

УДК 629.76.78.(477.63) (09)

В. И. ЧУМАЧЕНКО, Ю. А. КУЗНЕЦОВ*Научно-производственное предприятие «Хартрон-Аркос», Украина***ГЛАВНЫЙ КОНСТРУКТОР СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ
РАКЕТ И КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

Рассказывается о жизненном и трудовом пути, основных достижениях Главного конструктора систем управления объектов ракетно-космической техники, академика НАН Украины, дважды Героя Социалистического Труда, Почётного гражданина города Харькова Сергеева Владимира Григорьевича, 100-летие со дня рождения которого отмечается 5 марта 2014 года. В. Г. Сергеев в течение 26 лет являлся руководителем опытно-конструкторского бюро-692 (ныне Публичное акционерное общество «Хартрон»). Под руководством В. Г. Сергеева на предприятии были созданы уникальные системы управления таких объектов, как лучшая в мире ракета, прозванная в США «Сатаной», супер-ракета-носитель «Энергия», транспортные модули орбитальных комплексов «Салют», «Мир».

Ключевые слова: Сергеев Владимир Григорьевич, 100-летие со дня рождения, Главный конструктор, ракетно-космическая техника.

Введение

В 2014 году отмечается 100-летие со дня рождения выдающегося Главного конструктора и руководителя работ по созданию систем управления межконтинентальных баллистических ракет конструкции М. К. Янгеля, В. Н. Челомея, В. Ф. Уткина; космических аппаратов серий «Космос», «Целина»; транспортных кораблей снабжения орбитальных станций «Салют», «Мир»; ракет-носителей «Космос», «Интеркосмос», «Циклон-2», «Циклон-3», «Энергия», академика, почетного харьковчанина Владимира Григорьевича Сергеева.

В. Г. Сергеев в течение 26 лет являлся руководителем и главным конструктором предприятия, которое в разные годы именовалось: Опытно-конструкторское бюро (ОКБ)-692 (п/я 67), Конструкторское бюро (КБ) «Электроприборостроения», Научно-производственное объединение (НПО) «Электроприбор», ныне Публичное акционерное общество (ПАО) «Хартрон».

Начало пути

Сергеев Владимир Григорьевич родился 5 марта 1914 года в городе Москве. Отец был слесарем-водопроводчиком, мама – швеёй. Отец умер, когда Володе было 12 лет, а его младшему брату Толе – 10. В 1930 году Володя Сергеев окончил 7 классов и поступил в школу фабрично-заводского обучения (ФЗО) при электрозаводе в Москве. Учась в школе ФЗО, в свободное от верстака и уроков время до позднего вечера занимался в Ленинской библиотеке, готовился в институт. За это в школе его прозвали «профессором».

С февраля 1932 года работал слесарем на фабрике № 1 «Москвашвей». В сентябре 1934 года поступил на специальность «Проводная связь» в Московский институт инженеров связи, который окончил в августе 1940 года. В сентябре - ноябре 1939 года проходил службу в Красной Армии командиром взвода связи, в ноябре 1939 - августе 1940 года работал старшим техником «Проектысвязьстрой» Дворца Советов. С сентября 1940 по июнь 1941 года – инженер конторы связи в городе Бологое Московской области.

В июне 1941 года был мобилизован в Красную



Армию и назначен инженером отдела связи штаба 8-й армии. Дошел с боями до балтийских берегов - до Кенигсберга. Затем воевал в Манчжурии в должности заместителя командира 449-го отдельного линейного батальона связи. С февраля 1946 года - командир этого батальона.

В марте 1947 года Сергеев был демобилизован и в июне того же года поступил в НИИ-885 (г. Москва) Министерства промышленности средств связи, который являлся головным институтом по системам управления баллистических ракет дальнего действия и зенитных управляемых ракет. В НИИ-885, возглавляемом М. С. Рязанским и Н. А. Пилюгиным, Владимир Григорьевич работал до 1960 года в

должностях инженера, младшего научного сотрудника, старшего инженера, руководителя группы, заместителя начальника отдела, начальника лаборатории и проявил себя как талантливый ученый и конструктор. Возглавляемая им лаборатория стабилизации центра масс ракеты входила в состав комплекса по разработке автономных систем управления. В лаборатории разрабатывались системы нормальной и боковой стабилизации. В. Г. Сергеев решил проблему измерения малого бокового сноса ракеты и компенсации его бортовыми приборами автономной системы управления. За эту работу он был удостоен научной степени кандидата технических наук.

За время работы в институте В. Г. Сергеевым был накоплен большой опыт руководства научно-исследовательскими работами, в ходе которых выполнялись экспериментальные и теоретические исследования по системам управления. В 1957 г. Владимир Григорьевич был удостоен Ленинской премии, как автор прибора боковой коррекции автономной системы управления межконтинентальной баллистической ракеты Р-7, которая вывела на орбиту первый искусственный спутник Земли. В 1961 г. ему было присуждено звание Героя Социалистического Труда.

24 октября 1960 года при проведении летных испытаний ракеты Р-16 на космодроме Байконур произошла катастрофа, тяжелейшая в истории отечественной ракетной техники. При подготовке к первому пуску ракеты произошел несанкционированный запуск двигателей второй ступени, что привело к взрыву и пожару на стартовой позиции. Катастрофа привела к гибели 92 человек. В числе погибших был начальник, главный конструктор ОКБ-692 Коноплев Борис Михайлович.

В ноябре 1960 года на должность начальника, главного конструктора ОКБ-692 был назначен Владимир Григорьевич Сергеев.

Главный конструктор

Прибыв в Харьков, В. Г. Сергеев первым делом завершил организационно-структурное формирование предприятия, четко определил функциональные обязанности подразделений. В структуре ОКБ-692 выделяются самостоятельные теоретические, при-

борные, конструкторские отделения, подразделения по комплексной отработке аппаратуры.

Под руководством В. Г. Сергеева на предприятии была создана технология, которая обеспечивала полную отработку создаваемых систем, безопасность и безаварийность самых ответственных работ, включая установку ракет на боевое дежурство. Любимым изречением В. Г. Сергеева было: «Материалы на стол!» Никакие доводы, соображения, интуиция в расчет не брались. Нужны были результаты моделирования, стендовой отработки, испытаний и расчетов.

В феврале 1961 года был изготовлен новый комплект аппаратуры, и уже через полгода ракета Р-16 была вывезена на стартовую позицию. Летные испытания ракеты были успешные, поэтому в 1962 году она была принята на вооружение и стала на долгие годы надежным ракетно-ядерным щитом страны. В 1967 году В. Г. Сергееву за создание ракеты Р-16 была присуждена Государственная премия СССР.

С тех пор главным направлением в деятельности В. Г. Сергеева и возглавляемого им коллектива ОКБ-692 (с 1 августа 1965 года получившее наименование КБ «Электроприборостроения») стало создание все более совершенных систем управления межконтинентальных баллистических ракет Генеральных конструкторов М. К. Янгеля (ОКБ-586) и В. Н. Челомея (ОКБ-52). Эти ракетные комплексы составили основу ракетно-ядерных сил стратегического назначения.

Работами по ракетам 8К67, 8К69 (Р-36) уже в полной мере руководил В. Г. Сергеев, и в этот пери-



од проявились его организационные качества, требовательность и энергия. Владимир Григорьевич в работе был неутомим, работал в своем кабинете до поздней ночи. Он любил краткость и четкость, как в докладах, так и в подписываемых им

бумагах и отчетах. Работа ОКБ носила четкий и организованный характер.

К середине 70-х годов после успешного завершения лётно-конструкторских испытаний были поставлены на боевое дежурство 240 шахтных пусковых установок (ШПУ) с ракетами УР-100Н и 150 ШПУ с ракетами МР-УР100. Эти разработки не имели себе равных ни в СССР, ни за рубежом. Ракета 15А18 (Р-36М УТТХ), прозванная в США «Сата-

ной», и по сей день по своим тактико-улучшенным характеристикам считается лучшей ракетой в мире. В настоящее время часть этих ракет, отслуживших на боевом дежурстве положенный срок, под именем «Днепр» используется в качестве ракеты-носителя для запусков спутников.

В 70-х – начале 80-х годов КБ «Электроприборостроения» вело разработки систем управления по комплексам уже пяти Главных конструкторов: В. Ф. Уткина (сменившего на посту Главного конструктора КБЮ М. К. Янгеля), В. Н. Челомея (ЦКБМ), Д. А. Полухина (КБ «Салют»), М. Ф. Решетнёва и В. М. Ковтуненко, ставшего Главным конструктором НПО им. С. А. Лавочкина.



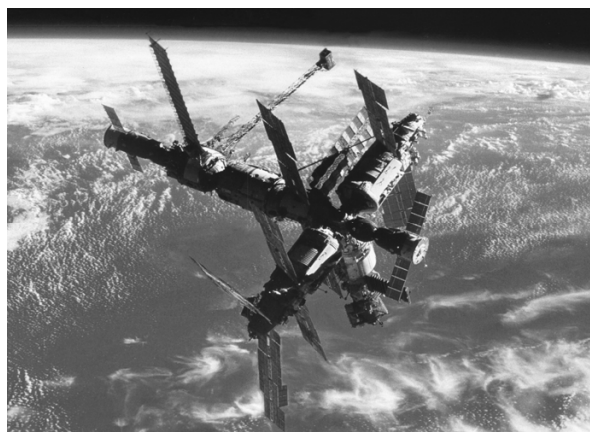
Главные конструкторы. Слева-направо: В. Ф. Уткин, В. П. Глушко, Н. А. Пилюгин, В. Г. Сергеев

В начале 70-х годов велись масштабные работы по созданию системы управления транспортного корабля снабжения многоцелевой космической системы «Алмаз», создаваемой под руководством В. Н. Челомея. Впервые в СССР в системе управления была применена бортовая вычислительная машина, позволявшая кораблю автоматически выполнять весь спектр режимов управления, включая сближение и стыковку с кооперируемым объектом.

Автоматические стыковки транспортных кораблей снабжения «Космос-1267», «Космос-1443» и «Космос-1686» с космическими станциями «Салют-6» и «Салют-7», выполненные по заранее введенному полетному заданию с выполнением ряда запланированных операций и межорбитальных переходов, была полным триумфом идей, рожденных на «фирме» В. Г. Сергеева.

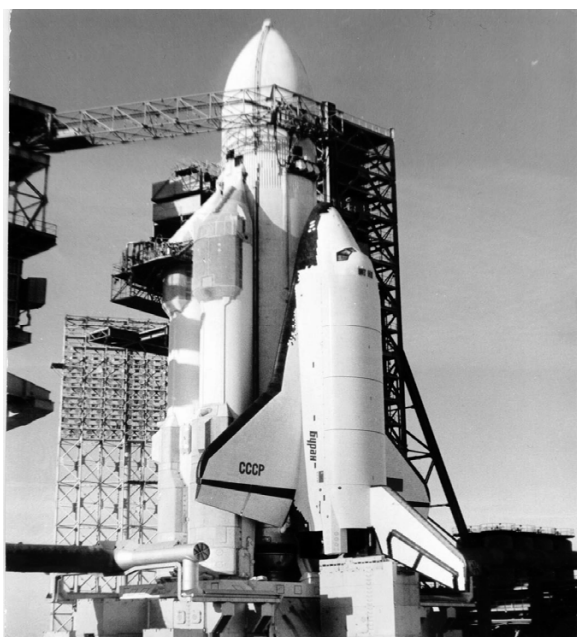
В последующие годы опыт транспортных кораблей снабжения был широко использован при создании целой серии космических аппаратов самого различного назначения, в том числе транспортных модулей «Квант», «Квант-2», «Кристалл», «Спектр», «Природа», вошедших в состав станции «Мир», а затем и функционально-грузового блока

«Заря» международной космической станции (МКС) «Альфа».



