляторного электропитания.

2.7.91. Система стереоскопического зрения реактивного снаряда для наведения и обхода препятствий. Stereo-vision framework for autonomous vehicle guidance and collision avoidance: Докл. [Conference "Location Services and Navigation Technologies", Orlando, Fla, 24 Apr., 2003] / Scott Douglas (Octec Ltd., The Western Centre, Western Road, Bracknell, RG12 1RW, U.K. Image and Signal Processing Group, University of the

Witwatersrand, South Africa) // Proc. SPIE. - 2003. – 5084. - С. 100-108. - Библ. 8.

Изложено принципиальное устройство экономичной системы получения стереоскопического изображения по курсу полета ракетного снаряда наземного или воздушного базирования с автономным управлением. Система производит пассивную оценку расстояний до расположенных впереди объектов, что позволяет совершать маневры для обхода препятствий при сохранении основного курса и получать информацию о детальной геометрии окружающей среды для последующей обработки на борту или Обсуждается движение информационных потоков в системе, вопросы надежности, способы реализации, преимущества и недостатки. Сделан набросок физической структуры системы и обзор требуемых алгоритмов и программ для ее реализации.

2.7.92. Дисплеи в кабинах пилотов. Часть 10. Труды SPIE, 21-25 апреля 2004 г., Орlando (США, штат Флоридa). Cockpit displays X. / Hopper Barrel G. // Proc. SPIE. - 2003. – 5080. - С. I-II, 1-279.

Представлены доклады по следующим темам (в скобках указано число докладов): оценка эффективности и человеческий фактор в критических системах (4); применения в организации боевых действий (3); интерфейсы (4); технологии 3-мерной визуализации (3); органические и гибкие дисплеи и фосфорная технология резонансных микрополостей (4); технология проекционных дисплеев (6); применения проекционных систем (7); перспективные направления исследований в области визуализации (3); измерения и характеристика дисплеев (3). Отдельные доклады реферируются.

2.7.93. Проблемы построения бортовой аппаратуры разведки и целеуказания ДПЛА разведывательных комплексов ВМФ / Анцев Г. В., Сарычев В. А., Тупиков В. А., Турнецкий Л. С. (ОАО МП "Радар-ММС") // Труды 2 Всероссийской научно-технической конференции по проблемам создания перспективной авионики "АВИОНИКА-2003", Томск, 15-17 апр., 2003. - Томск: Изд-во ТГУСУР, 2003. - С. 39-43. - Библ. 3.

Путем анализа основных функциональных задач, решаемых средствами разведки и аппаратурой систем наведения ракет,

сформирована концепция создания бортовой аппаратуры, всепогодной круглосуточной высокоточной системы разведки и целеуказания для корабельных разведывательных комплексов ВМФ с ДПЛА с учетом опыта создания систем наведения.

2.7.94. Коллиматорные авиационные индикаторы в системах отображения информации современных ЛА / Сафронов В. М., Новоселов Н. В., Ченоплеков В. А. (ОАО "Корпорация "Фазотрон-НИИР") // Труды 2 Всероссийской научно-технической конференции по проблемам создания перспективной авионики "АВИОНИКА-2003", Томск, 15-17 апр., 2003. - Томск: Изд-во ТГУСУР, 2003. - С. 259-262. - Библ. 6.

Показаны место и роль коллиматорных авиационных индикаторов (КАИ) в системах отображения информации современных ЛА. Рассмотрены опыт разработки и освоения в серийном производстве индикатора КАИ-21 для самолета МиГ-21 UPG индийских ВВС, его структура и основные параметры. Дана оценка достижений, тенденций развития, ожидаемого технического уровня и путей создания КАИ с полем 30-32° на базе ЭЛТ высокой яркости для модернизируемых и перспективных ЛА.

2.7.95. Расширение информационных возможностей бортовых БРЛС на основе концепции траекторного управления наблюдением АФАР / Канащенков А. И. (ОАО "Корпорация "Фазотрон-НИИР") // Труды 2 Всероссийской научно-технической конференции по проблемам создания перспективной авионики "АВИОНИКА-2003", Томск, 15-17 апр., 2003. - Томск: Изд-во ТГУСУР, 2003. - С. 7-25. - Библ. 16.

Рассмотрены направления расширения информационных возможностей бортовых РЛС на основе концепции траекторного управления наблюдением. Приведены примеры использования траекторного управления наблюдением для совместного решения задач наведения и улучшения разрешающей способности БРЛС по угловым координатам.

2.7.96. Оценка высоты с помощью недорогой миниатюрной инерционной платформы с помощью слияния информации от датчиков на основе фильтра Калмана. Estimation of attitudes from a low-cost miniaturized inertial platform using Kalman filter-based sensor fusion algorithm / Shantha

Kumar N., Jann T. // Sadhana. - 2004. - 29, № 2. - С. 217-235. - Библ. 12.

Станд. коммерческие инерционные платформы для навигации непригодны для малых автономных летающих устройств как из-за размеров, так и из-за цены. Предложена новая платформа, основанная на использовании MEMS-архитектур. Для компенсации неточностей, возникающих в таких датчиках, предложена стратегия слияния информации от датчиков на основе фильтра Калмана. Описаны используемые модели датчиков, ошибок и оценок. Программная реализация основана на Matlab/Simulink. Представлена также аппаратная реализация. Приведены результаты выполненных эксперим. исследований.

2.7.97. Устранение ошибки места установки датчика статического давления на корпусе летательного аппарата / Василюк Н. Н. // Оборон. комплекс - науч.-техн. прогрессу России. – 2004. - № 2. - С. 52-56.

Рассмотрена задача коррекции показаний датчика статического давления летательного аппарата (ЛА) для устранения систематической ошибки измерения, связанной с влиянием аэродинамики корпуса ЛА на распределение давления вблизи чувствительного элемента датчика. Получены выражения корректирующей функции, пригодные для реализации автономным вычислителем.

2.7.98. Запросчик Mode Select. Understanding mode S technology - a discussion about mode S basic, elementary and enhanced surveillance, DF17 extended squitter and ADS-B / Stamper Web // Aircraft Eng. and Aerosp. Technol. - 2004. - 76, № 3. - С. 324-329.

Подробно описана работа системы Mode S. Система позволяет определять координаты конкретного ЛА. Вариант Mode S был создан в середине 70-х годов и применяется с начала 80-х годов.

2.7.99. Косвенное вычисление угла атаки летательного аппарата / Глумов В. М., Земляков С. Д., Пучков А. М., Сыров А. С. // Изв. РАН. Теория и системы упр. - 2005. - № 1. - С. 167-171. - Библ. 6.

Рассматривается задача оценки угла атаки аэродинамического летательного аппарата с помощью бортовой цифровой вычис-

лительной машины. Для ее решения используется информация о весе летательного аппарата, перегрузке и аэродинамических характеристиках (коэф. подъемной силы).

2.7.100. Использование экспериментальной оценки времени восприятия информации для оптимизации интеллектуального интерфейса в автоматизированных системах управления воздушным движением. Використання експериментальної оцінки часу сприйняття інформації для оптимізації інтелектуального інтерфейсу в автоматизованих системах управління повітряним рухом / Павлова В. В., Извалов О. В. // Искусств. интеллект. – 2004. - № 4. - С. 417-425. - Библ. 14.

Рассматривается подход к оптимизации интеллектуального интерфейса в АСУ воздушным движением с учетом ценности и времени восприятия информации. Предлагается экспериментальная оценка времени восприятия информации в системах, главными звеньями в контуре управления которых находятся операторы и авиадиспетчеры, работающие с дисплейным оборудованием. Характеризуются пути повышения эффективности человеко-машинного взаимодействия с учетом рассмотрения 20 примеров информационных объектов, в числе которых: ветер, видимость, облачность, температура, точка росы, давление, орнитологическая обстановка и др. Оценка времени восприятия разнотипной информации выполнялась для авиадиспетчеров 1-3 класса Харьковского региона в количестве 30 человек, которые осуществляли непосредственное управление воздушным движением и имели рабочий стаж не менее 5 лет.

2.7.101. Амплитудный ионно-меточный датчик аэродинамических углов / Ганеев Ф. А. // Авиакосм. приборостр. - 2004. - № 7. - С. 7-12, 73. - Библ. 3.

Рассматриваются особенности структурного построения амплитудного ионно-меточного датчика аэродинамических углов (ДАУ). Проводится анализ канала формирования информативного сигнала. Предложены структурная схема и алгоритм преобразования, позволяющие минимизировать влияние дестабилизирующих факторов на результат измерения. Приводятся результаты разработки и эксперим. исследований ионно-меточного ДАУ с расширенным диапазоном измерения.

2.7.102. Первичная обработка бортовых результатов измерений летательного аппарата при ограниченном объеме априорной информации / Марчук В. И., Румянцев К. Е. // Авиакосм. приборостр. – 2004. - №4. - С. 48-51, 68. - Библ. 4.

Обсуждаются вопросы первичной обработки результатов измерений при ограниченной априорной информации о функции измеряемого процесса, статистических характеристик аддитивной шумовой составляющей и аномальных измерений. Приводятся результаты машинного моделирования, которые позволяют оценить эффективность первичной обработки на основе нового подхода, основанного на размножении оценок измеряемого процесса.

2.7.103. Влияние переменных углов пеленга на динамику управляемого гиросtabilизатора / Родионов В.И. // Авиакосм, приборостр. – 2004. - № 3. - С. 2-5, 59. - Библ. 4.

Рассмотрено влияние перем. составляющих углов пеленга, вызванных качкой летательного аппарата (ЛА) и угловым движением линии визирования, на динамику двухосного управляемого гиросtabilизатора, работающего в системе наведения ЛВ на борту ЛА.

2.7.104. Системы регистрации полетной информации. Курское ОАО "Прибор" ОКБ "Авиаавтоматика" // Вестн. авиации и космонавт.. – 2005. - № 1. - С. 16-20.

На основе анализа и обобщения мировых тенденций развития авионики впервые в России разработана интегрированная система регистрации "Карат-Б", объединяющая функции систем БАСК и "Тестер". Система решает следующие задачи: существенное увеличение объемов обрабатываемых потоков информации; увеличение частоты обработки и регистрации информации; увеличение точности преобразования параметрической информации; интеграция в бортовом регистраторе полетной информации функций, решаемых другими системами самолета (функций системы объективного контроля - СОК, бортовой системы автоматизированного контроля - БАСК); обеспечение унификации, как аппаратных средств, так и ПО для различных типов летательных аппаратов.

2.7.105. Бортовые информационно-управляющие средства оснащения летательных аппаратов: Учебник для сту-

дентов вузов / Мубаракшин Р. В., Ким Н. В., Красильщиков М. Н., Саблин Ю. А., Шингирий И. П. - 2. изд., доп., перераб. - М.: Изд-во МАИ, 2003. - 380 с., ил. - Библ. 40.

Изложены основы алгоритмического обеспечения прицельных систем, предназначенных для ближнего наведения ЛА на воздушные и наземные цели, прицеливания по ним для стрельбы из пушек управляемыми и неуправляемыми ракетами и бомбометания. Рассмотрены методы прогнозирования движения отдельных средств (снарядов, ракет, бомб) и маневрирующих целей, необходимые для решения задачи о встрече. Изложена теория оценки потенциальной точности прицельных систем ЛА. Освещены вопросы автоматизации процессов наблюдения, в частности, связанные с обнаружением, распознаванием и слежением из объектами. Рассмотрены вопросы использования современных информационных технологий для повышения эффективности управляемых авиационных средств поражения.

2.7.106. Обнаружение воздушных целей на основе данных датчиков ИК-излучения. Airborne threat detection in navyIRST systems / Diani M., Acito N., Corsini G. // IEE Proc. Vision, Image and Signal Process. - 2005. - 152, № 1. - С. 45-51. - Библ. 18.

Университетом Via Caruso (г. Пиза, Италия) разработан алгоритм обнаружения воздушных целей на основе данных датчиков ИК-излучения. Алгоритм функционирует в полностью автоматическом режиме, предварительному заданию подлежит лишь пороговое значение вероятности ошибочной идентификации. Тестирование алгоритма предполагало обработку последовательности ИК-изображений (длина волны 8~12 мкм, длительность 40 с, частотность выборки 25 кд/с, объект - область изображения 124x128 пикселей). Повышена достоверность обнаружения целей, при одновременном росте уровня восприимчивости на 1,4 дБ.

2.7.107. Широкозонные дифференциальные спутниковые радионавигационные системы, используемые для повышения эффективности функционирования систем навигации и управления движением воздушных, морских судов и подвижных объектов / Касымов Ш. И., Касымов А. Ш. //

Приборы и системы: Упр., контроль, диагност. - 2004. - № 5. - С. 33-34, 35-38. - Библ. 7.

Исследованы широкозонные дифференциальные подсистемы спутниковых радионавигационных систем (СРНС): американская WAAS, европейская EGNOS и японская MSAS. Предложено использовать опыт разработки данных СРНС в интересах авиации России. Представлены перспективные методы математического моделирования многостанционных систем и устройств, учитывающие влияние комплексной нелинейности спутника-ретранслятора.

2.7.108. Разработка аппаратного комплекса для вертолета. Applying software safety methodologies to the SH-2G(A) glass Cockpit / Hoagland Michael V. // 60 AHS International Annual Forum, Baltimore, Md, June 7-10, 2004: Proceedings. - Alexandria (Va): AHS Int., 2004. - С. 1060-1075. - Библ. 8.

Кабина вертолета морской авиации типа SH-2G(A) снабжена многофункциональным аппаратным комплексом, обеспечивающим отображение (и ввод) требуемых для управления летательным аппаратом данных, а также управление вооружением. Компьютеризованный аппаратный комплекс наделён способностью к выполнению анализа рисков для летательного аппарата (применено специализированное ПО, достоверность оценки рисков соответствует требованиям стандарта MIL-STD-882C).

2.7.109. Метод идентификации препятствий в полете на цифровых моделях поверхности. A method to identify flight obstacles on digital surface model / Zhao Min, Lin Xinggang, Sun Shouyu, Wang Youzhi // Tsinghua Sci. and Technol. - 2005. - 10, № 3. - С. 323-327. - Библ. 10.

Предложен метод анализа карт поверхности, полученных с малой высоты. Разработан алгоритм определения влияния препятствий, расположенных вблизи траектории полета, и коррекции траектории на основе полученных результатов. Описана модель, используемая для расчетов и обеспечивающая возможность работы в реальном времени. Приведены результаты имитационного моделирования, показывающие возможность достаточно точной локализации препятствий в реальном времени.

2.7.110. Микросхемы HOLT-IC и стандарт MIL-STD-1553 / Косырев С. // Авиакосм. приборостр. – 2005. - №6. - С. 49-51.

Современная авионика - это сложные электронно-вычислительные комплексы на борту летательных аппаратов, основное назначение которых - максимально освободить человека от рутинных операций управления полетом и навигации для выполнения более сложных задач, не поддающихся автоматизации, например, для принятия решений в боевой или аварийной обстановке, при проведении научных исследований и т. п. Для этого летательные аппараты оснащаются системами сбора и передачи данных, основой которых являются надежные, устойчивые к помехам и воздействиям внешней среды интерфейсы, обеспечивающие высокую скорость передачи данных. Предлагается краткий обзор только одной серии микросхем для бортовых интерфейсов по стандарту MIL-STD-1553/1760 одного из мировых лидеров этого направления в электронике, калифорнийской компании HOLT-IC.

2.7.111. Разработка бортовой информационной системы. ASAS: from concept to reality / Henley Tony, Pywell Mick // Air Traff. Contr. Quart. - 2005. - 13, № 2. - С. 179-199. - Библ. 5.

Корп. BAE Systems (Великобритания) разработана информационная система ASAS для применения в составе бортового аппаратного комплекса воздушного судна. Применение системы позволяет повысить эффективность управления движением воздушных судов. Система функционирует в интерактивном (либо в полностью автономном) режиме и обеспечивает информирование пилота о ситуации в воздушном пространстве и на земной поверхности, поддержку управления при заходе на посадку, взаимодействие с коммуникационными средствами.

2.7.112. Разработка методической и программной компонент информационной технологии. Розробка методичної і програмної компонент інформаційної технології / Зінченко В. П., Зінченко Н. П. // Наук. вісті Нац. техн. ун-ту України "Київ. політехн. ін-т". – 2005. - № 2. - С. 98-109. - Библ. 18.

Излагаются результаты разработки унифицированных средств и способов методических и программных компонент информационной технологии при проведении тензометрических

эксперим. исследований моделей летательных аппаратов в аэродинамических трубах. Описывается алгоритм диагностики и программного управления обмена данными, который совместно с методом определения выходного контролируемого параметра за допустимые пределы, обеспечивает получение достоверно зарегистрированных эксперим. данных.

2.7.113. Системы измерения воздушных параметров полета нового поколения / Алексеев Н. В., Кравцов В. Г., Назаров О. И., Панкратов А. К., Вожаев Е. С., Вялков А. В., Головкин М. А., Ефремов А. А. // Датчики и детекторы для авиационной техники: "ДДАТ-2003": Сборник докладов Всероссийской научно-технической конференции, Пенза, 2-6 сент., 2003. - Пенза: Изд-во НИИФИ, 2003. - С. 96-104. - Библ. 4.

Проведен комплекс работ по созданию ряда систем измерения воздушных параметров полета (СИВПП) летательных аппаратов различного типа. В частности: разработаны и производятся многофункциональные приемники воздушных давлений различного назначения; разработаны архитектура и схемотехника модуля воздушных данных и вариантов системы в целом; созданы алгоритмы и программное обеспечение системы; изготовлен макетный образец 4-х канальной СИВПП и проводится его отработка; ведется подготовка к полному циклу наземных и летных испытаний системы.

2.7.114. Теоретические основы, аппаратные средства и программно-математическое обеспечение информационной системы мониторинга и контроля по состоянию воздушных судов: Автореф. дис. на соиск. уч. степ. докт. техн. наук / Ратникова Н. А. / Моск. авиац. ин-т (гос. техн. ун-т). - Москва, 2005. - 42 с., ил. - Библ. 22.

2.7.115. Современная авионика кабины экипажа. A new cockpit presence / Donoghue J. A. // Air Transp. World. - 2004. - 41, № 5. - С. 56, 58.

Рассмотрены современные системы предотвращения столкновений крупнейших мировых производителей, включая GPWS, TCAS и ACSS. Отмечается, что ACSS вышла на новый виток конкурентной борьбы среди систем обеспечения безопасности

полётов, концентрируя интеграционную многофункциональность в одном блоке.

2.7.116. Фотонные системы измерения воздушных параметров для сверхзвуковых и гиперзвуковых летательных аппаратов / Буйко Д. П., Микуцкий В. Г., Скрипниченко Н.А. (ГНЦ ЦНИИ робототехники и техн. кибернетики) //Авиакосм. приборостр. – 2004. - № 5. - С. 13-15, 65.

Описывается нетрадиционная система измерения воздушно-скоростных параметров (СВСП) для сверхзвуковых и гиперзвуковых ЛА. СВСП основана на использовании неконтактного фотонного измерителя плотности (ФИП) воздуха, который выполняет измерение статической плотности воздуха через обшивку и теплозащиту ЛА без применения выносных датчиков атмосферного давления. Рассматриваются устройство и результаты испытаний ФИП, установленных на самолетах и ракетах. Предложен алгоритм вычисления воздушно-скоростных параметров по измерениям ФИП.

2.7.117. Емкостный метод измерения сверхмалой высоты полета летательного аппарата гидроавиации: Автореф. дис. на соиск. уч. степ. канд. техн. наук / Мушенко А. С. / Таганрог. гос. радиотехн. ун-т. - Таганрог, 2001. - 22 с., ил. Библ. 9.

Предложен резонансный емкостной метод измерения сверхмалой высоты полета летательного аппарата над водной поверхностью, обеспечивающий возрастание точности измерения по мере уменьшения высоты полета. Разработана и программно реализована методика анализа чувствительности датчика сверхмалой высоты полета, отличительная особенность которой состоит в формулировке и решении краевой задачи относительно малой добавки к емкости дисковой антенны, обусловленной изменением высоты полета летательного аппарата. Путем решения соответствующих краевых задач рассчитаны различные конструкции емкостных датчиков.

2.7.118. Моделирование процесса принятия решения на вылет в автоматизированной системе подготовки предполетной информации / Артеменко О. В., Шмелева Т. Ф. // Искусств. интеллект. – 2005. - № 4. - С. 441-446. - Библ. 11.

Изложены проблемы принятия решения на вылет в процессе предполетной подготовки экипажа воздушного судна. Для оптимизации принятия решения на вылет предлагается в автоматизированную систему подготовки предполетной информации включить интеллектуальный модуль поддержки принятия решения. Рассмотрена структурная декомпозиция процесса принятия решения на вылет.

2.7.119. Калибровка чувствительных элементов бесплатформенной инерциальной системы. Strapdown inertial system sensor unit calibration / Atamanov N., Troitsky V., Gusev I. // 12 Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, St. Petersburg, 23-25 May, 2005. - St. Petersburg: Elektropribor, 2005. - С. 241-242.

Для обеспечения требуемой точности бесплатформенной инерциальной навигационной системы ошибки взаимного расположения датчиков должны определяться очень точно. Представлен подход к процедуре калибровки чувствительных элементов. Дана точная оценка порядка действий.

2.7.120. Разработка системы распознавания взлетно-посадочной полосы / Li Xiao-mao, Tang Yan-dong, Xiao Ying-jie // Hongwai yu jiguang gongcheng=Infrared and Laser Eng. - 2005. - 34, № 6. - С. 733-736. - Библ. 7.

Н.-и. институтом средств и систем автоматизации АН Китая на основе применения технологии автоматизированного распознавания целей разработана система распознавания взлетно-посадочной полосы аэродрома. Применён способ обработки данных по расширенному типу с многоступенчатым масштабированием изображений объектов линейной формы.

2.7.121. Накопитель координат гроз и его вариант: Пат. 2269792 Россия, МПК⁷ G 01 S 13/95 / Макуренков А.Ф.; ОАО Корп. Фазотрон-НИИ радиостр.. (Россия). - № 200328680/09; Заявл. 26.09.2003; Опубл. 10.02.2006.

Изобретение относится к электронным схемам накопления и применяется в системах грозолокации. Техн. результат заключается в упрощении корректора накопителя координат гроз. Для этого кинематические уравнения связи решают не для летательного аппарата-молниевых вспышек, а для летательного аппарата-грозы, а поскольку координаты грозы формируют путем усред-

нения координат всех зарегистрированных молниевых вспышек за несколько минут, то объем вычислительной работы уменьшается в десятки раз.

2.7.122. Улучшение маркеров траектории полета в синтетических дисплеях вертолетов. Improving the flight path marker symbol on rotorcraft synthetic vision displays / Szoboszlai Zoltan P., Hardy Gordon H., Welsh Terence M. // 60 AHS International Annual Forum., Baltimore, Md, June 7-10, 2004: Proceedings. - Alexandria (Va): AHS Int., 2004. - С. 934-944.

Проведено моделирование и оценка двух компаний потенциально возможных изменений символов маркера траектории полета в дисплеях с синтетическим отображением траектории полета вертолета. Первая из возможных концепций имеет то преимущество, что индуцируемая синтетическая информация на экране дисплея представляет рельеф местности вперед по полету вертолета. Вторая концепция многократно воспроизводит маркер траектории, который индуцирует прогнозируемую траекторию вперед по полету за 3,4 и 5 с. Объективные и субъективные данные были получены для восьми пилотов вертолетов. Первая концепция обеспечивает существенное улучшение контроля полета, контроль пролетаемой местности и прогнозирует тенденцию изменения рельефа местности. Вторая концепция не приводит к существенным изменениям качества контроля полета.

2.7.123. Оптимизация датчиков в системе управления / Liu Fan, Wang Xinmin, Li Aijun, Wan Fengqin, Liu Lei // Ji-suanji celiang yu kongzhi=Comput. Meas. and Contr. - 2005. - 13, № 10. - С. 1159-1160. - Библ. 5.

Северозападным политехническим университетом (Китай) разработан алгоритм оптимизации комплекса датчиков в системе управления атмосферного летательного аппарата. Распределение ресурсов в системе обеспечено на основе использования методов линейного программирования. Определены показатели приоритетности для всего набора объектов (с установление жесткой связи датчик—объект).

2.7.124. Дешевая интегрированная инерциально-спутниковая навигационная система для малого летательного аппарата, дополненная каналом видеонаблюдения / Винк-

лер С., Шульц Х.-В., Бушманн М., Кордес Т., Ферсанн П. // **Гироскопия и навигация. – 2004. - № 4. - С. 36-49.**

Малые летательные аппараты (МЛА) используются главным образом для получения снимков окружающего пространства в реальном масштабе времени. Для выполнения более сложных полетных заданий необходимо устойчивое определение параметров состояния МЛА, при этом параметры пространственного положения имеют первостепенную важность. Рассматривается сильносвязанная схема комплексирования спутниковых и инерциальных данных, когда в фильтре Калмана используются измерения дальностей до ИСЗ. На количественном уровне показано, как погрешности инерциальных датчиков и отстояние инерциальных датчиков от антенны GPS влияют на ошибки определения координат, скорости и пространственного положения. Рассматривается проблема обеспечения устойчивости фильтра в случае малого отстояния и высокого уровня шума инерциальных датчиков. Для этого используется видеодатчик положения линии горизонта, благодаря которому обеспечивается наблюдаемость системы и, следовательно, повышается робастность фильтра Калмана. Использование средств видеонаблюдения значительно повышает точность определений. Представленные результаты основаны на математическом моделировании и данных реального полета.

2.7.125. Вертолётная система ночного технического зрения. Canadian helicopter verifies night vision system with Ascension's LaserBIRD // Aircraft Eng. and Aerosp. Technol. - 2004. - 76, № 3. - С. 344-345.

Сообщается о разработке научно-исследовательскими организациями вертолётной системы повышенного реального ночного технического зрения, использующей технологию BIRD лазерного слежения. Одетые в шлем с очками ночного видения, на которых совмещена лётная символика, пилоты выполняли успешные посадки вертолётов Bell, следуя сформированной ЭВМ траектории в зоне посадки.

2.7.126. Коррекция погрешностей датчиков угловой скорости в процессе эксплуатации БИНС / Штек С. Г. // Авиакосм. приборостр. – 2006. – № 2. - С. 8-11, 63. - Библ. 4.

Одна из современных тенденций при создании БИНС для летательных аппаратов (ЛА) различного назначения заключается в обеспечении достаточно высокой точности определения координат местонахождения, скорости и углового положения ЛА, что делает возможным использование ЛА в автономном режиме, т. е. при отсутствии информации от внешних средств коррекции (наземных измерительных пунктов, аппаратуры потребителя спутниковой навигационной информации и др.). Рассматриваются способы коррекции погрешностей датчиков угловой скорости, входящих в состав бесплатформенных инерциальных навигационных систем, обеспечивающие поддержание точностных характеристик инерциальной системы при длительных сроках эксплуатации.

2.7.127. CALS-системы: вчера, сегодня, завтра / Володин В. // Вестн. воздуш. флота – аэрокосм. обозрение. – 2005. - № 1. - С. 48-5.

Рассмотрены вопросы расширения спектра анализов, проводимых для получения информации о состоянии авиационной техники, а также появления методов, позволяющих на основании этой информации прогнозировать её дальнейшее состояние. На этом фоне четко видны и изменения в информационном обеспечении процессов эксплуатации авиационной техники. Совершенствование за рубежом логистической поддержки эксплуатации авиационной техники наглядно показывает, что определяющую роль в создании CALS-систем приобретают сегодня уже не CALS-технологии, ставшие к настоящему времени "штатными инструментариями" построения самых различных (и в том числе логистических) систем, а целый ряд новых технологий — от методов прогнозирования состояния авиационной техники до приемов организационно-финансового обеспечения комплексных CALS-систем.

2.7.128. Двухканальные электронные многофункциональные зонды и способы реализации разнородных и независимых выводов воздушных данных (для оценки параметров самолета). Dual-channel electronic multifunction probes and methods for realizing dissimilar and independent air data outputs: Пат. 6668640 США, МПК⁷ G 01 L 7/00 / Alwin Steven Aloyd, Cronin Dennis James, Skarohlid Mark Charles; Rose-

mount Aerospace Inc. (США). - № 10/217060; Заявл. 12.08.2002; Опу.бл. 30.12.2003; НПК 73/170.02.

Патентуемая система обеспечивает оценку независимых и отличающихся между собой параметров для самолета с помощью пневматически независимых зондов, позиционируемых сопредельно с поверхностной обшивкой судна. Каждый из двухканальных электронных зондов снабжен портом считывания статического давления воздуха в зависимости от высоты. Выходные сигналы, поступающие по каждому из каналов, обрабатываются бортовым компьютером и по боковому скользящему воздушному датчику оценивается угол атаки самолета.

2.7.129. Разработка системы сбора данных для беспилотного вертолета / Ma Dongtao, Yan Jianguo, Liu Gequn, Zan Yaru // Jisuanji celiang yu kongzhi=Comput. Meas. and Contr. - 2005. - 13, № 4. - С. 389-391. - Библ. 5.

Университетом провинции Ксиань (Китай) разработана система сбора данных для применения в составе бортового аппаратного комплекса беспилотного вертолета. В системе применён процессор типа 80с196Кс. Передача данных на наземный пункт мониторинга обеспечена по радиоканалу на частоте 315 МГц, передача сигнала управления с наземного пункта - на частоте 72 МГц. Длительность обрабатываемого в системе ШИМ-сигнала управления 500~2000 мкс, показатель времени выборки сигнала 50 мс.

2.7.130. Преимущества использования систем и устройств GPS. Fly safely with GPS / Clark Steve // Pilot. - 2005. - 39, № 3. - С. 48-52, 54.

Рассмотрены преимущества использования спутниковых систем навигации и устройств GPS при выполнении полётов по приборам. Многие устройства и системы GPS (глобальные спутниковые системы местоопределения) могут оказать помощь в планировании маршрута, ввода пунктов маршрута и отображении курса и дальности. Использование устройств GPS в качестве начальной формы навигации пилотами, выполняющими полёты по приборам, упрощает им возможность проводить линию на карте, использовать боржурнал и контролировать маршрут визуально по наземным ориентирам.

2.7.131. Проектирование и разработка эффективных пассивных систем формирования изображений для авиационного применения. Design and development of a high performance passive mm-wave imager for aeronautical applications: Докл. [8 SPIE Conference on Radar Sensor Technology and 7 SPIE Conference on Passive Millimeter-Wave Imaging Technology, Orlando, Fla, 14-15 Apr., 2004] / Lettington A. H., Dunn D., Alexander N. E., Wabby A., Lyons B. N., Doyle R., Walshe J., Attia M., Blankson I. // Proc. SPIE. - 2004. - 5410. - С. 210-218. – Библ. 7.

Приведено описание эффективное опτικο-механических сканирующих устройств формирования изображений, работающих в миллиметровом диапазоне волн, предназначенных для контроля наземного движения самолёта в условиях плохой видимости. Система имеет фактически 100%-ную передачу данных и может быть использована в широком диапазоне волн.

2.7.132. Широкие возможности "Дисплея» / Войтенков А. С. // Вестн. авиации и космонавт. – 2005. - №4. - С. 30-31.

В современных летательных аппаратах начинают использоваться индикаторные устройства на базе жидкокристаллических (ЖК) панелей, которые почти полностью приобретаются за рубежом. РУП КБ "Дисплей" ведутся работы по разработке ряда дисплеев на ЖК матрицах для самолётов.

2.7.133. Разработка устройства дисплея. Hemispherical display uses single lens and digital projector / Johnson B. D. // Photon. Spectra. - 2003. - 37, № 11. - С. 34-35.

Корпорацией Durham N. C. (США) разработано устройство дисплея VisionStation. В системе применён цифровой проектор с полусферическим экраном. Обеспечено улучшенное качество изображения в области кромки экрана. Реализовав значение угла зрения 180°, разрешение порядка 1024x1280 элементов изображения. Устройство применено в конструкции тренажёра для подготовки лётного персонала перед началом военной операции в Ираке.

2.7.134. Анализ использования пассивных систем формирования изображений рельефа поверхности, работающих в миллиметровом диапазоне волн, для предотвращения столкновений самолётов с препятствиями. Analysis of passive

millimeter-wave imagery texture for enhanced aircraft obstacle avoidance: Докл. [8 SPIE Conference on Radar Sensor Technology and 7 SPIE Conference on Passive Millimeter-Wave Imaging Technology, Orlando, Fla, 14-15 Apr., 2004] / Wikner David A. // Proc. SPIE. - 2004. – 5410. - С. 230-237. - Библ. 66.

Показано, что пассивные устройства формирования изображений в миллиметровом диапазоне волн могут быть использованы для обнаружения препятствий в условиях тумана при полёте на низких высотах. Объединение структурной информации с информацией яркостного температурного контраста потенциально увеличивает возможность обнаружения посторонних объектов. Представлены результаты контроля рельефа поверхности для выборки сегмента изображения, включая автокорреляцию и пространственную ограниченность.

2.7.135. Определение погрешности системы наведения ракеты / Zhang Ying-hua, Wan Zhong-nan // Hongwai yu jiguang gongcheng = Infrared and Laser Eng. - 2006. - 35, № 1. - С. 25-30. - Библ. 10.