Орбитальный комплекс «Мир»

Значительное место в научно-техническом творчестве коллектива НПО «Электроприбор» занимало создание системы управления ракеты-носителя многоразовой транспортной космической системы «Энергия-Буран».



Ракета-носитель «Энергия» с кораблем «Буран»

Работы по этой теме были начаты под руководством В. Г. Сергеева, а на завершающем этапе они велись под фактическим руководством Я. Е. Айзенберга. Главным конструктором системы управления ракеты-носителя «Энергия» был А. С. Гончар.

Престижность и значимость работ, выполняемых коллективом предприятия под руководством В. Г. Сергеева, подчеркивалась постоянным вниманием со стороны партийно-правительственных

структур, постоянным контактом с руководством военно-промышленного комплекса, командованием вооруженных сил.

Предприятие в разные годы посещали партийные руководители – Л. И. Брежнев, В. В. Щербицкий; академики – А. П. Александров, Б. Е. Патон, Б. Н. Петров, А. Ю. Ишлинский; министры – С. А. Афанасьев, О. Д. Бакланов; военные руководители – М. Г. Григорьев, А. И. Соколов, С. П. Горшков; генеральные и главные конструкторы – М. К. Янгель, В. М. Челомей, В. П. Глушко, Д. А. Полухин, В. М. Ковтуненко, В. И. Кузнецов, Н. А. Пилюгин и другие.

Академик В. Г. Сергеев всегда оставался скромным, простым и доступным для коллег и подчиненных. Он отказался от установки своего бюста в Москве, который мог быть установлен ему как дважды Герою Социалистического Труда. Добрый и отзывчивый человек, он очень много сделал для сотрудников своего предприятия.



Встреча с президентами Академий наук СССР и УССР
А. П. Александровым и Б. Е. Патоном

Если вопрос требовал решения на уровне городских или областных руководителей, он надевал все свои «регалии» и ехал к нужному высокопоставленному чиновнику и, как правило, вопрос был решен.



На демонстрации с коллегами

В. Г. Сергеев большое внимание уделял хозяйственным вопросам, занимался строительством новых корпусов, в которых размещались лаборатории, сборочные цехи и испытательные стенды. При В. Г. Сергееве были построены столовая и теплофикационная котельная, вблизи предприятия было начато строительство жилищного массива, будущего поселка им. Н. Е. Жуковского, сдан в эксплуатацию спортивный комплекс с плавательным бассейном.

Наследие

Отстранение Владимира Григорьевича от руководства предприятием в 1986 году было решением руководства Министерства общего машиностроения. Предлогом стал срыв сроков разработки много-разовой космической транспортной системы «Энергия-Буран». Скорее всего, это было сделано с целью продемонстрировать, что приняты решительные меры. Как потом вспоминал это событие сам Владимир Григорьевич, что дело уже давно назревало и, так или иначе, предлог был бы найден.

В. Г. Сергеев получил должность ведущего научного сотрудника, затем работал научным консультантом АО «Хартрон».

Умер Владимир Григорьевич в 2009 году. Похоронен на кладбище № 2 в городе Харькове на аллее почетных граждан города. На доме № 36/38 по улице Сумской, в котором он жил, в его честь установлена мемориальная доска.

Долгий жизненный путь Владимира Григорьевича Сергеева отмечен многими званиями и наградами. Он был дважды удостоен звания Героя Социалистического Труда (1961, 1976 г.г.). Ему были присуждены Ленинская премия (1957 г.), Государственная премия СССР (1967 г.) и Государственная премия УССР (1979 г.).



В. Г. Сергеев являлся академиком Национальной академии наук Украины (1982 г.), доктором технических наук (1968 г.), лауреатом премии им. М. К. Янгеля (1981 г.). Он был награжден пятью орденами Ленина (1961, 1966, 1974, 1976, 1984 г.г.), орденами Октябрьской революции (1971 г.), Богдана Хмельницкого III степени (1999 г.), «За заслуги» III

степени (1999 г.), Ярослава Мудрого V степени (2004 г.), Отечественной войны I степени (1944 г.), тремя орденами Отечественной войны II степени (1943, 1944, 1985 г.г.), орденами Красной Звезды (1942 г.), Трудового Красного Знамени (1959 г.), медалями «За взятие Кенигсберга» (1945 г.), «За Победу над Германией» (1945 г.), «За Победу над Японией» (1946 г.).

Сегодня с полной уверенностью можно сказать, что большая роль в становлении коллектива НПО «Электроприбор» (ныне ПАО «Хартрон») в создании основ и подходов к решению сложных научно-технических задач принадлежит Владимиру Григорьевичу Сергееву.

Совершенствование принципов управления объектами ракетно-космической техники, для которых предприятие вело разработку систем управления, проводилось под руководством В. Г. Сергеева с использованием самых передовых научно-технических идей, методов и оборудования. В конечном итоге, на предприятии при сотрудничестве с вузами города, такими как Харьковский авиационный институт (кафедра систем управления летательных аппаратов), Харьковский политехнический институт (кафедра автоматического управления движением, ныне систем и процессов управления), Харьковский институт радиоэлектроники, Харьковский государственный университет, была создана передовая, признанная далеко за пределами Украины, школа динамиков и управленцев, которые обеспечивали решение задач управления объектами со сложными динамическими схемами. В числе таких объектов – супер-ракета «Энергия», не имеющая аналогов в мире и совершившая полет в экстремальных погодных условиях, долговременные орбитальные комплексы «Салют», «Мир» и МКС «Альфа».

Среди славных имен основателей этой школы можно назвать такие: Я. Е. Айзенберг, В. А. Батаев, И. Н. Бондаренко, Ю. М. Борушко, А. М. Гинзбург, А. С. Гончар, Ю. М. Златкин, Н. С. Исаков, В. П. Каменев, А. Ф. Кириченко, Б. М. Коноплев, Б. М. Конорев, В. К. Копыл, С. С. Корума, В. И. Котович, А. И. Кривоносов, Е. М. Потапенко, В. Н. Романенко, В. Г. Симагин, В. Д. Стадник, В. С. Столетний, В. Г. Сухоребрий, В. А. Уралов, В. Т. Щербаченко.

Достойными продолжателями дела стали: Б. И. Батырев, А. В. Бек, Г. В. Беляев, А. М. Быков, Н. И. Вахно, В. Г. Воронченко, О. Ю. Златкин, А. Н. Калногуз, О. А. Лученко, Н. Ф. Меховской, В. П. Ржемовский, Е. Я. Синельников, А. П. Скибин, В. М. Тиховский, В. И. Чумаченко и многие другие.

В настоящее время коллектив Научно-производственного предприятия Хартрон-Аркос, ставшего преемником ракетно-космической темати-

ки ОКБ-692, в структуре ПАО «Хартрон» продолжает успешную разработку уникальных систем управления ракет и космических аппаратов, качество которых отвечает самым высоким стандартам.

Заключение

В этом году предприятию исполняется 55-лет со дня его образования.

Нынешние выпускники Национального аэрокосмического университета им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Национального технического университета «ХПИ», Харьковского национального университета радиоэлектроники пополняют ряды специалистов. Молодые инженеры под руководством наставников активно включаются в реальные разработки предприятия, которое ветераны ракетно-космической отрасли и сегодня продолжают называть Сергеевским.

В знак признания заслуг Главного конструктора систем управления ракетно-космической техники Верховная Рада Украины 20 ноября 2013 года приняла Постановление № 706-VII о праздновании на государственном уровне в 2014 году 100-летия со дня рождения академика НАН Украины, дважды Героя Социалистического Труда, Почётного гражданина города Харькова Сергеева Владимира Григорьевича.

Литература

1. Научно-производственное предприятие Хартрон-Аркос. Хроника дат и событий. 1959-2012 г.г. [Текст]. – 3-е изд. (дополненное). – Харьков: НПП Хартрон-Аркос, 2012. – 259 с.
2. Белоус, О. В. Главный конструктор В. Г. Сергеев – организатор научной школы по созданию систем управления ракетно-космической техники [Текст] / О. В. Белоус // Российско-украинские связи в истории естествознания и техники. – М., 2012. – С. 298-307.
3. Тверитникова, О. Є. Внесок головного конструктора В. Г. Сергеева в становлення ракетно-космічної галузі України [Тест] / О. Є. Тверитникова, О. В. Белоус // Матеріали XVI Всеукраїнської наукової конференції молодих істориків освіти, науки і техніки та спеціалістів «Пріоритети української науки». – Київ, 2011.
4. Гончар, А. С. Звездные часы ракетной техники. Воспоминания [Текст] / А. С. Гончар. – Х. : Факт, 2008. – 400 с.
5. Сергеев Владимир Григорьевич – Главный конструктор систем управления [Текст] / под общей редакцией Н. И. Вахно. – Харьков: ПАО «ХАРТРОН», 2014. (В печати).

Поступила в редакцию 4.02.2014, рассмотрена на редколлегии 12.02.2014

Рецензент: канд. техн. наук, начальник отдела С. С. Корума, Научно-производственное предприятие Хар-трон-Аркос, Харьков.

ГОЛОВНИЙ КОНСТРУКТОР СИСТЕМ УПРАВЛІННЯ РАКЕТ І КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ

В. І. Чумаченко, Ю. О. Кузнецов

Розповідається про життєвий та трудовий шлях, основні досягнення Головного конструктора систем управління об'єктів ракетно-космічної техніки, академіка НАН України, двічі Героя Соціалістичної Праці, Почесного громадянина міста Харкова Сергєєва Володимира Григоровича, 100-ліття від дня народження якого відзначається 5 березня 2014 року. В. Г. Сергєєв на протязі 26 років був керівником дослідно-конструкторського бюро-692 (зараз Публічне акціонерне товариство «Хартрон»). Під керівництвом В. Г. Сергєєва на підприємстві було створено унікальні системи управління таких об'єктів, як найкраща в світі ракета, що було названо в США «Сатаною», супер-ракета-носієй «Енергія», транспортні модулі орбітальних комплексів «Салют», «Мир».

Ключові слова: Сергєєв Володимир Григорович, 100-ліття від дня народження, Головний конструктор, ракетно-космічна техніка.

MAIN DESIGNER OF ROCKETS AND SPACE CRAFTS CONTROL SYSTEMS

V. I. Chumachenko, Yu. A. Kuznetsov

Told about a vital and labour way, basic achievements of the Main designer of rocket-space technique objects control systems, academician of Ukraine NAS, twice Hero of Socialistic Labour, Honoured citizen of Kharkiv city Sergeev Vladimir, a 100-years from the birthday which is celebrate on March, 5, 2014. V. Sergeev during 26 years was the leader of experimental design bureau-692 (now the Public joint-stock company «Hartron»). Under the direction of V. Sergeev on an enterprise unique control system of such objects, as the best in the world rocket nicknamed in the USA by «Satan» were created, a super-rocket-launcher is «Energy», transport modules of orbital complexes «Salute», «Mir».

Keywords: Sergeev Vladimir, 100-years from the birthday, Main designer, space-rocket technique.

Чумаченко Валентин Иванович – канд. техн. наук, директор по научной работе, Научно-производственное предприятие Хартрон-Аркос, Харьков, Украина.

Кузнецов Юрий Алексеевич – канд. техн. наук, доц. кафедры систем управления летательными аппаратами Национального аэрокосмического университета им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», начальник сектора Научно-производственного предприятия Хартрон-Аркос, Харьков, Украина.

УДК 629.7.05.01:004.9(075.8)

В. И. ИВАНОВ*Научно-производственное предприятие Харитон-Аркас, Харьков, Украина*

КОМБИНИРОВАННЫЙ МЕТОД ПРОГНОЗИРОВАНИЯ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ ЦЕНТРА МАСС КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Предлагаемый метод обеспечивает возможность уменьшения времени бортовой цифровой вычислительной машины, затрачиваемого на вычисление вектора состояния космического аппарата (КА) с требуемым шагом формирования, без снижения требуемой точности его определения. Поставленная цель достигается тем, что параметры движения центра масс КА вычисляются численным интегрированием с шагом большим, чем требуемый шаг формирования вектора состояния КА. Для его определения с требуемым шагом применяется экстраполяция радиуса-вектора и вектора скорости КА их полиномиальными зависимостями от радиуса-вектора и его производных в начале шага интегрирования.

Ключевые слова: космический аппарат, центр масс, прогнозирование, вектор состояния.

Введение

Метод прогнозирования параметров движения вектора состояния центра масс является важным элементом алгоритмического обеспечения системы навигации КА. От него зависит точность определения радиуса-вектора и вектора скорости центра масс КА, а также время, затрачиваемое бортовой цифровой вычислительной машиной (БЦВМ) на определение этих навигационных параметров. В свою очередь от точности, с которой рассчитываются радиус-вектор и вектор скорости центра масс КА, зависит точность построения ориентации и стабилизации при выполнении КА таких функций, как наблюдение за планетами и звёздами, зондирование земной поверхности, коррекция орбиты. То есть от выбора способа прогнозирования вектора состояния КА существенно зависит как техническая, так и экономическая эффективность системы навигации КА.

Известен ряд способов прогнозирования вектора состояния центра масс КА аналитическими методами. При разработке таких аналитических способов обычно используют разнообразные методы приближённого интегрирования уравнений в оскулирующих кеплеровых элементах или пытаются найти такой вид потенциальной функции, аппроксимирующей гравитационное поле притягивающего центра, которая допускает решение дифференциальных уравнений в квадратурах. Так, для околоземных орбит часто используются способы прогнозирования возмущённой орбитой, когда учитывается влияние второй зональной гармоники в разложении потенциала гравитационного поля Земли в ряд по сферическим функциям [1, 2]. Недостатком аналитиче-

ских методов является то, что они используют приближённые формулы и не учитывают широкий спектр действующих на КА возмущений. А также то, что для любого типа орбиты практически невозможно разработать обобщённый аналитический метод решения.

Существуют также способы прогнозирования вектора состояния центра масс КА приближённым интегрированием системы дифференциальных уравнений возмущённого движения КА в оскулирующих кеплеровых элементах орбиты. При этом для описания возмущённого движения чаще всего используются уравнения Лагранжа или уравнения Ньютона [1]. Однако эти системы уравнений нелинейные как по аргументу – времени, так и по искомым функциям – оскулирующим элементам и поэтому не интегрируются в конечном виде. Так как оскулирующие элементы являются функциями, которые медленно изменяются по времени, то уравнения движения в оскулирующих элементах, как правило, интегрируют приближёнными методами, что является существенным недостатком прогнозирования в оскулирующих кеплеровых элементах, поскольку требуемая точность вычисления вектора состояния КА может обеспечиваться на коротких интервалах времени.

Известен ряд методов прогнозирования вектора состояния центра масс КА численным интегрированием системы дифференциальных уравнений движения центра масс КА в прямоугольных координатах. Среди них чаще всего используют метод Адамса с переменным шагом интегрирования [1, 2]. Недостатком методов прогнозирования численным интегрированием в прямоугольных координатах

является зависимость точности и времени расчёта вектора состояния КА от полноты учёта возмущающих факторов в правых частях дифференциальных уравнений и от величины шага интегрирования, а также то, что для обеспечения высокой точности расчёта вектора состояния необходимо использовать относительно небольшие шаги интегрирования.

В системах навигации околоземных КА также нашёл применение метод прогнозирования вектора состояния центра масс КА путём численного интегрирования системы дифференциальных уравнений движения центра масс КА методом Рунге-Кутты с постоянным шагом в прямоугольных координатах. Особенностью такого метода является то, что он позволяет учесть широкий спектр действующих возмущений, при этом затраты времени бортового вычислителя на выполнение интегрирования пропорциональны количеству реализованных шагов интегрирования [1]. Недостатком этого способа является то, что использование его с малым шагом формирования вектора состояния центра масс КА приводит к значительным затратам времени БЦВМ, необходимого для выполнения расчётов.

Для уменьшения времени, затрачиваемого БЦВМ на вычисление вектора состояния КА, предлагается использовать комбинированный метод прогнозирования параметров движения центра масс КА.

Комбинированный метод прогнозирования параметров движения центра масс КА

Комбинированный метод прогнозирования параметров движения центра масс КА основан на использовании численного интегрирования методом Рунге-Кутты с шагом большим, чем требуемый шаг формирования вектора состояния КА, и их экстраполяции полиномиальной функцией с требуемым шагом формирования. Полиномиальная функция основана на разложении в степенной ряд Тейлора-Маклорена и представляет собой полиномиальные зависимости для радиуса-вектора и вектора скорости в конце шага экстраполяции. Радиус-вектор и вектор скорости в конце шага экстраполяции зависят от радиуса-вектора и его производных в начале этого шага. Порядок полиномиальной функции соответствует максимальному порядку учитываемых в ней производных радиуса-вектора.

В дальнейшем шаг, с которым используется полиномиальная функция, будем называть шагом экстраполяции, а шаг, с которым производится численное интегрирование, – шагом интегрирования. Предлагаемый способ прогнозирования можно называть комбинированным способом прогнозирования

численным интегрированием методом Рунге-Кутты и экстраполяцией полиномиальной функцией.

Как известно, шаг интегрирования может быть увеличен только так, чтобы точность формирования радиус-вектора и вектора скорости КА на протяжении необходимого интервала времени удовлетворяла установленным требованиям. Шаг экстраполяции и порядок полиномиальной функции необходимо выбирать такими, чтобы обеспечивать определение вектора состояния с необходимой точностью и шагом формирования.

Полная погрешность предлагаемого способа в основном зависит от порядка метода численного интегрирования, шага интегрирования и полноты учёта возмущающих факторов в правых частях дифференциальных уравнений движения центра масс КА, а на интервалах внутри шага интегрирования – от величины погрешности численного интегрирования, порядка полиномиальной функции, шага экстраполяции, формы представления производных радиуса-вектора и вектора скорости КА в полиномиальной функции и состава учтённых возмущений в её модели ускорения и моделях производных ускорения.

Важным преимуществом такого подхода является отсутствие на интервалах внутри шага интегрирования многократного повторения итерационных операций, а также необходимость наличия только одного известного вектора состояния КА в начале этих интервалов. Объём расчётов радиуса-вектора и вектора скорости при использовании полиномиальной функции зависит от тех же факторов, что и точность определения вектора состояния внутри шага интегрирования.

Предлагаемый способ обеспечивает возможность уменьшения времени БЦВМ, затрачиваемого на вычисление вектора состояния КА с требуемым шагом формирования, без снижения необходимой точности его определения.

В рамках поставленной задачи важными характеристиками предлагаемого комбинированного способа прогнозирования являются относительные затраты процессорного времени, которые рассчитываются как отношение затрат процессорного времени комбинированного способа к затратам процессорного времени какого-либо способа прогнозирования вектора состояния центра масс КА. При помощи этой характеристики можно сделать вывод о целесообразности замены этого способа прогнозирования на комбинированный с точки зрения уменьшения времени, затрачиваемого БЦВМ на вычисление вектора состояния КА.

Если известно отношение затрат процессорного времени на один шаг экстраполяции полиномиальной функцией к затратам на один шаг прогнозиро-

вания каким-нибудь другим способом ΔPT_e , и известно такое же отношение для интегрирования методом Рунге-Кутты ΔPT_i , то относительные затраты времени комбинированного способа (при равенстве шагов экстраполяции и прогнозирования) рассчитываются по формуле:

$$\Delta PT = \frac{h_e}{h_i} \Delta PT_i + \Delta PT_e \left(1 - \frac{h_e}{h_i} \right), h_i > h_e,$$

где h_e – шаг экстраполяции комбинированным способом;

h_i – шаг интегрирования комбинированным способом.

Другими важными характеристиками предлагаемого комбинированного способа прогнозирования являются сферические погрешности отклонений по радиус-вектору ΔR и вектору скорости ΔV , которые показывают, насколько снижается точность расчётов этих навигационных параметров КА на участках использования полиномиальной функции по сравнению с эталонными значениями. В качестве начальных условий для формирования эталонных значений используются радиус-вектор и вектор скорости КА, проинтегрированные на начало интервалов внутри шага интегрирования. Это позволяет исключить из анализа влияние погрешности задания начальных условий на точность экстраполяции полиномиальной функцией. Метод, выбранный для формирования эталонов, необходимо использовать с шагом меньшим или равным шагу экстраполяции. Сферические погрешности отклонений рассчитываются по формулам:

$$\Delta R = \sqrt{(x_k - x_{et})^2 + (y_k - y_{et})^2 + (z_k - z_{et})^2};$$

$$\Delta V = \sqrt{(v_{xk} - v_{xet})^2 + (v_{yk} - v_{yet})^2 + (v_{zk} - v_{zet})^2},$$

где x_{et}, y_{et}, z_{et} – компоненты эталонного радиус-вектора;

x_k, y_k, z_k – компоненты радиус-вектора, рассчитанные комбинированным способом прогнозирования;

$v_{xet}, v_{yet}, v_{zet}$ – компоненты эталонного вектора скорости;

v_{xk}, v_{yk}, v_{zk} – компоненты вектора скорости, рассчитанные комбинированным способом прогнозирования.

В таблице 1 представлены характеристики комбинированного способа прогнозирования численным интегрированием методом Рунге-Кутты четвертого порядка и экстраполяцией полиномиальной функцией второго порядка, в таблице 2 – характеристики комбинированного способа прогнозирования тем же численным методом интегрирования и экстраполяцией полиномиальной функцией третьего порядка, в таблице 3 – характеристики комбиниро-

ванного способа прогнозирования тем же численным методом интегрирования и экстраполяцией полиномиальной функцией четвертого порядка.