Фирмой Huabei Optical Instrument (Китай) на основе применения оценочных методов определены значения погрешности ИК-системы наведения боевой ракеты. Суммарное значение погрешности определено на основе данных системы получения ИК-изображений, значения погрешности распределения, погрешности, обусловленной дрейфом параметров системы, погрешности координатной системы. Погрешность оптической системы 10 мкм, погрешность комплекса для получения ИК-изображений 30-50 мкм. Предложены пути минимизации погрешности системы наведения.

2.7.136. Разработка системы визуализации полетных данных. Flight data visualization program for enhancement of operational safety: NAL // S and T Today. - 2002. - 14, № 9. - С. 5.

Национальной лабораторией аэрокосмических исследований (Япония) разработано ПО для визуализации полётных данных (самолётов гражданской авиации). В разработке принимали участие представители авиакомпании Japan Airlines. Представление полётных данных в форме анимационной картины позволяет понизить нагрузку на пилотов в процессе управления воздушным судном.

2.7.137. Разработка альтиметра / Wang Xiulin, Cao Yunfeng // Dongnan daxue xuebao. Ziran kexue ban=J. Southeast Univ. Natur. Sci. Ed. - 2005. - 35, Прилож. II. - С. 125-127. - Библ. 4.

Технологическим университетом аэрокосмической отрасли (Китай) разработан альтиметр для микроминиатюрного атмосферного летательного аппарата. В конструкции устройства применён датчик давления с диапазоном восприимчивости 30-110 кПа, масса датчика 0,6 г, геометрические размеры 9x9x4,7 мм. Макс. высота подъёма летательного аппарата 300 м. Погрешность альтиметра не превышает 5 м.

2.7.138. Система-ассистент экипажа перспективного летательного аппарата / Лебедев В. Г. // Тр. Ин-та пробл. упр. РАН. - 2005. – 26. - С. 39-46. - Библ. 5.

Задачи, решаемые при управлении летательным аппаратом (ЛА), относятся к динамической проблемной области, в которой при решении задач от экипажа требуется своевременно (в заданных жестких временных рамках) выполнять определенные действия в ответ на изменения в ЛА или в окружающей среде. Предлагается подход к построению системы поддержки принятия решений экипажем перспективного ЛА. Рассматривается применение данного подхода к решению одной из задач группового пилотирования.

2.7.139. Совершенствование символики, использованной в дисплее в шлеме пилота вертолета Comanche. Comanche helmet-mounted display symbology evaluation / Dowell Susan R., Turpin Terry, Shively R. Jay, Szoboszlay Zoltan // 60 AHS International Annual Forum, Baltimore, Md. June 7-10, 2004: Proceedings. - Alexandria (Va): AHS Int., 2004. - С. 925-933. - Библ. 10.

Проведены исследования характеристик взаимодействия пилот-вертолет и рабочей нагрузки в полете вертолета Comanche с дисплеем, использующим продвинутую символику (Compressed symbology) для отображения информации о полете. Полученные данные сравнивались с аналогичными данными, полученными при пользовании дисплеем с фиксированной символикой. Исследования проводились в полете и при компьютерном моделировании. Сделан вывод - продвинутая технология обеспечивает пре-

имущества и снижает рабочую нагрузку пилота, что особенно важно при маневрировании вертолета.

2.7.140. Влияние неравномерной толщины полусферического резонатора на точность волнового твердотельного гироскопа / Меркурьев И. В. // Гироскопия и навигация. – 2005. - № 3. - С. 52-58, 125. - Библ. 8.

Рассматриваются собственные колебания резонатора волнового твердотельного гироскопа в виде тонкой, упругой полусферической оболочки. Предполагается, что толщина резонатора изменяется по окружной координате по гармоническому закону, показано, что наибольшее влияние на изменение второй, основной, собственной частоты оказывает четвертая гармоника в законе изменения толщины резонатора. Даны числовые оценки "уходов" гироскопа, вызванные переменной толщиной резонатора.

2.7.141. Новое поколение инерциальных блоков на основе вибрационных датчиков, используемых в качестве резервных измерителей / Бетия Ж., Гро А., Гроссе Ж. // Гироскопия и навигация. – 2006. - № 1. - С. 12-20. - Библ. 5.

Устойчивость к внешним воздействиям, надежность и низкая стоимость вибродатчика "Квапазон" определили его значительные преимущества в новой области применения - использование на военном и гражданском воздушном транспорте в качестве интегрированных резервных измерителей. Рассматриваются специфические требования, предъявляемые к этим измерителям, и целесообразность использования вибродатчиков "Квапазон" в качестве дешевых и достаточно точных датчики.

2.7.142. Сетевая модель воспроизведения группового полёта над местностью / Харитонов В. Ю. // Международный форум информатизации МФИ-2005 и Труды Международной конференции "Информационные средства и технологии", Москва, 18-20 окт., 2005. Т. 3. Секц. "Информатизация в машиностроении". "Вычислительные системы и сети". "Информационная поддержка жизненного цикла изделий". - М.: Янус-К, 2005. - С. 138-141. - Библ. 3.

Важной проблемой в настоящее время является создание ПО, позволяющего нескольким пилотам проводить групповой полёт, взаимодействуя друг с другом в реальном времени (т. е. син-

хронно получать информацию о взаимоположении в пространстве и т. п.). При этом сами пилоты могут находиться географически в разных местах. Такое ПО позволит достигнуть ещё большего реализма, предоставив пилотам возможность отрабатывать совместные воздушные манёвры. Предлагается один из возможных подходов к решению проблемы реализации группового полёта.

2.7.143. Интеллектуальная система прогноза посадки самолета и оценки ее реализуемости: Докл. [Международная научно-техническая конференция "Интеллектуальные и многопроцессорные системы - 2004", Кацивели, 20-25 сент., 2004] / Баженов С. Г. // Изв. ТРТУ. – 2004. - №9, Интеллект. и многопроцессорн. сист. - С. 21-27. - Библ. 2.

Разработаны принципы и создано базовое ПО для создания интеллектуальной системы решения сложных логических задач мониторинга полета и прогноза развития летной ситуации. Данная система включает мат. модель движения самолета, цифровую карту местности, логическую БД, описывающую летную ситуацию, блок формирования заданных траекторий и ПО, которое позволяет решать прямые и обратные логические задачи. На основе мат. модели движения самолета, цифровой карты местности, логической схемы летной ситуации разработана процедура оценки реализуемости захода на посадку с облетом препятствий или без. Данная процедура м.б. использована для формирования системы подсказок и рекомендаций экипажу, что позволит значительно расширить интеллектуальные возможности бортовых систем и значительно повысить безопасность полета.

2.7.144. Анализ погрешностей системы автоматизации посадки самолета по многочастотным сигналам / Русяев Н.Н., Саси С. А., Шарнин Л. М. // Электрон. приборостр. – 2005. - № 4. - С. 17-20, 41. - Библ. 2.

Выполнен анализ погрешностей для уравнений метода, основанного на размещении источников навигационных сигналов на аэродроме вдоль взлетно-посадочной полосы (ВПП) и приема их на четыре бортовые антенны, разнесенные по плоскостям и фюзеляжу самолета. Метод предназначен для определения отклонений самолета от заданных линий курса и глиссады при посадке и определении дальности до ВПП. Результат анализа пока-

зывает, что погрешности уравнений для решения задач навигации слишком велики, что их использование для программирования процессора средств автоматизации посадки нецелесообразно.

2.7.145. Лазерное сканирующее устройство для бортового комплекса вертолета. Laser scanner with peripheral scanning capability: Пат. 6879419 США, МПК⁷ G 02 B 26/08 / Richman Dennis C., Raffensperger Susan; Northrop Grumman Corp. (США). - № 10/310307; Заявл. 05.12.2002; Опубл. 12.04.2005; НПК 359/203.

Запатентовано лазерное сканирующее устройство для применения в составе бортового аппаратного комплекса вертолета. Устройство используется для определения плотности облачного покрова (задымления). Обеспечено сканирование дистанции значительной протяжённости (по курсу вертолета) и дополнительных объёмов пространства (при некотором смещении относительного курсового угла). Обеспечена генерация набора из двух коллиматорных пучков светового излучения с различными значениями длины волны с различными характеристиками углового смещения относительно осевой линии устройства.

2.7.146. БИНС на микромеханических чувствительных элементах / Смирнов С. В. // Студенческий научный вестник: Сборник тезисов докладов Общеуниверситетской научно-технической конференции "Студенческая научная весна - 2005", Москва, 4~29 апр., 2005. Т. 2. - М.: Изд-во НТА "АПФН", 2005. - С. 113. - (Профессионал)

Рассмотрена возможность применения микромех. чувствительных элементов в БИНС летательных аппаратов. Проводится анализ рынка микромеханических чувствительных элементов. Приводится принципиальная схема построения БИНС. Оцениваются точностные требования к чувствительным элементам данного типа.

2.7.147. Способ конструирования искусственной метки для автономного передаточного положения, аппарат и способ определения положения интеллектуальной системы, использующий искусственную метку и интеллектуальная система с применением этой метки. Method of constructing artificial mark for autonomous driving, apparatus and method of deter-

mining position of intelligent system using artificial mark and intelligent system employing the same: Заявка 1508845 ЕПВ, МПК⁷ G 05 D 1/02 / Roh Kyung-shik, Han Woo-sup, Kwon Woong, Shim Young-bo, Oh Yeon-taek, Park Ki-cheol; Samsung Electronics Co., Ltd. – (ЕПВ). - (№ 042549709; Заявл. 18.08.2004; Оpubл. 23.02.2005. - Библ. 2.

Изобретение касается устройства и способа для определения положения интеллектуальной системы типа беспилотного воздушного аппарата, необслуживаемого человеком транспортного средства, подвижного робота на основе использования проекционного инвариантного калькулятора, который рассчитывает инварианты положения относительно внешних пассивных искусственных меток с помощью установленной на объекте камеры. Рабочие операции реализуются с помощью алгоритма CONDENSATION, обеспечивающего применение для этой цели вращаемых, наклонных, разномасштабных и переносимых ориентирных меток, включаемых в комплекс системы.

2.7.148. Разработка математических моделей входных сигналов систем обработки информации головок самонаведения противокорабельных крылатых ракет: Автореф. дис. на соиск. уч. степ. канд. техн. наук / Давидчук А. Г. С. / Петербург. гос. ун-т аэрокосм. приборостр. - Санкт-Петербург, 2006. - 18 с. - Библ. 8.

Описаны: многомерная статистическая модель флюктуации параметров эхо-сигналов корабля, при атаке корабля группой ракет с нескольких направлений, учитывающие изменение параметров модели при движении корабля и ракет; эмпирические зависимости, связывающие параметры многомерных законов распределения эхо-сигналов корабля, наблюдаемых головками самонаведения при их одновременной атаке корабля, с условиями наблюдения кораблей; алгоритмы моделирования входных сигналов систем обработки информации противокорабельных ракет, полученные прямыми методами вычисления условных плотностей распределения параметров моделируемых сигналов для конечных выборок и реализуемые с помощью двухканальных нелинейных формирующих фильтров.

2.7.149. Разработка бортовой системы тестирования / Yu Gongjing, Ma Haodong, Yang Guangzhi, Xi Quansheng // Jisuan-

ji celiang yu kongzhi=Comput. Meas. and Contr. - 2006. - 14, № 2. - С. 141-143, 151. - Библ. 6.

Корпорацией Aerospace Measurements and Control (Китай) разработана бортовая система для тестирования аппаратных средств и оборудования транспортных средств (летательных аппаратов). Обеспечено выполнение виртуальных измерений, анализ данных, диагностирование аномальных состояний (критерии анализа - положение объекта, профиль функций, особенности кодирования и конкретный тип обрабатываемого сигнала данных, профиль взаимодействия).

2.7.150. Бортовой регистратор информации / Чельдиев Марк, Талан Николай, Белоногов Александр, Егорычев Сергей, Куличенко Валерий // СТА: Соврем. технол. и автоматиз. – 2006. - № 3. - С. 38-42.

В статье рассматриваются вопросы построения бортового регистратора, предназначенного для записи параметров полётной информации беспилотного летательного аппарата.

2.7.151. Разработка датчиков первичной информации в комплексах управления летательных аппаратов / Земцов М.С. // Авиакосм. приборостр. – 2006. - №4. - С. 11-25, 63. - Библ. 6.

Создание современных комплексов управления с 25-летним сроком годности и высокими показателями качества, гарантирующими безопасность полетов на всех режимах, представляет сложную проблему. Успех ее решения во многом зависит от разработки интегральных блоков датчиков, создаваемых на новых научно-техн. принципах с минимальными погрешностями и широкими диапазонами измерений.

2.7.152. Метод наименьших квадратов в задаче оценивания горизонтальных координат ЛА по геофизическим полям / Асатуров С. М., Зеленцов В. В. // Ракетно-космическая техника: фундаментальные и прикладные проблемы: РКТ-2003: Труды 2 Международной научной конференции, Москва, 18-21 нояб., 2003. Ч. 1. Секц. 1. Новые решения в проектировании и производстве ракетно-космической техники. Секц. 2. Баллистика и аэродинамика. - М.: МГТУ, 2005. - С. 111-117. - Библ. 7.

Информация о гравитационном и магн. поле Земли может использоваться для оценки отклонений ЛА от траектории движения путем сопоставления данных датчиков поля с предварительно составленной эталонной картой. Ошибки аппроксимации, линеаризации и срыва в инерциальных навигационных системах не могут быть устранены в условиях, когда альтернативные средства навигации отсутствуют или вышли из строя. Решение задачи оценивания горизонтальных координат ЛА по геофиз. полям позволит компенсировать эти ошибки и существенно повысить точность всей системы в целом.

2.7.153. Разработка телеметрической системы с дистанционным взаимодействием по радиоканалу. Flying high with sensor system / Butlin Chris A. // Phys. Educ. - 2006. - 41, № 6. - С. 577-579.

Фирмой Vernier Wireless (Великобритания) разработана система сбора данных с беспроводным взаимодействием по радиоканалу (для бортового комплекса атмосферного летательного аппарата). В системе применён трёхмерный акселерометр (+6 г/+ 60 м/с²; разрешение +0,5 м/с², +0,05 г), датчик усилия (диапазон восприимчивости +50 н, разрешение 0,0025 н), альтиметр (диапазон изменений высоты +300 м, восприимчивость порядка 1 м).

2.7.154. Информационное обеспечение динамических объектов / Погорелов В. А., Щербань О. Г. // Изв. вузов. Сев. - Кавк. регион. Техн. н. – 2006. - № 2. - С. 3-7, 108. - Библ. 14.

Рассмотрен вопрос о применении параметров Кейли-Клейна для синтеза стохастической модели вектора состояния бескарданной навигационной системы, измерительный комплекс которой содержит 3 ортогональных акселерометра, 3 датчика угловой скорости и баровысотомер. Полученные уравнения в форме объект-наблюдатель ориентированы на применение методов теории нелинейной фильтрации, обеспечивающих требуемую точность оценивания параметров движения подвижного объекта при совершении им произвольного пространственного маневра.

2.7.155. Методы организации информационного взаимодействия в аэронавигационной системе / Высоцкий В. З., Гоцуцов С. Ю., Логвин А. И. // Науч. вестн. МГТУ ГА. – 2006. - № 98. - С. 143-147. - Библ. 1.

Информационное взаимодействие участников сообщества организации воздушного движения, как было отмечено на 11 Аэронавигационной конференции, является ключевым звеном в развитии будущей аэронавигационной системы (АНС). Российская аэронавигационная система не в полной мере соответствует современным требованиям. В связи с этим представляется целесообразным провести анализ основных тенденций развития инфраструктуры системы информационного взаимодействия. По взглядам экспертов ИКАО при реализации концепции CNS/ATM требуемый уровень эффективности, пропускной способности и гибкости будущей системы АНС может быть достигнут только при использовании цифровых средств передачи данных. Поэтому для новой подсистемы информационного взаимодействия будет характерна усовершенствованная передача данных и глобальная зона действия. Проведен анализ основных тенденций развития инфраструктуры системы информационного взаимодействия в будущей АНС России.

2.7.156. Разработка алгоритма обнаружения взлетно-посадочной полосы / Qu Yanyun, Zheng Nanning, Li Cuihua // Xi'an jiaoto7ig daxue xuebao=J. Xi'an Maotong Univ. - 2006. - 40, № 6. - С. 709-713. - Библ. 12.

Университетом г. Джиаотонг (Китай) на основе применения машины векторной поддержки разработан алгоритм обнаружения взлётно-посадочной полосы. Алгоритм используется для обработки изображений земной поверхности, полученных бортовыми видеокамерами атмосферного летательного аппарата. Обработка изображения предполагает выделение объекта с высоким значением показателя подобия элементам взлётно-посадочной полосы. Обеспечено 10-кратное повышение достоверности обнаружения взлётно-посадочной полосы.