Для демонстрации работоспособности и эффективности предложенного способа прогнозирования вектора состояния центра масс рассмотрим три его разновидности с разными шагами экстраполяции и интегрирования. Расчёт вектора состояния проводится в гринвичской системе координат. Во всех этих примерах используется метод Рунге-Кутты четвертого порядка. В системе дифференциальных уравнений движения КА учитывается влияние в разложении потенциала гравитационного поля Земли U в ряд по сферическим функциям гармоник до шестнадцатого порядка включительно [3]:

$$U(r, \lambda, \varphi) = \frac{\mu}{r} \left(1 + \sum_{n=2}^{16} \left(\frac{a}{r} \right)^n \sum_{k=0}^n (C_{nk} \cos k\lambda + S_{nk} \sin k\lambda) P_n^k(\sin \varphi) \right),$$

где μ – геоцентрическая гравитационная постоянная Земли;

a – большая полуось общего земного эллипсоида;

r – модуль радиуса-вектора КА;

C_{nk}, S_{nk} – коэффициенты гармонического разложения;

λ, φ – долгота и широта подспутниковой точки;

P_n^k – присоединенные функции Лежандра.

Рассмотренные примеры отличаются порядком полиномиальных функций: второй, третий и четвертый.

Для полиномиальной функции второго порядка применялась следующая формульная схема:

$$\begin{cases} \vec{v}(t_n + \Delta t) = \vec{v}(t_n) + \vec{g}(t_n) \Delta t; \\ \vec{r}(t_n + \Delta t) = \vec{r}(t_n) + (\vec{v}(t_n) + \vec{v}(t_n + \Delta t)) \frac{\Delta t}{2}, \end{cases}$$

где $\vec{r}(t_n)$, $\vec{v}(t_n)$ и $\vec{g}(t_n)$ – радиус-вектор, вектор скорости и вектор ускорения в момент времени t_n ;

Δt – шаг экстраполяции.

Формульная схема для полиномиальной функции третьего порядка:

$$\begin{cases} \vec{v}(t_n + \Delta t) = \vec{v}(t_n) + \left(\vec{g}(t_n) + \dot{\vec{g}}(t_n) \frac{\Delta t}{2} \right) \Delta t; \\ \vec{r}(t_n + \Delta t) = \vec{r}(t_n) + \left(\vec{v}(t_n) + \left(\vec{g}(t_n) + \dot{\vec{g}}(t_n) \frac{\Delta t}{3} \right) \frac{\Delta t}{2} \right) \Delta t, \end{cases}$$

где $\dot{\vec{g}}(t_n)$ – производная вектора ускорения в момент времени.

Формульная схема для полиномиальной функции четвертого порядка:

$$\begin{cases} \vec{v}(t_n + \Delta t) = \vec{v}(t_n) + \\ + \left(\vec{g}(t_n) + \left(\dot{\vec{g}}(t_n) + \ddot{\vec{g}}(t_n) \frac{\Delta t}{3} \right) \frac{\Delta t}{2} \right) \Delta t; \\ \vec{r}(t_n + \Delta t) = \vec{r}(t_n) + \\ + \left(\vec{v}(t_n) + \left(\vec{g}(t_n) + \left(\dot{\vec{g}}(t_n) + \ddot{\vec{g}}(t_n) \frac{\Delta t}{4} \right) \frac{\Delta t}{3} \right) \frac{\Delta t}{2} \right) \Delta t. \end{cases}$$

где $\ddot{\vec{g}}(t_n)$ – вторая производная вектора ускорения в момент времени t_n .

В моделях ускорения и моделях производных ускорения, используемых в полиномиальных функциях, учитывается влияние в разложении потенциала гравитационного поля Земли только второй зональной гармоники C_{20} .

Числовые расчёты проводятся для орбиты, параметры которой в течение суток изменяются так: модуль радиус-вектора от 7022,966 км до 7081,509 км, модуль вектора скорости от 7,489 км/с до 7,551 км/с, эксцентриситет от 0,003191 до 0,005188, наклон орбиты от 98,2654° до 98,2806°, долгота восходящего узла от 120,0302° до 121,0817°.

Проанализируем относительные затраты процессорного времени рассмотренных разновидностей комбинированного способа. В качестве эталонного способа прогнозирования выберем такой же метод численного интегрирования, как и в рассматриваемых примерах. При этом $\Delta PT_i = 1$, а $\Delta PT_e = 0,129$ для полиномиальной функции второго порядка, $\Delta PT_e = 0,266$ для полиномиальной функции третьего порядка, $\Delta PT_e = 0,475$ для полиномиальной функции четвертого порядка. Выбирая разные шаги экстраполяции и интегрирования, получаем разные значения относительных затрат времени (таблицы 1–3).

Во всех случаях $\Delta PT < 1$, что свидетельствует об уменьшении времени, затрачиваемого БЦВМ на вычисление вектора состояния КА, в случае использования рассмотренных разновидностей комбинированного способа вместо обычного способа прогнозирования численным интегрированием методом Рунге-Кутты четвертого порядка.

Далее оценим точность рассмотренных вариаций предложенного комбинированного способа. Поскольку их точность по отношению к выбранному эталону зависит от шага интегрирования и длительности интервала прогнозирования, то оценить её несложно, воспользовавшись известными способами.

Рассмотрим сферические погрешности отклонений. В качестве эталонов для расчёта этих погрешностей также выберем метод численного интегрирования Рунге-Кутты четвертого порядка с шагом 1 с. Для разных шагов экстраполяции и интегрирования получаем разные значения погрешностей (таблицы 1–3).

Длительность участков экстраполяции полиномиальной функцией в каждом представленном случае разная и равняется разности между соответствующим шагом интегрирования и шагом экстраполяции.

Сферические погрешности полиномиальных функций третьего и четвертого порядков при малых шагах экстраполяции практически одинаковы, что свидетельствует об их равнозначности в этих случаях. Величина их погрешностей обусловлена погрешностью не учёта гармоник в разложении потенциала гравитационного поля Земли. Самые большие сферические погрешности отклонений в полиномиальной функции второго порядка. Величина погрешностей обусловлена тем, что её методическая погрешность больше, чем погрешность неучёта гармоник. Более точной по результатам моделиро-

Таблица 1

Характеристики комбинированного способа прогнозирования численным интегрированием и экстраполяцией полиномиальной функцией второго порядка

Шаг экстраполяции, с	Шаг интегрирования, с							
	10			20			50	
	Относительные затраты времени	Сферические погрешности		Относительные затраты времени	Сферические погрешности		Относительные затраты времени	Сферические погрешности
		ΔR , м	ΔV , м/с		ΔR , м	ΔV , м/с		ΔR , м ΔV , м/с
1	0,2161	0,1838	0,0424	0,1726	0,8351	0,0894	0,1464	5,6108 0,2305
2	0,3032	0,2722	0,0741	0,2161	1,4465	0,1668	0,1638	10,527 0,4446
5	0,5645	0,1919	0,1148	0,3468	2,2980	0,3445	0,2161	22,391 1,0330
10	-	-	-	0,5645	1,5293	0,4584	0,3032	33,615 1,8331
25	-	-	-	-	-	-	0,5645	23,859 2,8620

Таблица 2

Характеристики комбинированного способа прогнозирования численным интегрированием и экстраполяцией полиномиальной функцией третьего порядка

Шаг экстраполяции, с	Шаг интегрирования, с								
	10			20			50		
	Относительные затраты времени	Сферические погрешности		Относительные затраты времени	Сферические погрешности		Относительные затраты времени	Сферические погрешности	
		ΔR , м	ΔV , м/с		ΔR , м	ΔV , м/с		ΔR , м	ΔV , м/с
1	0,3394	0,0105	0,0023	0,3027	0,0469	0,0049	0,2807	0,3121	0,0127
2	0,4128	0,0085	0,0021	0,3394	0,0429	0,0048	0,2954	0,3052	0,0127
5	0,6330	0,0035	0,0015	0,4495	0,0330	0,0045	0,3394	0,3016	0,0135
10	-	-	-	0,6330	0,0171	0,0043	0,4128	0,3241	0,0170
25	-	-	-	-	-	-	0,6330	0,2451	0,0328

Таблица 3

Характеристики комбинированного способа прогнозирования численным интегрированием и экстраполяцией полиномиальной функцией четвертого порядка

Шаг экстраполяции, с	Шаг интегрирования, с								
	10			20			50		
	Относительные затраты времени	Сферические погрешности		Относительные затраты времени	Сферические погрешности		Относительные затраты времени	Сферические погрешности	
		ΔR , м	ΔV , м/с		ΔR , м	ΔV , м/с		ΔR , м	ΔV , м/с
1	0,5275	0,0105	0,0023	0,5013	0,0466	0,0049	0,4855	0,3101	0,0127
2	0,5800	0,0083	0,0021	0,5275	0,0419	0,0047	0,4960	0,2976	0,0124
5	0,7375	0,0032	0,0013	0,6063	0,0291	0,0039	0,5275	0,2616	0,0116
10	-	-	-	0,7375	0,0129	0,0026	0,5800	0,2067	0,0103
25	-	-	-	-	-	-	0,7375	0,0807	0,0065

вания оказалась полиномиальная функция четвертого порядка, это объясняется полнотой учёта производных ускорения в её формульных схемах. В целом во всех случаях получены незначительные сферические погрешности отклонений, то есть все рассмотренные разновидности представленного комбинированного способа прогнозирования могут быть использованы при решении практических задач.

Таким образом, используя предлагаемый комбинированный способ прогнозирования численным интегрированием методом Рунге-Кутты и экстраполяцией полиномиальной функцией, можно уменьшить время, затрачиваемое БЦВМ при определении вектора состояния центра масс КА с требуемым шагом формирования, без снижения необходимой точности его расчёта. Для выбора порядка метода Рунге-Кутты, шага интегрирования, порядка полиномиальной функции и шага экстраполяции можно использовать предложенные характеристики: относительную затрату процессорного времени и сферические погрешности отклонений по радиусу-вектору и вектору скорости.

Заключение

1. Комбинированный метод прогнозирования параметров движения центра масс КА основан на использовании численного интегрирования методом Рунге-Кутты совместно с полиномиальной экстраполяцией с параметров движения центра масс КА.

2. Для выбора порядка метода и шага интегрирования, порядка полиномиальной функции и шага экстраполяции используются относительная затрата процессорного времени и сферические погрешности отклонений по радиусу-вектору и вектору скорости.

3. Полная погрешность предлагаемого способа в основном зависит:

- в конце шага интегрирования – от порядка метода численного интегрирования, шага интегрирования и полноты учёта возмущающих факторов в правых частях дифференциальных уравнений движения центра масс КА;

- на интервалах внутри шага интегрирования – от величины погрешности численного интегрирования, порядка полиномиальной функции, шага экстраполяции, формы представления производных радиуса-вектора и вектора скорости КА в полиномиальной функции и состава учтённых возмущений

в её модели ускорения и моделях производных ускорения.

4. Предложенный метод обеспечивает возможность уменьшения времени БЦВМ, затрачиваемого на вычисление вектора состояния КА с требуемым шагом формирования, без снижения требуемой точности его определения.

Литература

1. Дубошин, Г. Н. Справочное руководство по небесной механике и астероидике [Текст] / Г. Н. Дубошин. – М. : Наука, 1976. – 352 с.
2. Основы теории полета космических аппаратов [Текст] / под ред. Г. С. Нариманова, М. К. Тихонравова. – М.: Машиностроение, 1972. – 607 с.
3. Астрономический ежегодник на 2000 год [Текст] / Институт прикладной астрономии РАН, 1999. – 714 с.

Поступила в редакцию 4.02.2014, рассмотрена на редколлегии 12.02.2014

Рецензент: канд. техн. наук, доц. каф. систем управления летательными аппаратами Ю. А. Кузнецов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

КОМБІНОВАНИЙ МЕТОД ПРОГНОЗУВАННЯ ПАРАМЕТРІВ РУХУ ЦЕНТРА МАС КОСМІЧНОГО АПАРАТУ

В. І. Іванов

Метод, що пропонується, забезпечує можливість зменшення часу БЦОМ, для обчислювання вектора стану космічного апарату (КА) з потрібним шагом формування, без зниження точності його визначення. Мета досягається тим, що параметри руху центра мас КА обчислюються чисельним інтегруванням з шагом більшим, ніж шаг формування вектора стану КА. Для його визначення з потрібним шагом застосовується екстраполяція радіуса-вектора і вектора швидкості КА їх поліноміальними залежностями від радіуса-вектора та його похідних на початку шага інтегрування.

Ключові слова: космічний апарат, центр мас, прогнозування, вектор стану.

COMBINED METHOD OF CENTRE-OF-MASS SPACE CRAFT MOTION PARAMETERS PROGNOSTICATION

V. I. Ivanov

The offered method provides possibility of the on-board computer time diminishing, expended on the calculation of the space craft state vector with the required step of forming, without the decline of the required exactness of his determination. The put aim is arrived at by that centre-of-mass space craft motion parameters calculated by numerical integration with a step greater, than the required step of forming of the space craft state vector. For his determination with the required step used radius-vector and space craft state vector extrapolation by their polynomial dependences on a radius-vector and his derivatives at the beginning of integration step.

Keywords: space craft, centre-of-mass, prognostication, state vector.

Іванов Володимир Іванович – начальник сектора, науко-промислового підприємства Харитон-Аркас, Харків, Україна.

УДК 681.53

А. В. ЧУМАЧЕНКО, А. Е. ЛУКЬЯНОВИЧ, И. В. КОРСИЧЕНКО

НПП ХАРТРОН-АРКОС, Украина

СОЗДАНИЕ ПЕРСПЕКТИВНОГО ПРОГРАММНО-ТЕХНИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА ДЛЯ ИСПЫТАНИЙ НА РАДИАЦИОННУЮ СТОЙКОСТЬ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Рассматриваются этапы создания перспективного программно-технического комплекса для испытаний на радиационную стойкость космических аппаратов. Разрабатывается математическая модель расхода газовой среды для автоматизированной системы мониторинга объемной активности газовых сред. Полученные в ходе моделирования результаты апробированы на реальном исследовательском стенде с положительным результатом, обеспечивающим минимальное время переходного процесса относительно результатов натурных тестов

Ключевые слова: автоматизированная система радиационного контроля; математическая модель расхода газовых сред, ПИД-регулятор, расход газовых сред, радиационная стойкость, регулирование.

Введение

Быстрый рост космических услуг формирует жесткие конкурентные требования по стоимости аппаратуры систем управления и другой бортовой электроники космических аппаратов (КА). Лучшим решением в этом случае является применение менее дорогой элементной базы, чем типа «space» и «military» – элементной базы индустриального назначения. Именно индустриальные средства автоматики, такие как микроЭВМ, контроллеры, сетевые устройства, по своим функциональным возможностям и ряду эксплуатационных параметров оказываются пригодными для решения многих задач в составе бортовой аппаратуры (БА) КА. Препятствием к их использованию являются особые эксплуатационные требования, предъявляемые к аппаратуре КА, и, прежде всего, требования по обеспечению радиационной стойкости (РС).

РС аппаратуры определяет в основном срок активного существования и вероятность безотказной работы всего КА в целом [1].

Как правило, испытательные лаборатории, выполняющие радиационное облучение БА (т.е. подтверждающие РС аппаратуры), должны соответствовать строгим требованиям в части радиационного контроля (РК).

Наиболее важной частью систем РК испытательных лабораторий является система контроля радиоактивных выбросов через системы вентиляции, что обуславливается проблемой загрязнения окружающей среды как в лаборатории, так и на прилегающей местности, и, соответственно, вредного воздействия на человека.

Работа такой системы должна характеризоваться мгновенной реакцией на появление радиоактивных элементов в системе вентиляции и возможностью своевременного предупреждения персонала лаборатории. При проведении испытаний БА КА на РС в испытательных лабораториях необходимо контролировать, в том числе, уровень загрязнения воздуха, для чего должны применяться системы радиационного контроля.

С целью реализации данной характеристики может использоваться разработанный специалистами НПП «Хартрон-Аркос» программно-технический комплекс для определения объемной активности выбросов йодов, золь и инертных радиоактивных газов (ПТК АСКМ ОА).

1. Постановка задачи

АСКМ ОА характеризуется тем, что обеспечивает автоматический процесс отбора пробы из различных помещений с последующим измерением объемной активности газовой среды.

При этом существует задача, важная для процесса измерения, - обеспечение достоверности замеров путем поддержания заданного значения расхода газовой среды в линии отбора пробы [2].

Это связано с технологическими особенностями функционирования датчиков радиационного контроля объемной активности выбросов йодов, золь и инертных радиоактивных газов, для которых должен постоянно поддерживаться заданный уровень расхода газовой среды.

В связи с данной постановкой задачи были выполнены следующие этапы создания перспективного ПТК АСКМ ОА.

2. Проектирование, создание и натурные испытания

АСКМ ОА была спроектирована в четырех исполнениях: с датчиком РК инертных радиоактивных газов (ИРГ), датчиком РК аэрозолей, датчиком РК активных йодов и датчиком РК ИРГ (аварийное исполнение), представленных на рис. 1.

Постоянное переключение запорных шаровых кранов, деградация насосов, а также забивающиеся со временем фильтры и трубопровод являются причиной постоянного изменения скорости потока [2]. В связи с этим было принято решение автоматизировать процесс пробоотбора путем внедрения расходомера и регулятора (см. рис. 2), которые позволят поддерживать постоянное значение расхода.

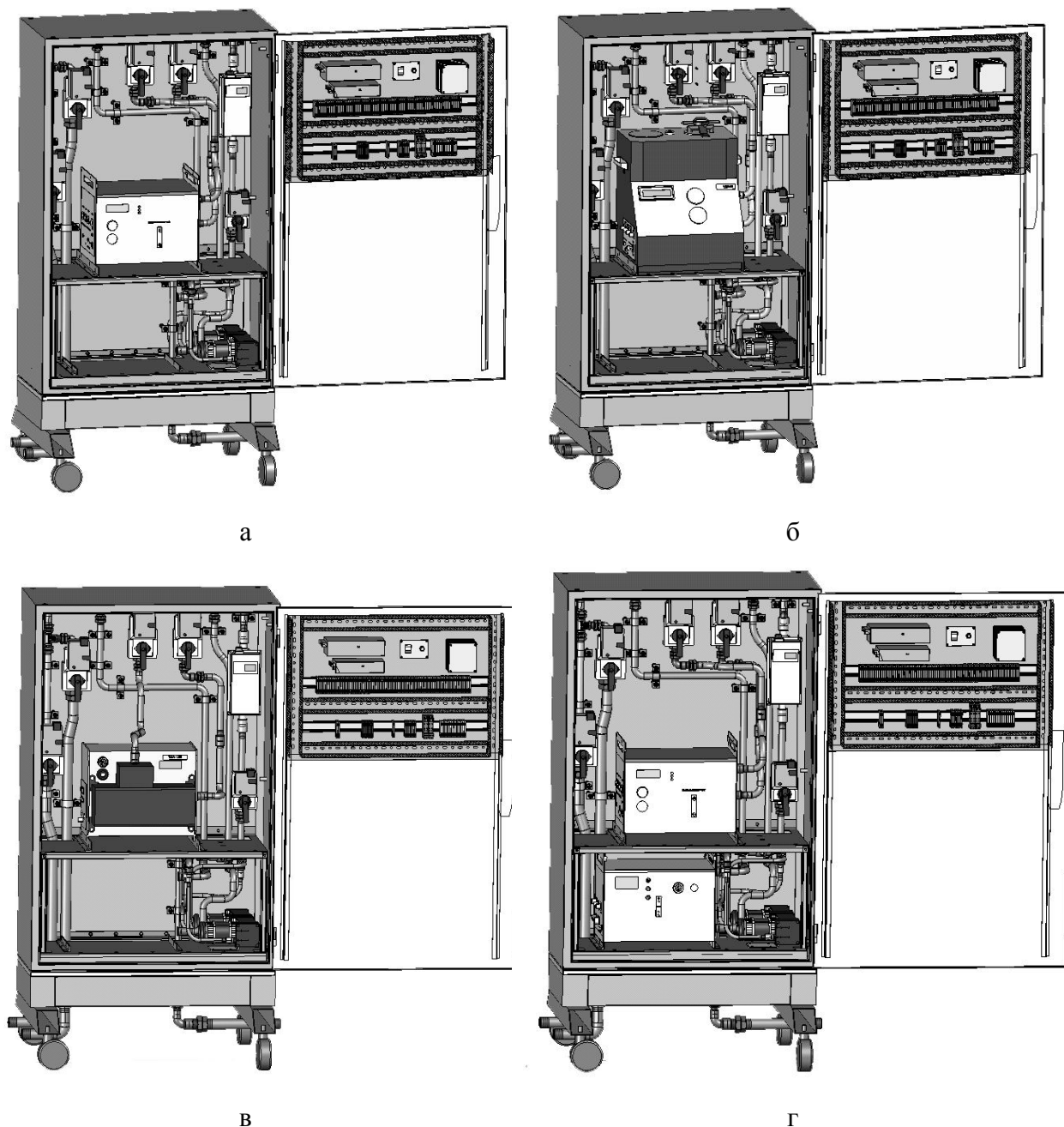


Рис. 1. Внешний вид АСКМ ОА НПП Хартрон-Аркас:
а – вариант исполнения: с датчиком РК инертных радиоактивных газов (ИРГ),
б – вариант исполнения с датчиком РК аэрозолей,
в – вариант исполнения с датчиком РК активных йодов
г – вариант исполнения с датчиком РК ИРГ (аварийное исполнение)