2.7.157. Фазовая автоподстройка по видеоизображениям подвижного вращающегося источника излучения / Понятский В. М., Карамов С. В. // 42 Всероссийская конференция по проблемам математики, информатики, физики и химии, Москва, 17-21 апреля, 2006. Секции физики: Тезисы докладов. - М.: Изд-во РУДН, 2006. - С. 43. - Библ. 2.

Рассматривается источник излучения, вращающийся с заданной скоростью. При этом центр вращения так же движется. В

картинной плоскости такое суммарное движение представляет спираль. Для решения задач управления летательным аппаратом необходимо выделение фазы вращающегося источника излучения.

2.7.158. Трехкомпонентный измеритель угловой скорости: Пат. 2273858 Россия, МПК⁷ G 01 P 9/02 / Богданов Максим Борисович, Прохорцов Алексей Вячеславович, Савельев Валерий Викторович; Гос. образ. учрежд. высш. проф. образ. Тульск. гос. ун-т. (Россия). - № 2004133601/28; Заявл. 17.11.2004; Опубл. 10.04.2006.

Изобретение относится к измерительной технике и может использоваться в бесплатформенных инерциальных навигационных системах. Трехкомпонентный измеритель угловой скорости содержит три датчика угловой скорости с взаимно перпендикулярными измерительными осями; три трехходовых сумматора; шесть инвертирующих усилителей. Причем: первые входы трехходовых сумматоров соединены с выходами соответствующих датчиков угловой скорости, входы первого и второго инвертирующих усилителей соединены с выходом первого датчика угловой скорости, входы третьего и четвертого инвертирующих усилителей соединены с выходом второго датчика угловой скорости, входы пятого и шестого инвертирующих усилителей соединены с выходом третьего датчика угловой скорости, второй и третий входы первого трехходового сумматора соединены с выходом третьего и пятого инвертирующих усилителей, второй и третий входы второго трехходового сумматора соединены с выходом первого и шестого инвертирующих усилителей, второй и третий входы третьего трехходового сумматора соединены с выходом второго и четвертого инвертирующих усилителей. Датчики угловой скорости могут быть выполнены в виде волоконно-оптических датчиков угловой скорости, или в виде роторных вибрационных гироскопов, или в виде лазерных гироскопов, или в виде микромеханических гироскопов. Коэффициент усиления каждого из инвертирующих усилителей зависит от степени влияния угловой скорости, измеряемой тем датчиком угловой скорости, выход которого соединен с входом инвертирующего усилителя, на датчик угловой скорости, выход которого соединен с первым входом трехходового сумматора, другой вход которого

соединен с выходом инвертирующего усилителя. Техническим результатом является уменьшение погрешностей измерителя.

2.7.159. Системный анализ ближнего воздушного боя и алгоритмическое обеспечение бортовой системы информационной поддержки тактических решений летчика / Левицкий С. В. // Инф.-измерит. и управл. системы. - 2006. - 4, № 8. - С. 36-55. - Библ. 7.

Проведен системный анализ типовой боевой ситуации "Ближний воздушный бой", на основании которого предложен подход к структуре базы знаний и спецификации алгоритмов бортовой системы тактической информации, представляемой летчику-истребителю для принятия технически грамотных и тактически рациональных решений.

2.7.160. Концепция совершенствования облика авионики самолетов стратегической авиации / Бородин А. М., Усков Н. В. // Инф. - измерит. и управл. системы. - 2006. - 4, № 7. - С. 61-69. - Библ. 9.

Рассмотрены 3 этапа развития интегральных радиоэлектронных комплексов и техн. характеристики аппаратуры, учитываемые при определении облика перспективной интегрированной авионики самолетов стратегической авиации. Развитие прикладных наук, появление новых датчиков различной физ. природы, позволяющих получать из окружающих ЛА информационных полей дополнительный объем данных, и значительное улучшение характеристик бортовых ВС позволяет удовлетворять растущие требования по информационному обеспечению новых способов ведения боевых действий авиации, применению новых видов управляемого оружия и способов защиты ЛА. Для удовлетворения этих требований в перспективной авионике особое внимание уделяется оптим. методам обработки информации на базе теории фракталов, родоновских преобразований, атамарных функций, методов искусственного интеллекта и нейросетевых подходов.

2.7.161. Алгоритмы совместной обработки информации от бортовых источников летательного аппарата на основе логики взаимного расположения объектов: Автореф. дис. на соиск. уч. степ. канд. техн. наук / Филатов И. Ю. / Рязан. гос. радио-тех. ун-т. - Рязань, 2006. - 20 с. - Библ. 11.

Предложена оригинальная методика описания пространственных ситуаций окружающей обстановки для летательного аппарата (ЛА) и прикладная алгебраическая система для формализации предметной области. Разработан эффективный базовый алгоритм унификации термов описания пространственных ситуаций с целью определения координат летательного аппарата и позиционирования окружающих его объектов в условиях автономной навигации. Спроектирована алгебра описания свойств объекта, на основе которой появляется реальная возможность идентификации объектов, выделенных при анализе данных от бортовых источников информации ЛА. Составлен новый алгоритм унификации термов, полученных с помощью алгебры описания свойств объекта, позволяющий максимально эффективно идентифицировать объекты, выделенные при анализе данных от бортовых источников информации. Разработана технология проектирования интеллектуальных систем комплексирования навигационной информации, обладающих высокой функциональностью и малой критичностью к качеству исходных данных.

2.7.162. Формирование опорных данных ориентации и направления движения летательного аппарата / Wang Mei, Wang Yong-quan, Zhang Yan-hua // Harbin shangye daxue xuebao. Ziran kexue ban=J. Harbin Univ. Comrner. Naiur. Sci. Ed. - 2006. - 22, № 2. - С. 61-66. - Библ. 3.

Университетом Джиаотонг (Китай) на основе применения технологии микроэлектромех. систем разработана система формирования опорных данных ориентации и направления движения летательного аппарата. В системе применён адаптивный фильтр, схемная часть выполнена в форме кубического модуля с размером стороны 5 см. Частота обновления данных - не ниже 120 Гц, точность отработки данных ориентации порядка $0,1^\circ$.

2.7.163. Модели и алгоритмы управления приводами бортовых оптико-механических систем автосопровождения объектов: Автореф. дис. на соиск. уч. степ. канд. техн. наук / Балашов О. Е. / Рязан. гос. радио-тех. ун-т. - Рязань, 2006. - 20 с. - Библ. 13.

Цель диссертационной работы заключается в разработке моделей и алгоритмов управления приводами оптико-механической системы, позволяющих повысить точность сопровождения в ус-

ловиях высокой динамики изменения углового направления на объект, в том числе и при кратковременном пропадании информации о положении объекта на изображении. Для достижения поставленной цели требуется решение следующих основных задач: разработка математических моделей, определяющих связь координат объекта на изображении с требуемыми углами поворота рамок кардана для совмещения оптической оси видеодатчика с направлением на объект; разработка алгоритмов управления приводами двух- и трехосных карданов оптико-механических систем, позволяющих повысить точность сопровождения объектов, в условиях высокой динамики изменения углового направления на объект; разработка алгоритмов формирования управления приводами систем видеосопровождения при кратковременном пропадании информации о положении объекта на изображении; разработка эффективных структур систем видеосопровождения; исследование разработанных моделей и алгоритмов.

2.7.164. Средства пилотирования вертолетов при плохой видимости. *Lifting the veil / Hughes David // Aviat. Week and Space Technol. - 2006. - 164, № 22. - С. 60-62.*

Компания BAЕ Systems разрабатывает оборудование для военных вертолетов, позволяющее действовать при плохих условиях видимости днем и ночью, благодаря набору датчиков и синтезатору изображения. Подготовка производства мультиспектральных датчиков и освоение соответствующих технологий их применения почти закончена на фирме BAЕ Systems при участии предприятий США, Британии и Австралии. Возрастает интерес к этой системе со стороны военных США, желающих освободить пилотов от любых ограничений видимости, вызываемых туманами, снежными или песчаными бурями. В числе разработок фирмы цифровое управление вертолетом по проводам для поисковых и спасательных операций (CSAR-X). Завершенное решение проблемы видимости дает система OCTAS (обход кабелей и неоднородностей рельефа), которая в полном объеме пока не устанавливалась на вертолеты и не испытывалась в полете. OCTAS включает систему Terprom (регистрация профиля местности в базе данных), всепогодный радиолокатор миллиметрового диапазона, дающий трехмерное черно-белое изображение местности, лазерный локатор, интегрируемый с Terprom, неохлаж-

даемый впередсмотрящий ИК-визир (Flir) для ночных операций, усовершенствованный синтезатор изображения для объединения показаний всех систем и подачи его на дисплей в шлеме пилота.

2.7.165. Методология разработки информационно-алгоритмического обеспечения перспективных систем определения местоположения ЛТА по информации от автономной системы ближней радионавигации / Щербинин В. В., Кравченко П. П., Хусаинов Н. Ш. // Изв. ТРТУ. – 2006. - № 8. - С. 172-178. - Библ. 4.

Предложенная методика решения навигационной задачи, основанная на возможностях независимого вычисления каждой из координат ЛА, выборе оптимальных подгрупп радиомаяков и алгоритмов для каждой из областей коррекции, позволила получить по результатам моделирования точностные характеристики, соответствующие требованиям определения координат для современных беспилотных маневренных ЛА при выполнении требований по надежности, доступности и непрерывности функционирования автономной системы ближней радионавигации (АСБРН). В рамках проведенных исследований рассмотрены и проанализированы известные прямые и итерационные алгоритмы решения навигационной задачи. Выполнен анализ возможных областей их неработоспособности и предложен ряд новых модифицированных алгоритмов решения навигационной задачи, нацеленных, во-первых, на повышение точности определения координат ЛА прямыми методами, и, во-вторых, на снижение трудоемкости итерационных алгоритмов.

2.7.166. Миниатюрный инерциальный измерительный блок для динамического управления летательным аппаратом. Miniaturised inertial measurement unit for dynamic aircraft control // Aircraft Eng. and Aerosp. Technol. - 2005. - 77, № 1. - С. 94-95.

Сообщается о выпуске фирмой ВЕI прибора ММQ50 - компактного блока (объем $\sim 80 \text{ см}^3$) инерциальных датчиков. Он включает в себя три кварцевых гироскопа и три кремниевых датчика линейных ускорений, которые изготовлены по технологии MEMS (микроэлектромеханические системы). Блок снабжен внутренним цифровым процессором для коррекции дрейфа и выдает цифровой сигнал, содержащий данные об угловых скоро-

стях и линейных ускорениях относительно трех ортогональных осей. Блок может использоваться в системах стабилизации, наведения и управления как пилотируемых, так и беспилотных летательных аппаратов.

2.7.167. Методы определения смещения нулей акселерометров в составе платформенной инерциальной навигационной системы / Вайсгант И. Б., Литвиненко Ю. 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. 23-28. - Библ. 4.

Рассматриваются методы оценивания смещения нулей акселерометров в составе инерциальной навигационной системы (ИНС) полуаналитического типа как при калибровке системы в условиях стенда, так и в условиях объекта. Приводятся результаты моделирования и экспериментальные данные, подтверждающие эффективность предложенных алгоритмов.

2.7.168. Тестирование системы управления воздушного судна. AFDX-based flight test computer concept / Brajou Frederic, Ricco Philippe // IEEE Instrum. and Meas. Mag. - 2005. - 8, № 3. - С. 55-58. - Библ. 2.

В составе системы управления воздушного судна Airbus A380 используются сетевые средства Avionics Full-Duplex Switched Ethernet (AFDX). Использование коммутируемого потока данных позволяет упростить систему управления при одновременном повышении эксплуатационной надёжности. Фирмой Creative Electronic Systems (Великобритания) разработан аппаратный комплекс для тестирования сетевых средств ADFX (как в полётном режиме, так и при проведении наземных испытаний).

2.7.169. Исследование интегрированной системы измерения параметров низковысотного полета по критериям точности и отказоустойчивости / Румянцева Е. А., Греков А.И. // 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. 281-285. - Библ. 6.

Исследуется проблема измерения параметров движения крупногабаритного объекта вблизи поверхности. Выбирается структура измерительной системы, модели сигналов и погрешностей датчиков. Проводится анализ и классификация отказов датчиков. Синтезируется алгоритм обнаружения одиночных отказов. Рассматриваются методы нахождения наиболее неблагоприятного воздействия.

2.7.170. Алгоритм комплексной инвариантной адаптивной оценки истинной высоты полета с использованием фильтра Калмана / Легков А. В. // Научная сессия ГУАП, Санкт-Петербург, 10-14 апр., 2006: Сборник докладов. Ч. 1. Технические науки. – СПб.: СПбГУАП, 2006. - С. 40-43. - Библ. 4.

В работе представлен разработанный на основе моделей ошибок спутниковой навигационной системы, радиовысотомера и цифровой модели рельефа алгоритм комплексной оценки истинной высоты полета, построенный по схеме фильтра разностного сигнала. Алгоритм оценки является фильтром Калмана. Приведены результаты моделирования.

2.7.171. Методы анализа отказоустойчивости интегрированной системы измерения параметров полета / Греков А.И., Румянцева Е. А. // Научная сессия ГУ АТИ, Санкт-Петербург, 10-14 апр., 2006: Сборник докладов. Ч. 1. Технические науки. – СПб.: СПбГУАП, 2006. - С. 24-26. - Библ. 6.

Работа посвящена построению эффективных алгоритмов совместной оценки высоты и углов наклона летательного аппарата, перемещающегося вблизи неровной поверхности. Основными первичными датчиками являются локационные высотомеры и акселерометры, число и расположение которых можно оптимизировать, как и алгоритмы обработки их сигналов. Требованием является высокая точность выработки оцениваемых параметров движения при исправных датчиках и приемлемая точность выработки при отказе любого датчика с малым временем локализации одиночного отказа. Используются модели погрешностей исправных и отказавших датчиков и модель неровностей подстилающей поверхности. Исследуется макс. ошибка работы измерительной системы в различных режимах. Использована концепция построения системы с робастными свойствами.

2.7.172. Комплексование аэрометрических датчиков с учетом запаздывания давления / Бирюков Б. Л. // Научная сессия ГУАП, Санкт-Петербург, 10-14 апр., 2006: Сборник докладов. Ч. 1. Технические науки. – СПб.: СПбГУАП, 2006. - С. 5-7. - Библ. 3.

Совместная обработка сигналов датчиков, измеряющих функционально связанные физические величины, позволяет существенно повысить конечную точность их определения. Обычно повышение точности представляется как уменьшение влияния случайных погрешностей датчиков. Вместе с тем, использование комплексных измерительных систем (КИС) дает также возможность скомпенсировать возникающие в отдельных датчиках динамические искажения полезного сигнала. Рассматривается задача построения алгоритма комплексной обработки сигналов, учитывающего инерционность входящих в состав КИС аэрометрических датчиков, предоставляющих информацию о движении летательного аппарата, которая заключена в измеряемых ими давлениях воздуха.

2.7.173. Разработка алгоритмов вычисления составляющих вектора истинной воздушной скорости вертолета на основе показаний датчика вектора скорости ДВС-ВЗ / Семенов А. В., Ефимов И. П. // Приборостроение и электроника: Труды Международной конференции "Континуальные алгебраические логики, исчисления и нейроинформатика в науке и технике", Ульяновск, 16-18 мая, 2006. Т. 5. - Ульяновск: УлГТУ, 2006. - С. 124-127. - Библ. 2.

Разработан датчик вектора скорости ДВС-ВЗ, представляющий собой флюгерный датчик с приемниками полного и статического давления, установленный на двухступенном шарнире, тем самым обеспечивается ориентация датчика вдоль суммарного вектора набегающего воздушного потока, при этом датчик устанавливается под винтом в поле индуктивного потока от несущего винта.

2.7.174. Электронная стабилизация изображений: Докл. [24 Конференция молодых ученых и специалистов ЦНИИ автоматики и гидравлики, Москва, 24—25 нояб., 2003] / Кутаранов А. Х. // Вопр. оборон. техн. Сер. 9. – 2004. - № 1. - С. 32, 42.

Целью электронной стабилизации изображений является исключение необходимости стабилизации видеодатчика на борту летательного аппарата. Эталоны, используемые для сравнения с текущими изображениями, формируются на этапе подготовки полетного задания.

2.7.175. Алгоритм построения информационной поддержки промышленного предприятия / Попов В. А., Попова М. В. // Радиоелектрон. і комп'ютерні системи. – 2005. - № 4. - С. 53-62, 146. - Библ. 10.