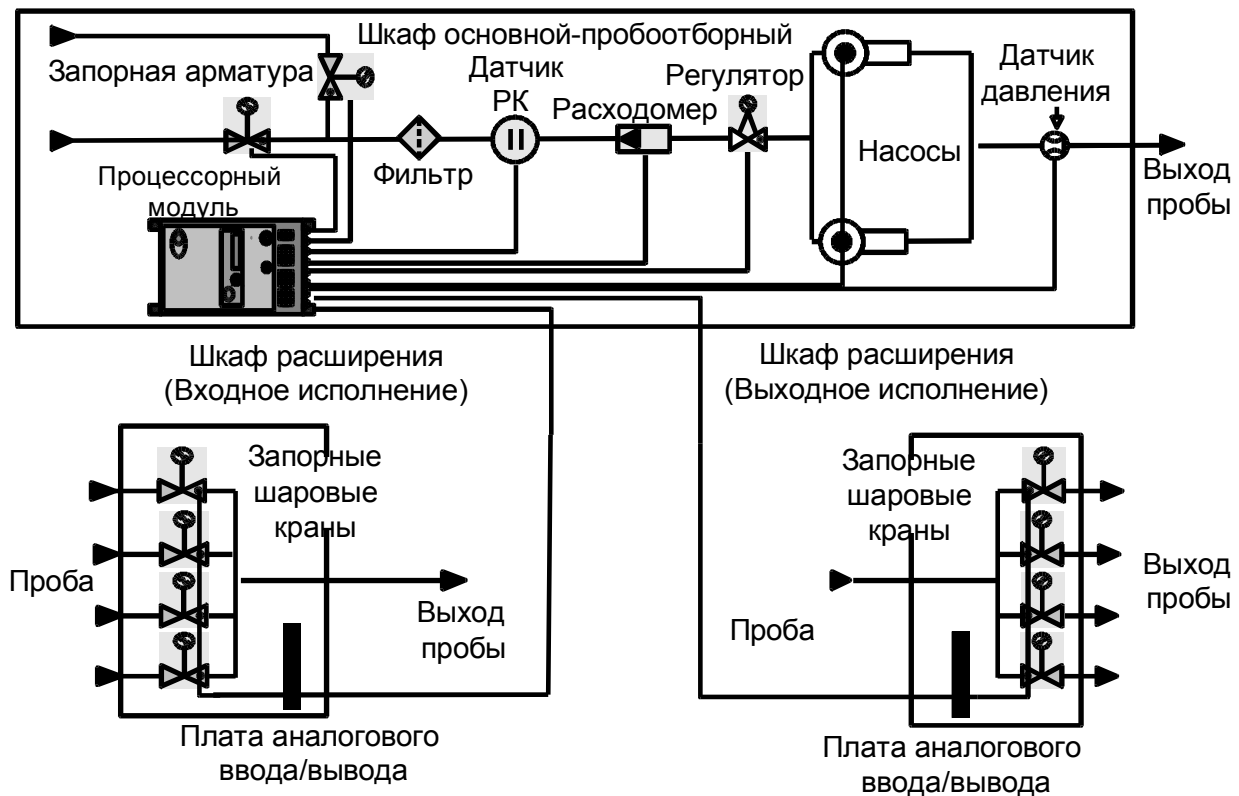


Рис.2. Структурная схема типового канала измерения АСКМ ОА газовой среды

Для исследования данного вопроса была создана исследовательская установка, представленная на рис. 3.

Для реализации регулирования в АСКМ ОА принято решение использовать классический ПИД-регулятор. Предварительно были рассмотрены структуры ПИД-регуляторов, наиболее часто используемых при регулировании и осуществлен анализ применимости данных ПИД-регуляторов для решения задачи регулирования расходом газовой среды АСКМ ОА с учетом нашей постановки задачи [2].

В качестве метода поиска коэффициентов был выбран «поиск по сетке» (для каждой точки внутри области устойчивости определяется время переходного процесса последующим определением глобального минимума) с построением области устойчивости исходя из критерия минимального времени переходного процесса, т.к. в системе при постоянном переключении запорной арматуры необходимо за кратчайший промежуток времени установить требуемый для датчиков РК расход [3].

На контроллере АСКМ ОА на языке C++ запрограммирован классический ПИД-регулятор с использованием интегрированной среды разработки Sun Studio и СУБД фирмы Oracle, функционирующих под управлением ОС RedHat Linux.



Рис. 3. Внешний вид АСКМ ОА
НПП Хартрон-Аркос

В процессе проведения натурных испытаний был проведен поиск по сетке с шагом $h_1=0,25$ по пропорциональной составляющей, шагом $h_2=0,5$ по дифференциальной составляющей и шагом $h_3=0,01$ по интегральной составляющей. Процесс считался

установившимся, если значение расхода составляло 35 л/мин с доверительным интервалом в 5%. В итоге были получены результаты, приведенные в [4].

Результаты для нулевой интегральной составляющей представлены на рис. 4-5.

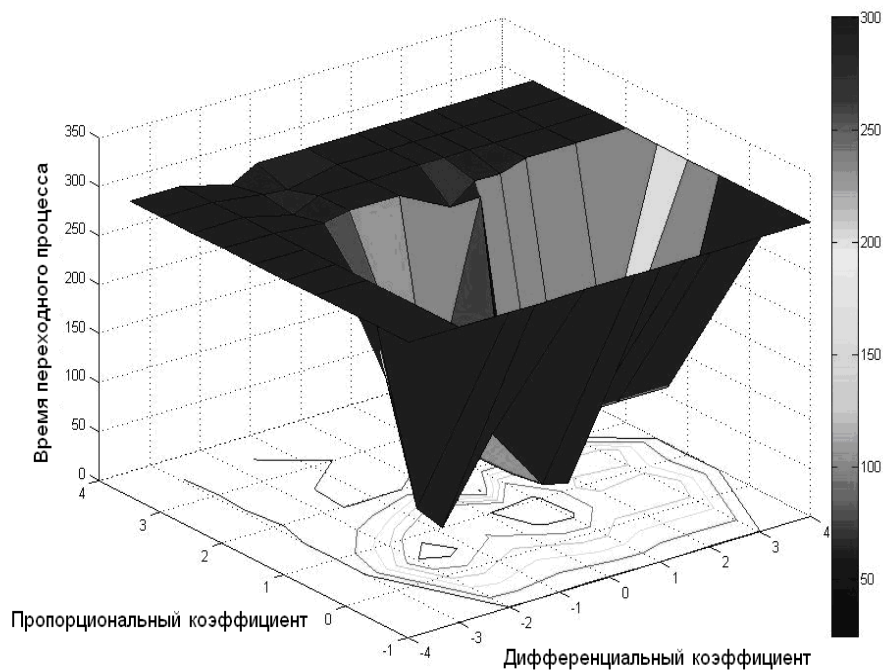


Рис. 4. Трехмерная область устойчивости с отображением времени переходного процесса

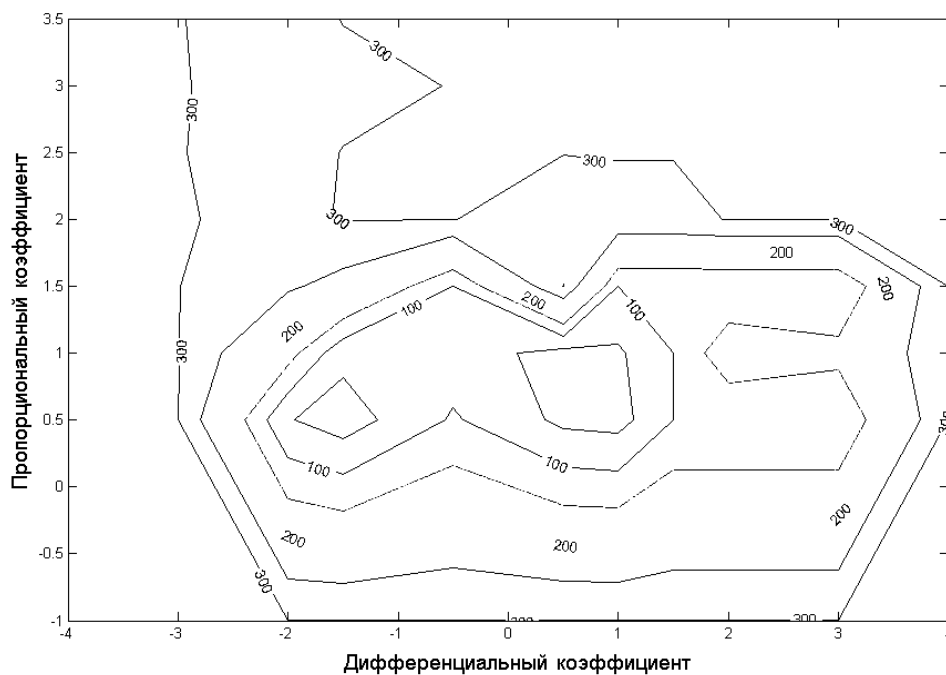


Рис. 5. Проекция области устойчивости на плоскость

Графики зависимости расхода и положения регулятора от времени для данных настроек приведены на рис. 6.

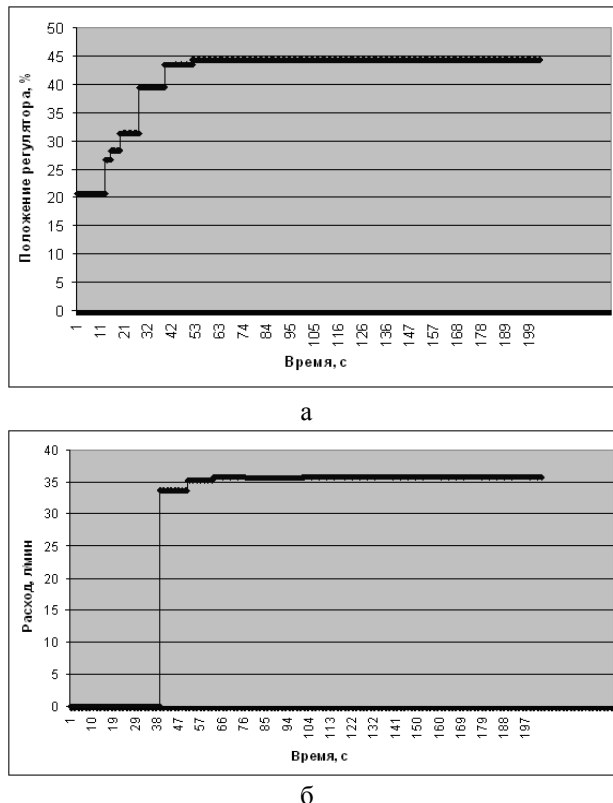


Рис. 6. График зависимости положения регулятора и расхода от времени:
а – зависимость положения регулятора от времени;
б – зависимость расхода от времени

Таким образом, минимальное время переходного процесса (38 с) обеспечивает классический ПД-регулятор с настройками $P_p=0,65$; $P_i=0$; $P_d=1,8$ [2].

3. Создание математической модели расхода газовой среды для уточнения настроек ПД-регулятора

Для улучшения характеристики ПТК в части процесса регулирования (минимальное время переходного процесса) предложена математическая модель, сформированная с использованием математического аппарата, который был разработан для расчетов характеристик вентиляционных систем. [5]

В публикации [4], авторы которой берут за основу классический математический аппарат, предлагается описывать неустановившееся движение воздуха по воздуховодам следующей системой дифференциальных уравнений в частных производных второго порядка:

$$\begin{cases} -\frac{\partial p(x, t)}{\partial x} = \frac{\lambda \rho}{8R_r} \partial v^2(x, t) + \rho \frac{\partial v(x, t)}{\partial t}, \\ -\frac{\partial v(x, t)}{\partial x} = \frac{1}{\rho c^2} \frac{\partial p(x, t)}{\partial t}, \end{cases} \quad (1)$$

где t – время от начала переходного процесса;

p – давление в трубопроводе;

x – длина рассматриваемого участка трубопровода;

λ – коэффициент гидродинамического трения;

R_r – гидравлический радиус трубопровода;

ρ – плотность газовой среды;

v – скорость перемещения газовой среды;

c – скорость звука в газовой среде.