В статье предложен алгоритм построения информационной поддержки пром. предприятия с использованием мат. методов оптимизации. Рассмотрены особенности применения предложенного алгоритма на примере авиастроительного предприятия, включающего обслуживание всего жизненного цикла летательного аппарата.

2.7.176. Способ и устройство для прогнозирования превышения предела взлетно-посадочной полосы. Method and apparatus for predicting runway overrun: Пат. 7085630 США, МПК⁷ G 06 F 19/00 / Ryan Dean E., Brodegard William C.; Aviodyne Corp.. (США). - № 11/J92278; Заявл. 29.07.2005; Оpubл. 01.08.2006; НПК 701/16.

Изобретение касается определения критической точки на аэродромной полосе, приземляющийся за которой самолет может покинуть полосу. Проекция траекторного пробега определяется с учетом наклонного угла спуска для самолета так, чтобы приземление не совершилось за этой точкой. При этом экипажу предлагается своевременная сигнализация с учетом времени, требуемого для оповещения о величине расстояния и расстояния б проходимого во время извещения.

2.7.177. Оборудование малых ЛА по технологии гибридной шины данных. Small aircraft avionics using hybrid data bus technology / Lin Chin E., Tai S. F., Li C. C., Lin H. T., Chen T. P. // IEEE Aerosp. and Electron. Syst. Mag. - 2006. - 21, № 7. - С. 17-21. - Библ. 6.

Представлено исследование по конструированию систем авиационных приборов для малых ЛА, к которым относятся сверхлегкие и все беспилотные ЛА. Произошедший в 80-х гг. переход от аналоговых схем передачи информации к цифровым

схемам позволили ускорить обработку информации, обеспечил интеграцию разнообразных функций и легкость обслуживания системы за счет существенного повышения ее стоимости. Приборные системы будущих ЛА обязательно должны также обеспечивать слежение за воздушным пространством с целью снижения риска столкновений. С целью упрощения структуры системы обмена информацией при увеличении надежности предложено использовать гибридную шину данных, использующую некоторые характеристики TTP (протокол временного уровня) и CAN (зонный узловой контроллер). Одновременно в дисплей кабины пилотов встраивается модуль GIS геодезической информационной системы и система мобильного коммуникационного слежения для полетов на малой высоте.

2.7.178. Применение системы предотвращения столкновений TCAS II для беспилотных ЛА. Implementation of collision avoidance system using TCAS II to UAVs / Lee Hyeon-Cheol // IEEE Aerosp. and Electron. Syst. Mag. - 2006. - 21, № 7. - С. 8-13. - Библ. 11.

Для БЛА требуется создание оборудования для автоматического обнаружения препятствий и избежания столкновений. Рассматриваются пути использования на БЛА применяемого для уклонения от столкновений на полноразмерных ЛА прибора TCAS II и его взаимодействие с бортовым управляющим компьютером. Показано, что бортовая направленная антенна TCAS II не обеспечивает достаточно точной информации о направлении на препятствие, поэтому все устройство не может применяться самостоятельно, а только в виде дополнения к более точным индикаторам направления.

2.7.179. Требования к информационному обмену в системах управления летательного аппарата / Краснов К. А. // Инф. - измерит. и управл. системы. - 2006. - 4, № 12. - С. 27-32. - Библ. 11.

Изложен подход к определению требований по обновлению информации в оперативном ЗУ бортовых ЭВМ ограниченной производительности систем управления летательным аппаратом, базирующийся на знании частотных характеристик входных сигналов, датчиков информации и информационных подсистем.

2.7.180. Информационно-управляющие системы на микрогироскопах вращающихся по крену летательных аппаратов / Распопов В. Я., Матвеев В. В., Малютин Д. М., Алалуев Р. В., Горин А. А., Иванов Ю. В. // Датчики и системы. – 2007. - № 4. - С. 8-11, 72. - Библ. 3.

Исследована возможность использования микромех. гироскопов на борту вращающихся по крену беспилотных летательных аппаратов. Предложен алгоритм получения измерительной информации для решения задач стабилизации и управления этими летательными аппаратами с помощью спец. образом ориентированных микрогироскопов.

2.7.181. Построение и исследование структуры бортового информационно-измерительного комплекса с повышенной отказоустойчивостью: Автореф. дис. на соиск. уч. степ. канд. техн. наук / Новичков В. М. / МАИ. - Москва, 2007. - 23 с. - Библ. 21.

Показана необходимость учета разнотемповости характера влияния независимых ВВФ на возникновение отказов компонентов авионики при оценке показателей ее отказоустойчивости. Разработана мат. модель процесса возникновения отказов в обобщенном резервированном компоненте модульной авионики, учитывающая фактор времени, разнородность (разнотемповость) характера влияния ВВФ и работоспособность элементов ресурса этого компонента и позволяющая рассчитать количественные оценки показателей его отказоустойчивости. На основании сформированной модели и созданных программно-алгоритмических средств разработана методика расчета количественных показателей отказоустойчивости резервированной модульной системы бортового информационно-измерительного комплекса (авионики).

2.7.182. Бортовой измерительный комплекс для атмосферного летательного аппарата. Onboard trajectory equipment measurements / Kharin E. G., Polikarpov V. G., Kopylov I. A., Kopelovich V. A., Kozhurin V. R. // IEEE Aerosp. and Electron. Syst. Mag. - 2007. - 22, № 3. - С. 26-29. - Библ. 2.

Технологическим исследовательским центром аэрокосмической отрасли им. Громова (Россия) разработан малогабаритный бортовой измерительный комплекс. Обеспечен сбор данных тра-

ектории перемещения атмосферного летательного аппарата (регистрация данных компьютеризованной навигационной системы). Реализовано оценочное определение эффективности радиотехн. средств управления выходом на посадочную траекторию.

2.7.183. Модульный принцип параллельного информационного резервирования источников информации информационно-управляющих систем воздушных судов / Аль-Аммори Али // Искусств. интеллект. – 2007. - № 1. - С. 4-14. - Библ. 4.

В статье обосновывается целесообразность одновременного применения нескольких источников информации с целью повышения достоверности данных текущего контроля в информационно-управляющих системах и распознавания опасных полетных ситуаций на воздушных судах. Предлагаемый в работе метод параллельного информационного резервирования способом вложенных модулей позволяет существенно сократить экономические затраты и повысить достоверность информации. В перспективе развитие данного метода позволит создавать простые, технически надежные, экономически выгодные, высокоинформативные системы с высокой достоверностью контролируемых данных.

2.7.184. Проблемы относительной навигации при транспортировке грузов вертолетом на внешней подвеске / Белоконев И. В., Моисейкин Д. А., Попов В. А. // Вестн. СГАУ. – 2006. - № 1. - С. 34-41. - Библ. 4.

Исследуется возможность использования спутниковой радионавигационной системы для навигационной поддержки выполнения вертолетом задачи транспортировки грузов на внешней подвеске. Приводится функциональная схема решения задачи навигации и алгоритм определения вектора взаимного положения вертолета и груза при комплексировании измерений, поступающих от двух навигационных приемников. Оценка эффективности предложенной схемы осуществляется по численным результатам статистического моделирования рассматриваемых алгоритмов.

2.7.185. Алгоритмический метод определения угла скольжения на борту самолета / Воробцов С. Н., Баханов Л.Е. // Тр. ГосНИИАС. – 2007. - № 1. - С. 27-39, 59. - Библ. 7.

Приводится обоснование аналитического метода определения угла скольжения на борту самолета, основанного на оптим. обработке на БЭВМ пилотажно-навигационных параметров, полученных от штатных бортовых измерителей. При этом не требуется установки на борт какого-либо дополнительного оборудования. Сформирован алгоритм, который может быть реализован на любом самолете. Алгоритм проверен путем мат. моделирования, которое подтвердило его правильность и эффективность.

2.7.186. Разработка системы отслеживания перемещений летательного аппарата / Wang Tao, Luo Xiaojun, Tang Yanhu // Ceshi jishu xuebao=J. Test and Meas. Technol. - 2006. - 20, №4. - С. 309-313.

Национальной академией ВВС (Китай) разработана интеллектуальная система отслеживания перемещения атмосферного летательного аппарата. Взаимодействие средств обнаружения с центром обработки данных и удалёнными терминалами пользователя обеспечена через телефонную сеть. Используется принцип тонального набора для сокращения времязатрат процесса установления связи. Система наделена способностью к экстраполяции курса летательного аппарата.

2.7.187. Бортовая система регистрации данных: Пат. 2285239 Россия, МПК G 01 D 9/00 (2006.01) / Фурмаков Е. Ф., Петров О. Ф., Маслов Ю. В; ОАО Техприбор. (Россия). - № 2005116517/28; Заявл. 30.05.2005; Оpubл. 10.10.2006.

Изобретение относится к информационно-измерительной технике и может быть использовано в бортовых системах регистрации информации, вырабатываемой системами и агрегатами контролируемых транспортных средств, например летальных аппаратов. Задачей предлагаемого изобретения является повышение достоверности скопированной информации, повышение оперативности контроля исправности системы, обеспечение мобильности обмена информацией о содержимом защищенного накопителя с наземными службами, а также существенное расширение функциональных возможностей системы. Предложенная бортовая система регистрации данных содержит блок сбора информации, пульт, защищенный накопитель, аудиоблок, цифровой преобразователь, введенный в состав пульта модуль автоконтроля, контроллер защищенного накопителя, содержащий модуль

ли памяти, модуль сравнения и счетчик несовпадений, блок съема информации, содержащий карты памяти и модуль несовпадений, информационный порт, первый и второй видеоблоки, а также первый и второй коммутаторы, соответствующим образом соединенные в единую электронную схему.

2.7.188. Разработка и изготовление многоканальных регистраторов различного назначения / Васильев М. В. // INTERMATIC - 2007: Материалы Международной научно-практической конференции "Фундаментальные проблемы радиоэлектронного приборостроения", Москва, 23-27 окт., 2007. Ч. 3. - М.: МИРЭА, 2007. - С. 274-276. - Библ. 3.

Регистраторы предназначены для использования в воздушном, водном, железнодорожном и автомобильном транспорте. Функциональные возможности и характеристики регистраторов весьма разнообразны. Регистраторы различаются по видам записываемой информации, периодичности регистрации, пропускной способности канала записи, объему накопителя, степени защищенности носителя данных от аварийных воздействий и другим свойствам. Приведены описания некоторых разработанных к настоящему времени моделей регистраторов и отдельных функциональных узлов регистраторов. При разработке регистраторов использованы технические решения, позволяющие без значительной доработки улучшать характеристики устройств, в том числе гибко изменять программное обеспечение, вводить дополнительные функции, каналы записи, увеличивать частоту дискретизации, наращивать память накопителя и т. д.

2.7.189. Обработка данных в многофункциональных навигационных системах / Zhang Tao, Xu Xiao-su // Zhongguo guanxing jishu xuebao=J. Chin Inertial Technol. - 2007. - 15, № 2. - С. 197-201, 205.

На основе адаптивного нечеткого алгоритма разработан способ комплексной обработки данных для многофункциональных систем (инерциальной навигации+глобального позиционирования + навигации по астрономическим объектам). Сокращены время затраты обработки данных при обеспечении повышенной точности. Эффективность алгоритма подтверждена данными моделирования.

2.7.190. Разработка системы обнаружения препятствий. Performance of obstacle detection and collision warning system for civil helicopters: Докл. [12 Conference on Enhanced and Synthetic Vision, Kissimmee, Fla, 17-18 Apr., 2006] / Yonemoto Naruto, Yamamoto Kazuo, Yamada Kimio, Yasui Hidemi, Tanaka Naohiro // Proc. SPIE. - 2006. – 6226. - С. 622608/1-622608/8. - Библ. 14.

Снижение риска столкновения вертолётов гражданской авиации с ЛЭП достигнуто применением комплексной системы обнаружения (используется датчик полихромного изображения, ИК-изображения, РЛС миллиметрового диапазона). ИК-камера обладает восприимчивостью в диапазоне 3-5 мкм (разрешение 500x800 пикселей), функциональный диапазон РЛС 94 ГГц, масса аппаратного комплекса обработки и регистрации данных 210 кг, потребляемая мощность 1,5 кВА. Дистанция обнаружения 800 м.

2.7.191. Слышать только то, что нужно. Shutting out the noise / Rash C. E. // Aviat. Safety World. - 2006. - 1, № 5. - С. 42-45. - Библ. 9.

Экипаж пилотской кабины должен слышать то, что ему нужно слышать, и должен быть защищен от того, чего ему не нужно слышать. Наиболее важным источником информации для пилотов, конечно, является визуальная информация, но речевые сообщения от других членов экипажа и диспетчеров УВД, а также звуковые сигналы от электронных бортовых систем жизненно важны для БП. Поэтому на воздушном транспорте широкое распространение получили авиационные головные телефоны, которые увеличивают способность пилота слышать разговорную речь и сигналы на протяжении всего полета и ослабляют посторонние шумы, мешающие нормальной работе экипажа. Головные телефоны делятся на тяжелые, которые крепятся на голове пилота, закрывая оба уха, и легкие, напоминающие бытовые наушники для прослушивания музыки. В конструкции головных телефонов применяются две технологии. Одна технология основана на пассивном уменьшении шумов, вторая технология - на активном, а более точно, электронном, подавлении шума. Обычный головной телефон (гарнитура) первого типа включает муфту из звуконепропускаемого материала, заключенную в пластмассо-

вую чашку. Будучи правильно настроенным, он снижает уровень шума на 30-35 дБ во всем шумовом диапазоне. Звуки высокой частоты, производимые голосом или радиосигналами, достигая чашки, заставляют ее вибрировать, это вызывает вибрации воздуха внутри чашки, снижаемые звукоизоляцией. Низкочастотные волны, производимые, например, потоком воздуха, не имеют достаточно энергии, чтобы заставить вибрировать чашку, и следовательно, они не слышны. Телефоны с активным шумоглушением впервые появились в 1930-х гг., были усовершенствованы в 1950-х гг., но получили признание в авиации только с 1990-х гг. В таких телефонах частота и амплитуда звуковых сигналов в полости наушника измеряются портативным микрофоном, после чего генерируется сигнал с диаметрально противоположными фазовыми характеристиками, который тоже посылается в наушники и накладываясь на исходный сигнал, уничтожает его. Для генерации сигнала телефон оборудуется источником энергии. Эта технология наиболее эффективно работает с низкочастотными составляющими звука, уровень которых удастся снизить на 20 дБ. Снижая "маскировку" значимой звуковой информации посторонними шумами, такие телефоны пропускают чистую речь, фильтруя эту речь от помех. Особенно они эффективны при отсеивании низкочастотных звуков от поршневых двигателей и воздушных винтов.

2.7.192. Анализ информативности навигационных измерений / Марюхненко В. С., Мухопад Ю. Ф. // Авиаци.-косм. техника и технологии. – 2007. - № 2. - С. 25-32, 99. - Библ. 14.

В результате исследований получены математические выражения для вычисления количества информации, поступающей при частичном снятии априорной неопределенности при измерениях скорости, угла или дальности подвижного объекта, которыми можно пользоваться в инженерной практике. Это дает возможность рассчитывать требуемый объем памяти микропроцессорных устройств при обработке навигационной информации. Введена информационная характеристика, которая позволяет оценить информативность измерений того или иного навигационного параметра. Информационная характеристика для рассмотренных параметров неравномерна, что позволяет оптимизировать процесс измерений. Информативность снятия априорной

неопределенности положения подвижного объекта зависит от измеряемого навигационного параметра. Наибольшую информативность имеют измерения дальности, наименьшую — измерения скорости. Измерения дальности и угловых координат имеют существенную неравномерность информационной характеристики. Вычисления неравномерности информационных характеристик позволяет оптимизировать поиск навигационных параметров объекта по критерию максимума информативности.

2.7.193. Разработка измерительной системы для самолёта морской авиации / Xie Hongsen, Yang Chunying, Wang Yufeng // Jisuanji celiang yu kongzhi=Comput. Meas. and Contr. - 2007. - 15, № 4. - С. 445-446, 451.

Разработана компьютеризованная измерительная система для применения в составе бортового аппаратного комплекса самолёта морской авиации. С применением сетевых средств типа VXI-bus реализовано тестирование энергоснабжения, ресурса системы управления, модификация процедуры тестирования (макс, число каналов тестирования - до 32).

2.7.194. Система поддержки управления летательным аппаратом на стадии совершения посадки / Zhang Xiao-miao, Liu Xiao-lin, Yu Qi-feng // Jisuanji gongcheng yu yingyong=Comp. Eng. and Appl. - 2008. - 44, №4. - С. 236-238.

Система поддержки управления атмосферным летательным аппаратом на стадии совершения посадки использует технологии обработки изображений (в системе применена единичная видеокамера). Данные положения летательного аппарата могут быть определены с приемлемой точностью на основе анализа изображений объектов, положение которых является неизменным и предварительно определено с высокой точностью.

2.7.195. Расчет наклонной полётной дальности видимости несамосветящихся объектов ночью при различной прозрачности атмосферы / Ковалев В. И., Дорофеев В. В. // 9 Международная научно-техническая конференция "Кибернетика и высокие технологии XXI века", Воронеж, 13-15 мая, 2008. Т. 2. - Воронеж: НПФ "Саквое", 2008. - С. 883-893. - Библ. 4.

Приводится методика расчета наклонной полетной дальности видимости несамосветящихся объектов в темное время су-

ток, для полетов под облаками с учетом естественного освещения при различном состоянии неба.

2.7.196. Расчет реальной горизонтальной и наклонной полетной дальности видимости несамосветящихся объектов ночью в условиях однородной атмосферы / Ковалев В. И. // 9 Международная научно-техническая конференция "Кибернетика и высокие технологии XXI века", Воронеж, 13-15 мая, 2008. Т. 2. - Воронеж: НПФ "Саквоее", 2008. - С. 874-882. - Библ. 4.

При выполнении полетов в темное время суток по правилам визуальных полетов и по особым правилам визуальных полетов воздушного судна реальная горизонтальная и наклонная полетная дальность видимости позволяют визуально определять пространственное положение ВС и его местоположение по естественному горизонту и земным ориентирам. Также делают возможным посадку на временных аэродромах и посадочных площадках. Излагаются основные направления в методике определения реальной горизонтальной и наклонной полетной дальности видимости несамосветящихся ориентиров в темное время суток.

2.7.197. Робастный бортовой измеритель дальности с параллельным поиском / Кацаев Ю. А., Пономаренко Б. В. // Науч. вестн. НГТУ. – 2008. - № 1. - С. 83-92. - Библ. 18.

Важнейшей составной частью различных типов авиационного бортового радиоэлектронного оборудования (БРЭО) радиотехн. системы ближней навигации (РСБН) являются бортовые измерители дальности до радиомаяков РСБН. Бортовой измеритель дальности РСБН - типичный поисково-следающий измеритель, содержащий устройство поиска с поисковым обнаружителем, контрольный обнаружитель и следающую систему. Предложен алгоритм совместного обнаружения-оценивания временного положения отдельных дальномерных сигналов РСБН для бортового измерителя дальности с параллельным поиском сигналов. Алгоритм основан на одном из методов последовательной автоматической классификации. Описана реализация алгоритма в современном бортовом оборудовании РСБН. Приведены результаты экспериментального исследования, показывающие устойчивость алгоритма к действию хаотической импульсной помехи

и повышение эффективности по сравнению с ранее реализованным алгоритмом.

2.7.198. Устройство импульсной адаптации светотехнического оборудования преимущественно летательных аппаратов к прибором ночного видения: Пат. 2325308 Россия, МПК В 64 D 47/02 (2006.01) / Падалко Г. А., Покотило С. А., Головатенко В. П., Щердина Т. В., Локтионов В. И.; ОАО Азов, оптик.-мех. з-д, ОАО Катод. (Россия). - № 2005133816/11; Заявл. 01.11.2005; Оpubл. 10.05.2007.

Предложенное устройство применяется при полетах или передвижениях носителей систем ночного видения для обеспечения ориентировки носителей в пространстве и маскировки путем исключения паразитных засветок, т. е. для обеспечения их работы в темное время суток. Устройство содержит внутреннее и внешнее светотехн. оборудование, источники освещения и сигнализации которого выполнены в виде СД, и блок синхронизации, подключенный к светотехн. оборудованию и прибору ночного видения. В него введен также управляемый извне блок строба с формируемой длительностью. Изобретение позволяет увеличить дальность видимости с помощью прибора ночного видения в несколько раз с обеспечением возможности измерения дальности до наблюдаемых стационарных и движущихся объектов.

2.7.199. Индикатор на лобовом стекле: Пат. 2325679 Россия, МПК G 02 В 27/01 (2006.01) / Найденович В.П., Эфрос А.И.; Федерал. гос. унитар. предприятие С.-Петербурга. Опыт. - конструктор. бюро Электроавтоматика. (Россия). - № 2006123594/28; Заявл. 03.07.2006; Оpubл. 27.05.2008.

Изобретение относится к устройствам отображения информации на лобовом стекле и м. б. использовано на летательных аппаратах. Заявленное устройство содержит полупрозрачный отражатель, двухканальный коллиматор, дисплей и механическую визирную сетку, неподвижно закрепленные в фокальных плоскостях каналов коллиматора, откидную диафрагму, имеющую фиксацию в рабочем и нерабочем положении, центр которой расположен на оптической оси коллиматора. Технический результат заключается в исключении необходимости применения внешних дополнительных устройств для привязки изображений,

формируемых в угловом поле зрения индикатора, к системе координат самолета и для оценки точности привязки изображения на экране дисплея к системе координат самолета, а также для уменьшения времени оценки указанной точности.

2.7.200. Динамическая локализация узловых пунктов системы дистанционного сбора данных. Real time relative and absolute dynamic localization of air-ground wireless sensor networks / Dan Pritpal, Ballal Prasanna, Lewis Frank L., Popa Dan O. // J. Intell. and Rob. Syst. - 2008. - 51, № 2. - С. 235-257.

На основе применения метода "поля потенциалов" разработан способ динамической локализации необслуживаемых узловых пунктов системы дистанционного сбора данных (расположенных на земной поверхности). Данные динамической локализации используются при обеспечении взаимодействия с бортовым комплексом беспилотного летательного аппарата (данные бортового устройства глобального позиционирования позволяют определить удалённость летательного аппарата от наземного узлового пункта).

2.7.201. Применение динамических моделей для оценивания требований к потребной мощности, управляемости и сенсорному обеспечению автономного воздухоплавательного комплекса: Докл. [2 Всероссийская научно-практическая конференция "Перспективные системы и задачи управления", пос. Домбай, Краснодар, край, апр., 2007] / Пшихопов В. Х., Медведев М. Ю. // Инф. - измерит. и управл. системы. - 2008. - 6, № 3. - С. 4-9. - Библ. 4.

При разработке системы управления автономным воздухоплавательным комплексом (АВК) необходимо учитывать такие техн. параметры, как точность датчиков, ограничения на энергопотребление, предельные положения управляющих аэродинамических рулей. Аналитический расчет энерговооруженности, точности датчиков и пр. в динамике сталкивается с рядом объективных трудностей, связанных с нелинейностью дифференциальных уравнений, описывающих движение летательного аппарата в общем случае. В этой связи актуальными становятся методики расчета, основанные на экспериментально-аналитических подходах с применением численных экспериментов. Рассматрива-

ются методики определения необходимой мощности и точности датчиков для АВК.

2.7.202. К вопросу формирования эталонных изображений для оптикоэлектронной бортовой системы автоматического распознавания объектов / Анцев Г. В., Макаренко А. А., Турнецкий Л. С. // Труды 7 Международной конференции "Идентификация систем и задачи управления", Москва, 28-31 янв., 2008: SICPRO'08. - М.: ИПУ РАН, 2008. - С. 2130-2139. - Библ. 6.

В настоящее время оптикоэлектронные (ОЭ) системы распознавания наземных и морских объектов находят широкое применение в бортовых системах наведения беспилотных летательных аппаратов (БЛА). Системы распознавания позволяют автоматизировать анализ наблюдаемых с борта БЛА участков земной или водной поверхности для поиска и идентификации определенных объектов, представляющих интерес, формировать информацию для управления полетом (в т. ч. снижения и посадки) в автоматизированном или автоматическом режиме.

2.7.203. Разработка датчиков и устройств привода для беспилотного летательного аппарата. Small UAV Automation using MEMS / Jang Jung Soon, Liccardo Darren // IEEE Aerosp. and Electron. Syst. Mag. - 2007. - 22, № 5. - С. 30-34. - Библ. 10.

Корп. Crossbow Technology (США) на основе применения технологии микроэлектромех. систем разработаны датчики и устройства привода (для бортового комплекса беспилотного летательного аппарата). Скорость летательного аппарата порядка 100 км/ч, продолжительность полёта до 30 мин. Процессор системы управления имеет тактовую частоту 400 МГц. Коммуникации с наземным центром обеспечены применением карты типа 802.1 в.

2.7.204. Разработка системы идентификации цели. Evidential reasoning in air battle systems / Wang Xin, Guan Ji-wen, Yu Xiao, Wang Zheng-xuan // J. Donghua Univ. (Engl. Ed.). - 2007. - 24, № 2. - С. 301-304. - Библ. 5.

Университетом г. Дзилинь разработана высокодостоверная система идентификации цели для применения в процессе ведения воздушного боя самолётами истребительной авиации. Получение выводов с повышенными показателями достоверности

обеспечено по результатам комплексной обработки данных от различных типов датчиков (модифицированный способ обработки данных на основе использования оператора Байеса).

2.7.205. Разработка измерительной системы с комплексом акселерометров / Wang Xiao-xu, Xue Hong-xiang, Xia Quan-xi, Sun Ming // Zhongguo guanxing jishu xuebao=J. Chin Inertial Technol. - 2008. - 16, №2. - С. 154-158.

Харбинским технологическим университетом (Китай) разработана система с 9 устройствами-акселерометрами и предложен алгоритм определения угловой составляющей скорости движения летательного аппарата. Применён принцип построения комплекса для инерциальных измерений, не использующего гироскопическое устройство.

2.7.206. Модель ошибок измерения вектора параметров движения ЛА системой технического зрения / Гришин В. А. // Труды 7 Международной конференции "Идентификация систем и задачи управления", Москва. 28-31 янв., 2008: SIC-PRO'08. - М.: ИПУ РАН, 2008. - С. 2116-2129. - Библ. 12.

Представлена модель ошибок измерения вектора параметров движения летательного аппарата (линейных и угловых перемещений). Модель предназначена для оценивания в реальном времени ошибок измерения вектора параметров движения летательного аппарата в зависимости от траектории его движения, угловой динамики, а также характера визируемой поверхности. Такие оценки используются при комплексировании результатов измерений различных измерительных систем (датчиков) для решения задач управления полетом.

2.7.207. Динамические ошибки определения координат воздушного судна при управлении воздушным движением с автоматическим зависимым наблюдением / Вычугжанин В.Б., Рубцов Д. В. // Науч. вестн. МГТУ ГА. – 2007. - № 117. - С. 174-178. - Библ. 2.

Рассматривается влияние периодичности передачи навигационных данных при управлении воздушным движением с автоматическим зависимым наблюдением на динамические ошибки определения координат ВС.

2.7.208. Организация контроля при решении задач обеспечения планирования ресурсов телекоммуникационных

систем управления воздушным движением / Платонов И. Д. // Науч. вестн. МГТУ ГА. – 2006. - № 100. - С. 105-106. - Библ. 2.

Рассмотрены вопросы организации контроля при решении задач обеспечения и управления планированием ресурсов телекоммуникационных систем УВД. Рассмотрены основные проблемы стратегического планирования телекоммуникационного обеспечения полетов ВС для решения задач УВД. Однако стратегическое планирование телекоммуникационного обеспечения полетов требует проведения определенных мероприятий, связанных с осуществлением контроля действия при организации планирования. Остановимся более подробно на понятии "контроль" применительно к телекоммуникационным системам.

2.7.209. Повышение точности и помехозащищенности элементов бортовых систем обеспечения безопасности полета летательных аппаратов: Автореф. дис. на соиск. уч. степ. канд. техн. наук / Семенов А. В. / Ульянов. гос. техн. ун-т. - Ульяновск, 2008. - 22 с. - Библ. 17.

Разработаны новые алгоритмы вычисления составляющих вектора истинной воздушной скорости и высоты полета вертолета, в основе которых лежит статическая характеристика комплексного измерителя аэрометрических параметров, представляющего собой флюгерный приемник полного и статического давления, установленный в индуктивном потоке несущего винта и свободно ориентируемый по потоку. Разработана новая методика проведения летных испытаний формирования действительных значений основных параметров для верификаций алгоритмического обеспечения средств измерения величины направления вектора истинной воздушной скорости высоты полета вертолета во всем диапазоне эксплуатационных скоростей. Разработаны новые методики и мат. модели для оценки помехозащищенности алгоритмов СОБП по каналам воздушной скорости и числа M в условиях турбулентности атмосферы. Разработана новая методика и математическая модель для оценки помехозащищенности алгоритмов СОБП по каналу формирования истинного угла атаки

2.7.210. Формализация управляющих сигналов МФПУ и подготовка к созданию трафарета страницы кадра / Козан-

кова Н. А. // Авиакосм. приборостр. – 2008. - № 2. - С. 42-48. - Библ. 2.

Современное навигационное оборудование воздушных судов предназначено для решения целого ряда сложных и уникальных задач, связанных с выполнением полетного задания при условии обеспечения безопасности полета. Предложен метод формализованного формирования страниц кадров многофункционального пульта управления (МФПУ) на основе выделения служебной информации и множеств с различными характеристическими функциями. Найдены соответствующие формализационные матрицы, устанавливающие связи с различными областями используемой навигационной, расчетной информации. Приведены страницы эмулятора МФПУ, показывающие работоспособность

2.7.211. Инерциальные чувствительные элементы / Рапопов В. Я., Иванов Ю. В., Малютин Д. М. // Мир авионики. – 2008. - № 3. - С. 32-45. - Библ. 2.

Приведены общая характеристика и обзор серийно выпускаемых предприятиями акселерометров, используемых в измерительных и инерциальных навигационных системах летательных аппаратов, приведены укрупненные области их навигационного применения и соответствующие им значения характеристик.

2.7.212. Расчет параметров естественного спектра дискретного процесса конечной длительности, содержащего колебания как с известными, так и неизвестными частотами / Дмитриев Е. В. // Авиакосм. приборостр. - 2008. - № 5. - С. 2-6. - Библ. 4.

При решении задач, связанных с обработкой экспериментальных данных, возникает необходимость анализа временных процессов - источников этих данных. Статья посвящена решению одного из вопросов, касающихся методов и алгоритмов цифровой обработки непрерывных и дискретных процессов и сигналов в радио и ра-диотехн. устройствах, измерительных системах (наземных комплексов управления и бортовых средств). Предметом исследований является поиск и применение нового подхода в описании и оценке параметров процессов, их фрагментов, одиночных сигналов. Рассмотрена проблема спектраль-

ного анализа процессов с целью выделения из них периодических компонент.

2.7.213. О влиянии аномалий силы тяжести и уклонений отвесной линии на точность бесплатформенной инерциальной навигационной системы / Афонин А. А., Сулаков А. С., Бронь М. Р. // Информационные технологии в авиационной и космической технике, 2008, Москва, 21-24 апр., 2008: Тезисы докладов. - М.: МАИ, 2008. - С. 48.

В ходе разработки и исследования бесплатформенного гравинерциального навигационного комплекса рассматривалась задача создания навигационно-ориентационного алгоритма автономной бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС), решающего основное уравнение инерциальной навигации в Земной экваториальной системе координат, осуществлялось его мат. и имитационное моделирование, а также проводилась оценка потенциальной точности БИНС.

2.7.214. Бесплатформенная инерциальная навигационная система на базе твердотельного волнового гироскопа. / Джанджгава Г. И., Бахонин К. А., Виноградов Г. М., Требухов А. В. // 14 Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. Санкт-Петербург, 28-30 мая, 2007: Сборник материалов. – СПб.: ЦНИИ "Электроприбор", 2007. - С. 116-125. - Библ. 4.

Представлены результаты разработки макетного образца бесплатформенной инерциальной навигационной системы для авиационного применения на базе твердотельного волнового гироскопа (ТВГ) и маятниковых кремниевых акселерометров. Описана структурная схема системы. Особое внимание уделено описанию математической модели используемой при калибровке ТВГ и проблемам калибровки. Описаны характеристики ТВГ до и после калибровки. Также в докладе приведены результаты испытаний системы на неподвижном основании и при задании углового движения на наклонно-поворотном столе. Приведены планируемые меры по повышению точности БИНС на базе ТВГ.

2.7.215. Оценка статического и динамического нагружения датчиков целей / Сюткин К. Ю., Уфимцев Д. В. // Науч. вестн. НГТУ. – 2008. - № 3. - С. 57-64. - Библ. 2.

При расчетах влияния динамических нагрузок на бортовую аппаратуру (БА) и ее отдельные узлы, которыми являются датчики целей, как правило, возможны следующие ошибки: воздействующая нагрузка считается статической, но динамические эффекты имеют существенный характер; воздействующая нагрузка считается динамической, и ведется сложнейший динамический анализ с множеством допущений и вычислительных трудностей, хотя динамические "добавки" пренебрежимо малы.