Система уравнений (1) может быть преобразована в линеаризованный вид с введением параметра, определяющего расход газовой среды [5]:

$$\begin{cases} -\frac{\partial p(x, t)}{\partial x} = \frac{2a\rho}{S} Q(x, t) + \frac{\rho}{S} \frac{\partial Q(x, t)}{\partial t}, \\ -\frac{\partial Q(x, t)}{\partial x} = \frac{S}{\rho c^2} \frac{\partial p(x, t)}{\partial t}, \end{cases} \quad (2)$$

где $2a$ – линеаризованный коэффициент аэродинамического сопротивления;

Q – расход газовой среды;

S – площадь поперечного сечения трубопровода.

В системе уравнений (2) первое уравнение учитывает аэродинамическое сопротивление движения газовой среды и её инерционные свойства. Второе уравнение учитывает сжимаемость газовой среды, а в нашем случае для АСКМ ОА рассматриваемый участок трубопровода, на котором находятся регулирующая арматура и расходомер, не превышает одного метра, и данным уравнением можно пренебречь в связи с тем, что в публикации [4] обоснована несжимаемость газовой среды для коротких трубопроводов.

Оставшееся первое уравнение преобразовывается для получения зависимости расхода газовой среды в коротком трубопроводе от времени переходного процесса [5] следующим образом:

$$Q(t) = \frac{P_0}{2a\rho L/S} (1 - e^{-2at}), \quad (3)$$

где P_0 – давление в начальном сечении трубопровода;

L – длина трубопровода.

Полученная функциональная зависимость (3) является искомой математической моделью расхода

газовой среды для АСКМ ОА. При моделировании также необходимо учитывать зависимость расхода газовой среды от степени открытия регулирующей арматуры. Исходя из вышесказанного, запишем формулу (3) в следующем виде [4]:

$$Q(t, k) = \frac{P_0}{2a(k)\rho L / S(k)} (1 - e^{-2a(k)t}), \quad (4)$$

где k – процент открытия регулирующей арматуры.

Параметр давления в начальном сечении трубопровода формулы (4) определяется не только характеристиками насосного блока [7] установки АСКМ ОА, но и за счет потери давления из-за сопротивлений трубопроводной части АСКМ ОА, расположенной перед расходомером по потоку. Схема соединения трубопроводов и технологического оборудования АСКМ ОА представлена на рис. 3. Габаритные размеры стойки АСКМ ОА в которой расположена данная трубопроводная сеть – 1,2 м на 0,8 м.

До рассматриваемого нами участка трубопровода, начинающегося с расходомера и заканчивающегося регулирующей арматурой, расположен участок с несколькими запорными арматурами, датчиками радиационного контроля и различными по своей конфигурации трубопроводами. Для определения потери давления на данном начальном участке применим следующую формулу [6]:

$$\Delta p = \sum_{i=1}^n \zeta_i \frac{\rho v_i}{2}, \quad (5)$$

где i – элемент начального участка трубопроводной сети;

ζ_i – коэффициент сопротивления i -го элемента;

ρ – плотность газовой среды,

v_i – скорость газовой среды в i -ом элементе трубопроводной сети.

Расчеты, проведенные по формуле (5), с использованием данных из [6] показали незначительную потерю давления. Данный вывод подтверждается следующим результатом эксперимента, где при полностью открытой арматуре и включенном блоке насосов измеренный расход соответствует максимальному заявленному производителем насосов [7] и составляет 112 л/мин, что эквивалентно заявленному максимальному давлению в 1,3 бар. Таким образом, на входе в расходомер потери давления в пересчете из расхода не зафиксированы измерительным прибором.

В формуле (4) также присутствует ряд параметров, являющихся функциями от процента откры-

тия регулирующей арматуры, таких как [4]:

– линеаризованный коэффициент аэродинамического сопротивления, вычисляемый по следующей формуле [4]:

$$2a = \left(\frac{\lambda v}{8R_{\Gamma}} \right)_{cp}, \quad (6)$$

где λ – коэффициент трения газовой среды равный 0,0375 и вычисленный по формуле для ламинарного течения газовой среды, т.к. число Рейнольдса (Re) в нашем случае 2000 [6];

R_{Γ} – гидравлический радиус трубопровода, вычисляемый исходя из диаметра круглого трубопровода, который является функцией от процента открытия регулирующей арматуры. Здесь и далее принято допущение, что процент открытия регулирующей арматуры учитывается в виде линейной зависимости при вычислении геометрических характеристик трубопровода;

v – средняя по сечению и по времени скорость движения газовой среды в рассматриваемом участке трубопровода во время переходного процесса. В ходе экспериментов установлено значение равное 1,1 м/с;

– площадь поперечного сечения трубопровода, в вычисление которого также входит геометрический размер (радиус или диаметр) однодюймового трубопровода, который изменяется в зависимости от процента открытия регулирующей арматуры.

Дополнительно в формулу (4) входит параметр плотности газовой среды (ρ) равный 1,225 кг/м³ и параметр длины трубопровода округленного до 1 м.

Оценка адекватности предлагаемой математической модели расхода газовой среды в коротком трубопроводе выполнялась путем сравнения с реальными данными по расходу газовой среды, измеренными в ходе экспериментов на АСКМ ОА при различных значениях процента открытия регулирующей арматуры (см. рис.7).

С учетом описанных выше математических выкладок и реальных технологических ограничений был создан программно-математический блок, моделирующий работу пневматической схемы АСКМ ОА и пригодный для дальнейших исследований в части автоматизации процессов регулирования расхода газовых сред.

Таким образом, математическая модель расхода газовой среды для АСКМ ОА в виде функциональной зависимости (4) обеспечивает моделирование переходных процессов в зависимости от времени и процента открытия регулирующей арматуры, а погрешности работы уточненной модели относи-

тельно экспериментальных результатов приемлемы при всех режимах работы имитируемого технологического оборудования [4].

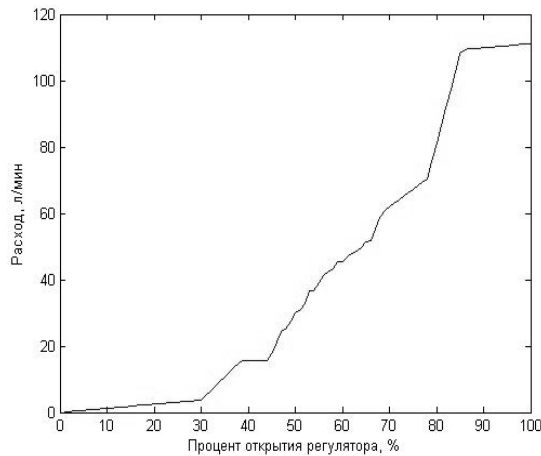


Рис. 7. Экспериментальная зависимость расхода газовой среды от процента открытия регулирующей арматуры АСКМ ОА

4. Уточнение настроек ПИД-регулятора с использованием полученной модели расхода газовых сред (вероятностная модель)

Построение математической модели объекта управления в виде расчетной схемы расхода газовой среды в зависимости от положения регулирующей арматуры [8] позволяет получать (строить) области устойчивости и выбирать оптимальные коэффициенты для различных законов управления с использованием специализированных сред инженерного моделирования без проведения натурных испытаний.

Применение вероятностного подхода, описанного в [8] позволило найти оптимальные настройки регулятора с максимальной вероятностью работоспособности, соответствующей минимальному времени переходного процесса регулирования газовой среды АСКМ. Создано программное обеспечение (ПО) в среде Simulink пакета MatLab, реализующее вероятностный подход. В результате был получен результат, приведенный на рис. 8.

Таким образом, окончательно определены пропорциональный и дифференциальный коэффициент — 0,75 и -1,89 соответственно. Время переходного процесса в этом случае составляет 32 секунды [8].

График расхода газовой среды от времени моделирования для этих значений пропорционального и дифференциального коэффициентов ПИД-регулятора приведен на рис. 9.

Данные настройки позволяют минимизировать время переходного процесса, что было проверено на реальной установке [9].

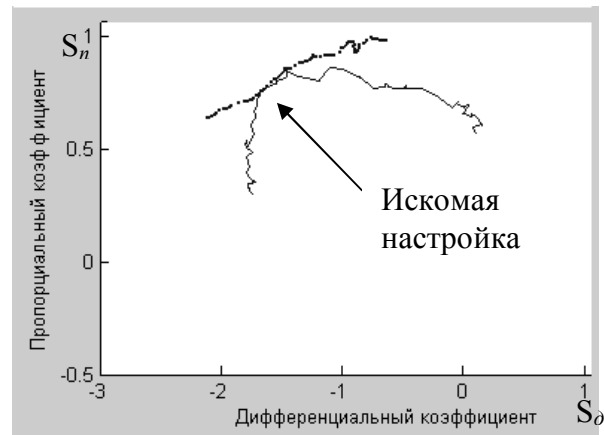


Рис. 8. Определение настроек ПД-регулятора при вероятностном моделировании

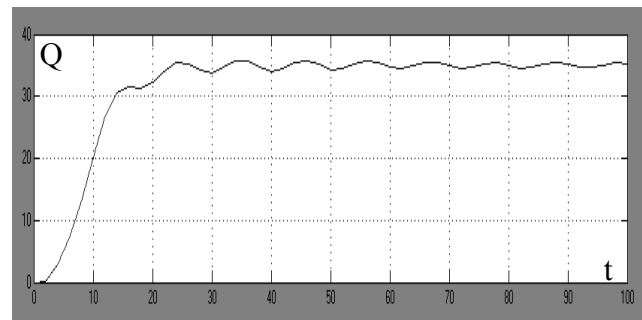


Рис. 9. Зависимости расхода газовой среды (Q , л/мин) от времени моделирования (t , с) при пропорциональном и дифференциальном коэффициентах — 0,75 и -1,89

Выводы

Основываясь на приведенных выше результатах поиска оптимальных настроек ПИД-регулятора для АСКМ ОА, сформулируем основные выводы:

- разработанный ПТК обладает высокими эксплуатационными характеристиками в части времени реакции при определении превышения ОА газовых сред;
- созданные в ходе проектирования математические модели прошли верификацию и пригодны для дальнейших исследований при создании систем автоматического регулирования расхода газовых сред аналогичных АСКМ ОА.
- данный ПТК пригоден для применения в системах РК испытательных лабораторий, которые выполняют тестирование на РС;
- применение разработанного ПТК перспективно в связи с модульностью его построения и по-

звolyет дооснащать испытательные лаборатории, производящие испытания БА КА на РС поэтапно.