2.7.216. Экономичные алгоритмы обнаружения и устранения влияния информационных нарушений в навигационных комплексах / Кошаев Д. А. // 14 Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам, Санкт-Петербург, 28-30 мая, 2007: Сборник материалов. – СПб.: ЦНИИ "Электронприбор", 2007. - С. 231-239. - Библ. 9.

Многообразие видов информационных нарушений в навигационных комплексах осложняет построение реализуемых в бортовой аппаратуре алгоритмов контроля и диагностики. Более того, полный перечень возможных типов нарушений может быть неизвестен. Для преодоления указанных трудностей предлагаются два алгоритма. Первый алгоритм предполагает известным набор типов нарушений. С целью сокращения вычислительных затрат в нем применяется расширенный фильтр Калмана, оценивающий группу возможных нарушений. Показано, что результаты работы расширенного фильтра позволяют получить апостериорные вероятности и оценки отдельных нарушений, а также оценки дополнительных ошибок навигационных параметров, вызванных действием нарушений. С помощью этих оценок можно восстановить систему с нарушением. Второй алгоритм не требует знания типов нарушений и направлен на выявление системы в составе комплекса, имеющей аномальные по уровню и по поведению ошибки, и на компенсацию этих ошибок. Эффективность разработанных алгоритмов подтверждается результатами моделирования и стендовых испытаний навигационного комплекса, включающего несколько инерциальных систем.

2.7.217. Корреляционный алгоритм функционирования автономных адаптивных оптико-электронных систем наблюдения / Покотило С. А., Падалко Г. А., Головатенко В. П.

// 4 Научно-техническая конференция "Системы наблюдения, мониторинга и дистанционного зондирования Земли", Адлер, 17-21 сент., 2007: Материалы конференции. - М.: МНТОРЭС, 2007. - С. 208-211. - Библ. 3.

Одним из направлений исследований в области ИИ является создание автономных авиационных роботов-наблюдателей (ААРН). Кроме автономности полета, выхода в заданный район и проведения съемки для ААРН характерна значительная независимость функционирования бортового оптико-электронного комплекса (ОЭК) от информации, получаемой датчиками пилотажно-навигационной информации (ПНИ), а также инвариантность структуры ОЭК и точности алгоритмов его функционирования от погрешностей датчиков ПНИ. Излагается концепция автономных бортовых ОЭК наблюдения и адаптивный алгоритм их функционирования, основанный на получении и использовании косвенной информации о пилотажных и навигационных параметрах полета, содержащейся в результатах корреляционно-го анализа сигналов изображения.

2.7.218. Программный комплекс для экспериментальных исследований информационных характеристик человека-оператора / Трошкин В. Ю. // Информационные технологии в авиационной и космической технике -2008, Москва, 21-24 апр., 2008: Тезисы докладов. - М.: МАИ, 2008. - С. 30-31.

Человеко-машинный интерфейс является наиболее критичным звеном современных систем человек-машина, в которых человек-оператор вынужден решать информационные задачи высокого уровня ответственности в условиях стресса. Основная информационная модель, описывающая требуемое для реагирования время, состоит в том, что человек-оператор действует как совокупность линии задержки и канала с ограниченной скоростью передачи информации. Архитектура комплекса построена на технологии клиент-сервер, включает в себя централизованную многопользовательскую БД и приложения-клиенты. Система может быть развернута в ЛВС любых рангов и топологий. БД работает под управлением SQL Server 2005 Express Edition, и хранит всю информацию об операторах, их информационных характеристиках, а также детализированные данные по каждой

серии опытов. Проектирование производилось с использованием ER-метода.

2.7.219. Система управления угловой ориентацией одноосного колесного транспортного модуля оптической системы посадки ЛА / Фещенко С. В. // Информационные технологии в авиационной и космической технике - 2008, Москва, 21-24 апр., 2008: Тезисы докладов. - М.: МАИ, 2008. - С. 22.

Рассмотрены принципы построения и способы управления угловой ориентацией транспортного модуля оптической системы посадки, представляющего собой одноосную колесную транспортную платформу (ОКТП), на которой успешно установлен блок управляющих огней. Проведен сравнительный анализ гравитационного, инерционно, гироскопического и комбинированного способов управления угловым положением и стабилизацией платформы. Рассматриваются программные режимы работы ОКТП - прямолинейное движение с заданной скоростью и управление угловым движением платформы относительно оси колёсной пары. Приведен анализ возмущающих моментов, действующих на платформу в разных режимах.

2.7.220. Прецизионные проточные приемники давлений для определения высот и скоростей летательных аппаратов / Конюхов Г. А., Скворцов Б. В. (Самарский государственный аэрокосмический университет им. акад. С. П. Королева) // Авиакосм. приборостр. – 2006. - № 7. - С. 16-19. - Библ. 4.

Режимы работы проточных приемников давления в ламинарных потоках достаточно хорошо изучены, однако в свободном потоке мало исследованы. Здесь приводятся результаты проведенных исследований, помогающие найти условия, при которых, воспринимаемое статическое давление не зависит от скоростного напора и скосов потока. А полученные соотношения позволяют разрабатывать конструкции проточных приемников статического давления с техническими характеристиками, значительно превышающими известные устройства. Разработанная конструкция проточного приемника статического давления имеет высокую чувствительность на малых скоростях полета (до 10 м/с) и во всем заданном диапазоне скоростей.

2.7.221. Требования и построение базы данных земной поверхности и препятствий для синтетического зрения. Ре-

quirements and generation of a terrain and obstacle database for synthetic vision: Докл. [SPIE Conference on "Enhanced and Synthetic Vision 2001", Orlando, 16-17 Apr., 2001] / Rogozik J., Schiefele J., Friedrich A., Wiesemann T., Kubbat W. // Proc. SPIE. - 2001. – 4363. - С. 95-102. - Библ. 2.

Описаны требования к моделям и структуре БД земной поверхности и препятствий, предназначенной для зрительного слежения и навигации. Разработаны средства визуализации для зрительного сопровождения полета и оценки складывающейся ситуации, а также алгоритмы стереоскопического зрения для предотвращения столкновений с препятствиями и алгоритмы навигации с использованием меток от дельных участков поверхности. Разработаны методы сбора данных и обработки изображений. Приведен иллюстративный пример построения прототипа БД со стереоскопическими изображениями аэропорта.

2.7.222. Инфракрасные измерения и обработка изображений для усиленных систем зрения в гражданской авиации. IR measurements and image processing for enhanced vision systems in civil aviation: Докл. [SPIE Conference on "Enhanced and Synthetic Vision 2001", Orlando, 16-17 Apr., 2001] / Beier K., Fries J., Müller R., Palubinskas G. // Proc. SPIE. - 2001. – 4363. - С. 207-218. - Библ. 8.

Проведена серия экспериментов, в которой выполнялись ИК измерения процесса приближения самолета к месту посадки в аэропорту с помощью системы FLIR. На основе полученных результатов разработаны требования к построению методов обнаружения и идентификации взлетно-посадочной полосы и находящихся на ней препятствий в реальном времени. Описаны созданные оригинальные алгоритмы сегментации и объединения полученных ИК изображений и радарных изображений в миллиметровом диапазоне. Рассмотрены также вопросы эффективности аппаратной реализации разработанных методов.

2.7.223. Влияние биокбернетической системы на уровень бдительности. Effects of a biocybernetic system on vigilance performance / Mikulka Peter J., Scerbo Mark W., Freeman Frederick G. // Hum. Fact. - 2002. - 44, № 4. - С. 654-664. - Библ. 41.

Сообщаются результаты экспериментов по введению ОС в контур управления, включающий человека-оператора. Испытуемый наблюдает за экраном монитора и отслеживает белые полосы, появляющиеся на экране. По результатам энцефалографических измерений меняется частота появления полос. Контрольный испытуемый наблюдает полосы с изменяемой частотой, не зависящей от собственной энцефалограммы. Показано, что введение отрицательной ОС может повысить уровень бдительности. Предполагается использовать такой контур в системах управления воздушным движением.

2.7.224. Распознавание наземной техники на основе нейросети / Сизов А. С., Яковлев О. В., Стребков Д. А. // Телекоммуникации. – 2003. - № 9. - С. 32-34. - Библ. 5.

Работа посвящена распознаванию наземной техники по фрагментам ее контуров на основе синтезированной нейросети. Синтезированная нейроструктура обеспечивает распознавание наземной техники, инвариантное к повороту и масштабированию в требуемых пределах.

2.7.225. Адаптивный поиск участков земли для быстрой оценки движения методом сопоставления блоков. Adaptive rood pattern search for fast block-matching motion estimation / Nie Yao, Ma Kai-Kuang // IEEE Trans. Image Process. - 2002. - 11, № 12. - С. 1442-1449. - Библ. 23.

Предложен новый двухшаговый метод сопоставления блоков для определения параметров движения объектов на изображениях. На 1-м этапе производится сопоставление макроблоков, на 2-м - уточнение найденных соответствий. В ходе 1-го шага применяется метод адаптивного выбора блоков, соответствующих сегментам земной поверхности. Реализованы дополнительные процедуры адаптации, позволяющие повысить быстродействие описанного метода. Приведены результаты эксперим. исследований с изображениями в стандарте MPEG-4. Показано, что новый метод дает возможность добиваться очень высокого отношения С/Ш.

2.7.226. Применение нечетких множеств для распознавания объектов / Гурко А. В., Копейкин М. В. // Процессы управления и устойчивость: Труды 34 Научной конференции студентов и аспирантов, Санкт-Петербург, 21-24 апр., 2003.

Фак. прикл. мат. - процессов упр. С.-Петербург, гос. ун-та. – СПб.: Изд-во СПбГУ, 2003. - С. 346-348. - Библ. 2.

Рассмотрена задача распознавания типов воздушных объектов на основе нечетких множеств. На основе экспертного опроса сформулированы основные зависимости, позволяющие определить тип воздушного объекта. Эти зависимости положены в основу выбора лингвистических понятий, подлежащих формализации, шкалы и диапазоны значений, в рамках которых построены функции принадлежности. Рассмотрена методика решения задачи.

2.7.227. Динамическое прослеживание объектов на зашумленном фоне. Dynamic object tracking against cluttered background: Докл. [Conference on "Electronic Imaging and Multimedia Technology III", Shanghai, 15-17 Oct., 2002] / Lu Xin, Oe Shunichiro, Kashiwagi Toshiyuki, Lu Tao // Proc. SPIE. - 2002. – 4925. - С. 622-630. - Библ. 16.

Предложен метод, основанный на использовании нечетких представлений и нечетких решающих правил, предназначенный для решения задач выделения объектов из фона и прослеживания их движения на последовательности кадров. Рассмотрена задача выбора нечеткой функции принадлежности на основе имеющихся характеристик неопределенности. Приведены примеры применений в прикладных задачах, в которых новый метод обеспечил высокую эффективность прослеживания в реальном времени.

2.7.228. Организация распределенной вычислительной среды для синтеза системы распознавания летательных аппаратов: Автореф. дис. на соиск. уч. степ. канд. техн. наук / Аракчеев П. В. / Моск. энерг. ин-т (техн. ун-т). - Москва, 2003. - 17 с., ил. - Библ. 4.

Целью работы является разработка архитектуры распределенной вычислительной среды для синтеза систем распознавания летательных аппаратов. Цель работы предполагает решение следующих задач: разработка архитектуры распределенной вычислительной среды, позволяющей ускорить обучение нейронных сетей; исследование потоков данных, передаваемых по сетевому каналу в распределенных реализациях алгоритма обучения нейронных сетей; исследование влияния числа процессорных

узлов распределенной вычислительной среды на скорость обучения нейронной сети; оценка оптим. числа процессорных узлов распределенной вычислительной среды, предназначенной для обучения нейронных сетей; разработка широкополосного сетевого протокола с гарантированной доставкой пакетов для обучения нейронных сетей в распределенной вычислительной среде; исследование влияния организации и техн. характеристик сетевого канала на скорость обучения нейронных сетей в распределенной вычислительной среде.

2.7.229. Проектирование и тестирование расширенной двухполосной визуальной системы. Design and testing of a dual band enhanced vision system: Докл. [Conference on "Infrared Technology and Applications XXIX", Orlando, Fla, 21-25 Apr., 2003] / Way Scott, Kerr Richard, Imamura Joe, Arnoldy Dan, Zeylmaier Dick, Zuro Greg // Proc. SPIE. - 2003. - 5074. - С. 612-619. - Библ. 1.

Эффективная визуальная ИК система самолета должна работать в широком спектральном диапазоне, представляя пилоту оптимизированную сцену с большим динамическим диапазоном интенсивностей, что лучше всего м. б. достигнуто использованием ИК датчиков с различной рабочей полосой частот. Этим требованиям отвечает система EVS 2000 с двухдиапазонными ИК датчиками, построенная на концепциях слияния изображений. Прототип системы был установлен и испытывался в течение четырех месяцев на демонстрационном самолете Boeing 737-900. Дается описание принципов построения системы, используемых в ней ИК датчиков, некоторые, полученные при испытаниях, результаты и направления дальнейшего развития.

2.7.230. Синтез оптимального поискового алгоритма и оценка точности иконической навигационной системы, использующей изображения поверхностных полей Земли / Белоглазов И. Н. // Изв. АН. Теория и системы упр. - 2003. - № 5. - С. 135-148 - Библ. 3.

Рассматривается иконическая навигационная система, использующая изображения поверхностных полей Земли оптического диапазона. Линеаризацией фотограмметрических уравнений иконической системы, содержащей линейку фотоприемников и создающей изображения за счет перемещения летательного

аппарата, получена мат. модель наблюдаемого сигнала, ориентированная на проверку гипотез о местоположении, высоте полета, курсе и горизонтальных составляющих скорости движения летательного аппарата и идентификацию статических характеристик отдельных каналов фотоприемника. С использованием этой модели синтезирован оптим. по критерию максимума функции правдоподобия поисковый алгоритм обработки информации. Получены оценки качества идентификации статических характеристик отдельных каналов фотоприемника и точность определения навигационной системой местоположения, высоты полета, курса и скорости движения летательного аппарата.

2.7.231. Интеграция информационных технологий при обучении принятию решений в задачах терминального управления / Скурихин В. И., Кучеров Д. П., Житецкий Л. С. // Управл. системы и машины. – 2003. - № 5. - С. 30-41. - Библ. 17.

Рассматриваются особенности трех информационных технологий обработки данных измерений для решения задачи терминального управления при отсутствии априорной информации о параметрах управляемой системы и помехах измерения. Одна из технологий базируется на методе обучения распознаванию образов, две другие - на методах точечной и множественной идентификации. Предложена схема интеграции этих технологий, которая позволит повысить такие показатели эффективности систем управления, как точность и продолжительность процесса обучения.

2.7.232. Организация данных о движущихся трехмерных объектах. Data organization of moving 3D objects / Ye Huanzhuo, Gong Jianya, Pan Jianping // Cehui xinxi yu gongcheng=J. Geomat. - 2003. - 28, № 4. - С. 26-28. - Библ. 4.

Разработана статическая модель, описывающая связи между видимым изображением 3-мерного объекта и его позицией относительно наблюдателя. Описаны методы ее решения, пригодные для практических задач.

2.7.233. Исследование систем обработки полетной информации с помощью временных сетей Петри / Зазнова Н.Е., Редько В. А. // Автомат. и вычисл. техн. – 2004. - № 1. - С. 53-59. - Библ. 4.

С помощью сетей Петри проводится анализ особенностей структуры ПО системы обработки полетной информации с целью оптимизации процессов ввода и предварительной обработки. Внимание уделяется синхронизации процессов, обработке прерываний, определению необходимых размеров буферов.

2.7.234. Электрооптическое обнаружение оперения ракет. Electro-optical missile plume detection: Докл. [Conference on "Targets and Backgrounds IX: Characterization and Representation", Orlando, Fla, 21-22 Apr., 2003] / Neele Filip, Schleijsen Ric // Proc. SPIE. - 2003. – 5075. - С. 270-280. - Библ. 5.

Разработана система датчиков для оборонной системы, позволяющая эффективно анализировать сигналы в УФ части спектра и находить портативные ракеты на расстоянии нескольких километров с очень малой долей ложных тревог. Система дает возможность эффективно адаптироваться к изменениям погодных условий, скорости ракет и т. п. Описаны результаты испытаний в различных условиях.

2.7.235. Методика прогнозирования для генерации целевых сцен в программе анализа аэротермических целей (АТАР). Prediction methodologies for target scene generation in the Aerothermal Targets Analysis Program (ATAP): Докл. [Conference on "Technologies for Synthetic Environments: Hardware-in-the-Loop Testing VIII", Orlando, Fla, 21-22 Apr., 2003] / Hudson Douglas J., Torres Manuel, Dogherty Catherine, Rajendran Natesan, Thompson Rhoe A. // Proc. SPIE. - 2003. – 5092. - С. 295-306. - Библ. 16.

Описаны работы, выполненные в рамках программы создания дружественной для пользователя системы обнаружения динамических целей и прослеживания их траектории и параметров движения. Разработаны модели целей, методы анализа их физ. характеристик, алгоритмы слежения и распознавания. Составлена библиотека материалов, включающая более 250 образцов, позволяющая применять в системы методы быстрого сравнения с эталонами. Приведены иллюстративные примеры применения разработанных методы и систем. Представлен план дальнейших исследований и разработок.

2.7.236. Оценка положения с помощью слияния данных на основе фильтра Калмана с разделенным смещением. Atti-

tude estimation by separate-bias Kalman filter-based data fusion / Setoodeh Peyman, Khayatian Alireza, Farjah Ebrahim // J. Navig. - 2004. - 57, № 2. - С. 261-273. - Библ. 27.

Слияние гироскопов и датчиков наклона дает возможность избежать интерференции, ограничений диапазона и т. п. и при этом обеспечить достаточную скорость измерений. Для слияния предложено использовать обобщенный фильтр Калмана. Описана упрощенная динамическая модель слияния. Для оценки шума применяется вейвлетное разложение. Проведенные эксперименты показали высокое качество получения оценок в реальном времени.

2.7.237. ИК-тестирование и аттестация возможностей электронного имитатора по оценке боевых действий воздушных сил. Air force electronic warfare evaluation simulator (AFEWES) infrared test and evaluation capabilities: Докл. [Conference on "Technologies for Synthetic Environments: Hardware-in-the-Loop Testing VIM", Orlando, Fla, 21-22 Apr., 2003] / Shepherd Seth D. // Proc. SPIE. - 2003. – 5092. - С. 1-6.

Описывается имитатор AFEWES для тестирования ИК контрмер при нахождении ракеты или самолета в полете с учетом их маневров, воздействия вспышек от точечных источников и лазерных помеховых систем. Моделирование включает использование оборудования для поиска ракеты, смонтированной на имитационном столе с 6 степенями свободы. Освещаются последние разработки и усовершенствования указанного имитатора.

2.7.238. Метод компенсации сингулярных ошибок / Елисеев А. В. // Авиакосм. приборостр. – 2004. - № 9. - С. 46-48, 49-50, 63. - Библ. 5.

Измерение параметров движения летательного аппарата сопряжено, как правило, с появлением ошибок различного вида. На практике принято выделять ошибки трех видов: грубые, случайные (регулярные), систематические (сингулярные). Для борьбы с грубыми ошибками на этапе предварительной обработки измерений применяются процедуры отбраковки аномальных измерений. Случайные ошибки существенно уменьшаются при использовании методов статистической обработки, например, метода наименьших квадратов (МНК). Для исключения система-

тических ошибок могут использоваться результаты определения параметров процесса по данным "эталонных" измерительных средств. В качестве "эталонных" также могут применяться результаты статистической обработки измерений всех средств, привлекаемых для слежения за процессом на заданном интервале времени. Недостатком данных методов является сложность получения "эталонных" значений измеряемых параметров. С использованием конечных разностей различного порядка решена задача линейного оценивания при наличии в измерениях не только флуктуационных шумов, но и кусочно-непрерывных помех степенного типа.

2.7.239. Измерение ориентации воздушной платформы искусственным зрением. Aerial platform attitude measurement by artificial vision: Докл. [14 Conference on Machine Vision Applications in Industrial Inspection, San Jose, Calif., 16-17 Jan., 2006] / Truchetet F., Aubretton O., Gorria P., Lalignant O. // Proc. SPIE. - 2006. - 6070. - С. 60900D/1-60900D/12. - Библ. 14.

Предлагаются две измерительные системы, базирующиеся на электронных формирователях изображений, для определения пространственного положения легких и дешевых воздушных платформ (радиоуправляемые летательные аппараты, воздушные шары и пр.) при ясных погодных условиях. Первая система выполнена на серийном оборудовании: черно-белой камеры КМОП и процессорного блока. Вторая система использует разработанную авторами искусственную сетчатку КМОП и аналоговую корреляционную схему обработки. Кроме того, обе системы имеют простую схему внешнего цифрового управления. Описываются алгоритмы обработки изображений

2.7.240. Оценка положения многорежимными фильтрами Калмана. Attitude estimation by multiple-mode Kalman filters / Suh Young Soo // IEEE Trans. Ind. Electron. - 2006. - 53, № 4. - С. 1386-1389. - Библ. 5.

Рассматривается задача оценивания положения (угол тангажа или угол крена) в фиксированной инерциальной системе координат, напр., при управлении беспилотным летательным аппаратом. Предлагается многорежимный фильтр Калмана для одномерного оценивания положения с использованием гироскопа и акселерометра. При этом в алгоритме оценивания учитываются

вибрации летательного аппарата, которые являются основным источником шумов. В процессе оценивания параметры нелинейности и изменения по времени разделяются по нескольким режимам, для каждого из которых выбирается собственный линейный, инвариантный по времени фильтр Калмана.

2.7.241. Анализ человеческого фактора в ходе испытательного полета для систем трехмерного синтезированного зрения. Часть 2. Human factors flight trial analysis for 3D SVS: Докл. [11 Conference on Enhanced and Synthetic Vision, Orlando, Fla, 28 March, 2005]. Pt. II / Schiefele Jens, Howland Duncan, Maris John, Pschierer Christian, Wipplinger Patrick, Meuter Michael // Proc. SPIE. - 2005. – 5802. - С. 195-206. - Библ. 5.

Представлены результаты, полученные в ходе проведенных эксперим. исследований в ходе испытательных полетов самолетов, цель которых - определение целесообразности использования систем трехмерного синтезированного зрения и влияние человеческого фактора на эффективность их использования. Обнаружено, что использование систем трехмерного синтезированного зрения значительно снижает нагрузку на пилотов, в особенности психологическую.

2.7.242. Тестирование в полете интегрированной системы синтезированного зрения. Flight testing an integrated synthetic vision system: Докл. [11 Conference on Enhanced and Synthetic Vision, Orlando, Fla, 28 March, 2005] / Kramer Lynda J., Arthur Jarvis J. (Trey) (III), Bailey Randall E., Prinzel Lawrence J. (III) // Proc. SPIE. - 2005. – 5802. - С. 1-12. - Библ. 13.

Описан проект НАСА по созданию системы синтезированного зрения для самолетов SVS, цель которого - обеспечить возможность синтезировать изображения окружающей обстановки с высоким качеством в условиях плохой видимости. Представлен прототип разработанной системы, позволяющей объединять реальные изображения с изображениями местности, генерированными компьютером. Приведены результаты проведенного тестирования системы в условиях полета. Показана эффективность интеграции информации из разных источников и полезность синтезированных изображений для пилотов.

2.7.243. Увеличение автономности беспилотного летящего аппарата. Augmenting UAV autonomy / Ludington B.,

Johnson E., Vachtsevanos G. // IEEE Rob. and Autom. Mag. - 2006. - 13, № 3. - С. 63-71. - Библ. 24.

Для увеличения автономности беспилотного летательного аппарата (unmanned aerial vehicle - UAV) предлагается использовать систему технического зрения, разработанную Технологическим институтом (шт. Джорджия, США). Описываются системы технического зрения, которые используются в системе навигации, для исследования стационарных наземных целей, для исследования мобильных целей.

2.7.244. Распознавание аэродромов на последовательностях инфракрасных изображений с большого расстояния с помощью аффинных инвариантных моментов / Zhang Tianxu, Cao Yang, Liu Jin, Li Meng // Huazhong keji daxue xuebao. Ziran kexue ban=J. Huazhong Univ. Sci. and Technol. Natur. Sci. - 2007. - 35, № 1. - С. 17-19. - Библ. 4.

На 1-м шаге предложенного метода производится сегментация изображений с помощью пороговых правил. Затем выделяются контуры потенциальных целей и вычисляются аффинные инвариантные моменты и градиент интенсивности границ целей. На последнем этапе учитывается априорная информация и производится распознавание. Представлены результаты проведенных экспериментов; точность распознавания составила 96%.

2.7.245. Свойства сцен, видимых из иллюминатора, в имитационном моделировании вертолетов на ПК. Out-the window scene properties in pc-based helicopter simulators: Докл. [12 Conference on Enhanced and Synthetic Vision, Kissimmee, Fla, 17-18 Apr., 2006] / Karaahmetoğlu Cüneyt, Yılmaz Erdal, Cetin Yasemin Yardimci, Köksal Güsler // Proc. SPIE. - 2006. – 6226. - С. 622600/1-622600/12. - Библ. 13.

Приведено описание разработанной системы имитационного моделирования полетов PC-FS, предназначенной для использования в обучении пилотов. Проведенные испытания показали, что система удобна для имитационного моделирования полетов самолетов, но не вертолетов, поскольку видимые из иллюминатора картины сильно отличаются из-за малой высоты полета и скорости у последних. При полете на высоте от 1 до 5 м требуется более высокое качество изображений. Определены оптим. значения разрешимости для текстурных изображений.

2.7.246. Реализация методов выравнивания и слияния изображений в режиме реального времени для полицейских вертолетов. Real time implementation of image alignment and fusion on a police helicopter: Докл. [12 Conference on Enhanced and Synthetic Vision, Kissimmee, Fla, 17-18 Apr., 2006] / Dwyer David, Hickman Duncan, Riley Tom, Heather Jamie, Smith Moira // Proc. SPIE. - 2006. – 6226. - С. 622607/1-622607/11. - Библ. 5.

Описаны: специфика анализа изображений в полицейских вертолетах; цели выравнивания и слияния изображений; используемые алгоритмы; требования к аппаратному обеспечению для работы в режиме реального времени; структура используемых зрительных датчиков. Приведены примеры использования предложенных алгоритмов выравнивания и слияния изображений.

2.7.247. Оценка имитационного моделирования концепций синтетического зрения для работы беспилотных летательных аппаратов. Simulation assessment of synthetic vision concepts for UAV operations: Докл. [12 Conference on Enhanced and Synthetic Vision, Kissimmee, Fla, 17-18 Apr., 2006] / Calhoun Gloria L., Draper Mark H., Ruff Heath A., Nelson Jeremy T., Lefebvre Austen T. // Proc. SPIE. - 2006. – 6226. - С. 62260E/1-62260E/12. - Библ. 15.

Предложена методика имитационного моделирования, предназначенная для использования в выборе алгоритмического, программного и аппаратного обеспечения систем техн. зрения для беспилотных летательных аппаратов. Приведены результаты проведенного испытания методики на имитационных моделях. Участники имели возможность выбирать масштаб и ориентацию камер. Полученные результаты полезны для выбора, обеспечивающего наилучшие временные и пространственные характеристики анализа сцен и снижение нагрузки на оператора.

2.7.248. Синтез наблюдателей возмущений систем со многими входами и выходами. Design of disturbance observers for multi-input multi-output systems / Shahrz S. M. // Trans. ASME. J. Vibr. and Acoust. - 2008. - 130, № 3. - С. 034502/1-034502/7. - Библ. 18.

Предложенный наблюдатель имеет простую структуру, эквивалентную структуре системы с моделью, в результате не требу-

ется обращение системы. Описан метод реализации наблюдателя. Рассмотрен пример.

2.7.249. Стохастическая задача оценивания при компенсации девиации аэромагнитометра / Каршаков Е. В., Харичкин М. В. // Автомат. и телемех. – 2008. - № 7. - С. 68-77. - Библ. 9.

Рассматривается постановка задачи компенсации девиации магнитометра, возникающей при аэрогеофизической съемке, в виде станд. стохастической задачи оценивания. Особенности этого подхода — введение стохастической модели аномалии магн. поля Земли. Параметры стохастической модели выбираются на основании спектрального и дисперсионного анализа данных аэромагн. съемки. Приводится нормализация параметров задачи, позволяющая оценить точность компенсации и произвести необходимую декомпозицию. Поставленная стохастическая задача оценивания решается методом калмановской фильтрации.

2.7.250. Прилепский В. А. Авиационные приборы и информационно-измерительные системы. Кн. 1: учеб. пособие / В.А, Прилепский. - Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм, ун-та, 2007, -231 с.: ил.. – (Б-ка ИПУ. 629.7 П 76).

Кратко изложены основы, принципы измерений, построений и состав авиационных приборов и информационно-измерительных систем воздушных судов гражданской авиации. Особое внимание уделено методам измерения пилотажно-навигационных параметров и принципам работы приборов и систем. Пособие состоит из двух книг. Книга 1 посвящается в основном приборам и системам аналогового типа. Книга 2 посвящена информационному обмену в стандартах ARINC и др., цифровым измерительным системам и пилотажно-навигационным комплексам современных отечественных и зарубежных воздушных судов. Предназначено для студентов высших учебных заведений, обучающихся по специальности "Техническая эксплуатация авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов".

2.7.251. Клюев, Г. И. Измерители аэродинамических параметров летательных аппаратов: учебное пособие / Клюев Г.И., Макаров Н.Н., Солдаткин В.М., Ефимов И.П.; Под ред.

В. А. Мишина. - Ульяновск: УлГТУ, 2005. - 509 с. – (Б-ка ИПУ. 629.7 И 37).

Изложены физические основы средств восприятия полного и статического давления измерительной скорости и высоты полета, аэродинамических углов атаки и скольжения самолетов и вертолетов. Раскрыты принципы построения и алгоритмы обработки цифровых систем воздушных сигналов, обоснованы требования к датчикам первичной информации. Приведены сведения о средствах сигнализации и освещения кабины современных самолетов. Приведены принципиальные схемы и конструкции измерителей, обоснованы математические модели и методики расчета их метрологических характеристик. Предназначено для студентов, обучающихся по направлению 200100 (551500) «Приборостроение» по специальности 200103 (190300) «Авиационные приборы и измерительно-вычислительные комплексы», а также может быть использовано аспирантами и специалистами в области разработки и эксплуатации авиационных приборов и систем. Может быть полезно для курсантов авиационных училищ.

2.7.252. Шишкин В. Г. Безопасность полетов и бортовые информационные системы / Шишкин В.Г. - Иваново: Изд-во МИК, 2005. -239 с.: ил. - Библиогр.: с. 237-238. (Б-ка ИПУ. 629.7 Ш 95).

Изложен подробный анализ множества случаев успешных действий экипажей военной и гражданской авиации в экстремальных ситуациях, ставших следствием отказов двигателей, бортовых систем, пожаров, взрывов, воздействий агрессивной среды, а также грубых ошибок экипажей. Основное внимание в работе уделено проблеме использования современных информационных технологий и компьютерных систем в целях повышения надёжности функционирования системы «экипаж-самолёт-среда». В книге представлен анализ недостатков существующих бортовых систем обеспечения безопасности полётов, обоснованы предложения по созданию бортовой интегрированной информационной системы, предназначенной для анализа полётной ситуации, выявления случаев неблагоприятного сочетания усложняющих факторов, оценки угрожающей перспективы, своевременного предупреждения экипажа о скрытой угрозе, подготовки исходных данных для принятия управленческих решений,

парирования нерациональных действий органами управления. Кроме того, в книге изложены предложения по совершенствованию конструкции, а также по составу экипажа современных тяжёлых самолётов. Книга рассчитана на экипажи военной и гражданской авиации, методистов лётного обучения, конструкторов самолётов и бортовых систем, курсантов и преподавателей вузов авиационного профиля, психологов и специалистов в области информатики, интересующихся проблемами деятельности человека в авиационных системах.

2.7.253. Современные информационные технологии в задачах навигации и наведения беспилотных маневренных летательных аппаратов / Веремеенко К.К. и др.; Под ред. М.Н. Красильщикова, Г. Г. Себрякова. - М.: ФИЗМАТЛИТ, 2009 - 556 с. – (Б-ка ИПУ. 627.7 С 56).

Обсуждаются проблемы, возникающие при использовании современных информационных технологий для решения задач навигации и управления беспилотных маневренных летательных аппаратов различных классов и назначения. Изложены методы и подходы, обеспечивающие реализацию упомянутых задач интегрированными бортовыми системами беспилотных летательных аппаратов, в состав которых входят бесплатформенные инерциальные системы, многоканальные ГЛОНАСС/GPS приемники, РЛС миллиметрового диапазона, а также приемники видовой информации. Приведены сведения о современной элементной базе, используемой для создания подобных систем. Рассмотрена технология создания объектно-ориентированных комплексов для моделирования процессов функционирования бортовых интегрированных систем навигации и управления. Приведены примеры моделирования бортовых интегрированных систем беспилотных летательных аппаратов различных классов. Для разработчиков бортовых систем летательных аппаратов, аспирантов и студентов авиационных вузов.