Литература

1. Гобчанский, О. Повышение радиационной стойкости индустриальных средств автоматики в составе бортовой аппаратуры [Текст] / О. Гобчанский, В. Попов, Ю. Николаев // Современные технологии автоматизации. – 2001. – № 4. – С. 36-40.
2. Фирсов, С. Н. Особенности построения процесса регулирования для автоматизированной системы мониторинга объемной активности йодов, золь и инертных радиоактивных газов [Текст] / С. Н. Фирсов, А. В. Чумаченко, И. В. Корсиченко // Радіоелектронні і комп'ютерні системи. – 2012. – № 2. – С. 7-13.
3. Чумаченко, А. В. Построение процесса регулирования для автоматизированной системы радиационного контроля [Текст] / А. В. Чумаченко, И. В. Корсиченко // Вісник СевНТУ. – 2012. – № 133. – С. 389-395.
4. Фирсов, С. Н. Синтез ПИД-регулятора расхода газовых сред системы радиационного контроля [Текст] / С. Н. Фирсов, А. В. Чумаченко, И. В. Корсиченко // Интегрированные компьютерные технологии в машиностроении «ИКТМ-2011» :

тез. докл. Междунар. конф. 22-25 ноября 2011 г. – Харьков, 2011. – Том 2. – С. 14.

5. Баглей, С. Г. Дифференциальные уравнения неустановившегося движения воздуха по рудничным воздуховодам [Текст] / С. Г. Баглей, П. А. Воронин // Сборник научных трудов СевКавГТУ. – 2002. – № 1. – С. 17-29.
6. Идельчик, И. Е. Справочник по гидравлическим сопротивлениям [Текст] / И. Е. Идельчик. – М. : Машиностроение, 1992. – 672 с.
7. ЛБМВАК группа – мембранные микронасосы М71ВХ А.С. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.lbm.ck.ua/>. – 20.02.2012.
8. Чумаченко, А. В. Применение вероятностного подхода при определении оптимальных настроек ПИД-регулятора газовой среды для автоматизированной системы радиационного контроля [Текст] / А. В. Чумаченко // Радіоелектронні і комп'ютерні системи. – 2012. – № 4. – С. 134-139.
9. Чумаченко, А. В. Автоматизированный выбор “рабочей точки” внутри области устойчивости в плоскости параметров управляющего контура системы стабилизации ракеты-носителя [Текст] / А. В. Чумаченко // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 18. – Х., 2003. – С. 57-68.

Поступила в редакцию 7.02.2014, рассмотрена на редколлегии 12.02.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., декан инженерно-физического факультета Д. В. Бреславский, Национальный технический университет «Харьковский политехнический институт», Харьков.

СТВОРЕННЯ ПЕРСПЕКТИВНОГО ПРОГРАМНО-ТЕХНІЧНОГО КОМПЛЕКСУ ДЛЯ ВИПРОБУВАНЬ НА РАДІАЦІЙНУ СТІЙКІСТЬ КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ

О. В. Чумаченко, О. Є. Лук'янович, І. В. Корсиченко

Розглядаються етапи створення перспективного програмно-технічного комплексу для випробувань на радіаційну стійкість космічних апаратів. Створюється модель витрати газів для автоматизованої системи моніторингу об'ємної активності йодів, золь та інертних радіоактивних газів. Отримані в ході моделювання результати апробовано на реальному дослідницькому стенді з позитивним результатом, що забезпечує мінімальний час перехідного процесу відносно вже відомих результатів натурних тестів.

Ключові слова: автоматизована система радіаційного контролю, витрата газових середовищ, математична модель витрати газових середовищ, радіаційна стійкість, ПІД-регулятор, регулювання.

CREATION OF PERSPECTIVE PROGRAM-TECHNICAL COMPLEX FOR SPACECRAFT RADIATION HARDNESS TESTING

A. V. Chumachenko, A. E. Lukyanovich, I. V. Korsichenko

Features of creation of perspective program-technical complex for spacecraft radiation hardness testing are considered. The model of a gas flow rate for the automated system of monitoring of volumetric activity of iodine, particulate and noble gases is created. The positive modeling results are approved on the real research test-bed providing minimum transient time relatively already the known results of model tests.

Key words: automated radiation monitoring system, gas flow rate, mathematical model of gas flow rate, PID controller, radiation hardness, regulation.

Чумаченко Алексей Валентинович – канд. техн. наук, начальник отд. 13060, НПП ХАРТРОН-АРКОС, Харьков, Украина, e-mail: oleksiychumachenko@rambler.ru.

Лукьянович Александр Евгеньевич – канд. техн. наук, ведущий научный сотрудник отдела 13010, НПП ХАРТРОН-АРКОС, Украина.

Корсиченко Инна Владимировна – инженер I кат. отд. 13060, НПП ХАРТРОН-АРКОС, Харьков, Украина, e-mail: korsich@rambler.ru.

УДК 621.03

Ю. Б. ЮРЧЕНКО

НПП Хартрон-АРКОС, Украина

МЕТОДЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ОТКАЗОУСТОЙЧИВОСТИ ВСТРОЕННЫХ СИСТЕМ НА ОДНОКРИСТАЛЬНЫХ МИКРОКОМПЬЮТЕРАХ

Проведена оценка реализуемости заданных требований к вычислительной системе в рамках доступных аппаратных средств. Проанализированы пути оптимизации архитектур на базе применения параллельных систем при синтезе резервированных комплексов для особо тяжелых условий эксплуатации с длительным сроком активного функционирования. Обоснована целесообразность и проанализирована эффективность применения аппаратной синхронизации для контроля в резервированных структурах вычислительных систем.

Ключевые слова: встроенная система, отказоустойчивость, реконфигурируемая архитектура, уровень целостности.

Введение

Одним из требований к системам управления (СУ) аэрокосмического назначения является обеспечение истинности функционирования в течение заданного периода времени управления. Оценка [1] истинности функционирования в СУ критичного применения возлагается на контролируемую систему (рис. 1а.), обычно включающую в себя программный и аппаратный уровень обеспечения (рис. 1б.).

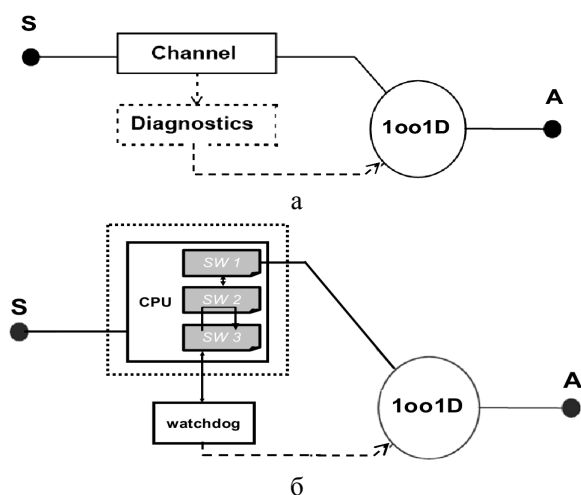


Рис. 1. Способы контроля состояния одноканальных систем

В функции контролирующей системы должны быть включены обнаружение факта отказа, его локализация и парирующее действие. Среди множества методов поддержания безотказного функционирования (рис. 2.) для построения системы под кон-

кретные задачи немаловажным является требование обеспечения непрерывности процесса управления в течение некоторого периода времени, являющегося особо критичным, несмотря на возникающие отказы.

Такие периоды функционирования в управляющих системах существуют, как при обеспечении аварийной защиты и недопущении лавинообразного развития событий с перерастанием в катастрофические последствия, так и при обеспечении планового завершения активного на данный период процесса. В частности, задача планового ведения процесса съемки характерна для СУ космических аппаратов (КА) зондирования Земли, при котором задействованы все системы спутника.

Цель – определить направления аппаратно-архитектурного построения системы управления и соответствующего выбора процессорных элементов для бортовых вычислительных комплексов перспективных КА.

Повышение скорости определения отказа

Анализ тенденций построения КА такого назначения показывает [2], что вне зависимости от класса спутника, аппаратура СУ представляет собой распределенную структуру оборудования с множеством периферийных процессоров, предназначенных для локального управления аппаратными средствами (рис. 3) при сохранении общей тенденции дублированной структуры аппаратуры КА. Поскольку периферийные контроллеры структурно одноканальные, то при таком подходе к построению СУ функционирование периферийного оборудования должно быть контролируемо центральным процессором.

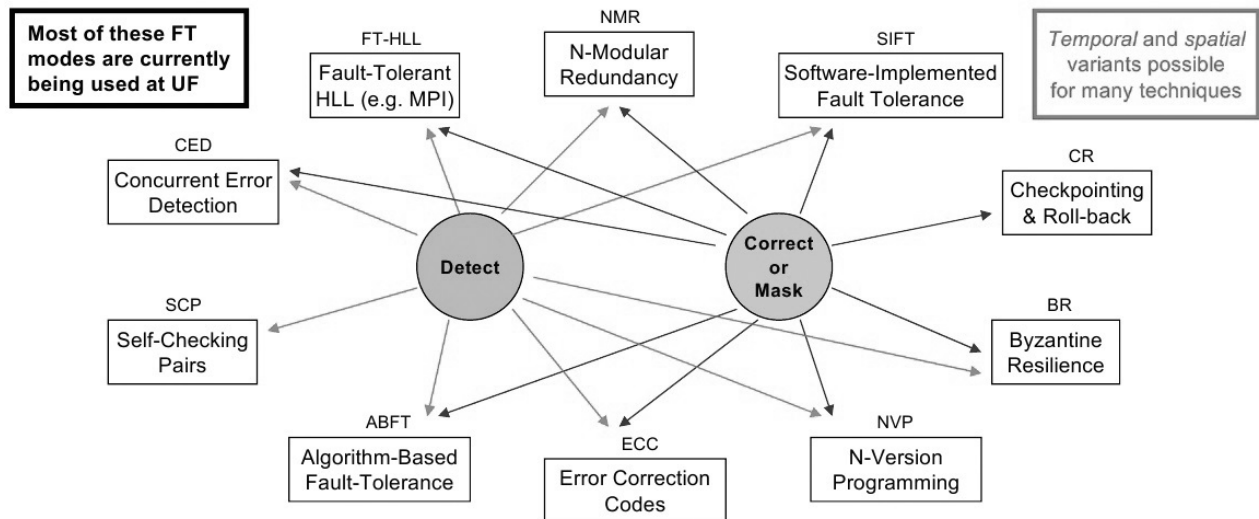


Рис. 2. Методы поддержания безотказного функционирования

При возникающих отказах в периферийных контроллерах для поддержания процесса без потери исполняемой функции время локализации дефектов должно быть достаточно малым, чтобы канал отказавшего оборудования безударно вывести из эксплуатации и оперативно включить резервный канал с параметрами данных на момент фиксации отказа. Таким образом, при построении канала периферийного оборудования необходимо вводить, как минимум, аппарат контроля [3].

Применение «faultRobust» технологии особенно эффективно для SoC- кристаллов [4] (рис. 4), поскольку есть необходимость и основную системную шину, и шину контроля, и память, и оборудование ввода-вывода, и аппарат «faultRobust» располагать только внутри кристалла. Данная технология предусматривает применение или очень емких кри-

сталлов, или гибридных сэндвичей типа «процессор-на-памяти».

Взяв за основу структуру процессора «Delta-4» [5] корпорация ARM для контроллерных ядер разработала отказоопределяющую архитектуру [6], введя аппаратное сравнение внутренних сигналов функционирования двух идентичных ядер процессоров с регистрацией несовпадения информации в том или ином оборудовании. При воздействии суммарно на кристалл того или иного фактора в определенный момент времени, вероятность того, что сбой будет вызван в функционировании однотипного оборудования высока. Поэтому, для определения факта сбоя произошедшего в определенный момент контролирующее оборудование должно выполнять идентичную функцию со сдвигом во времени.

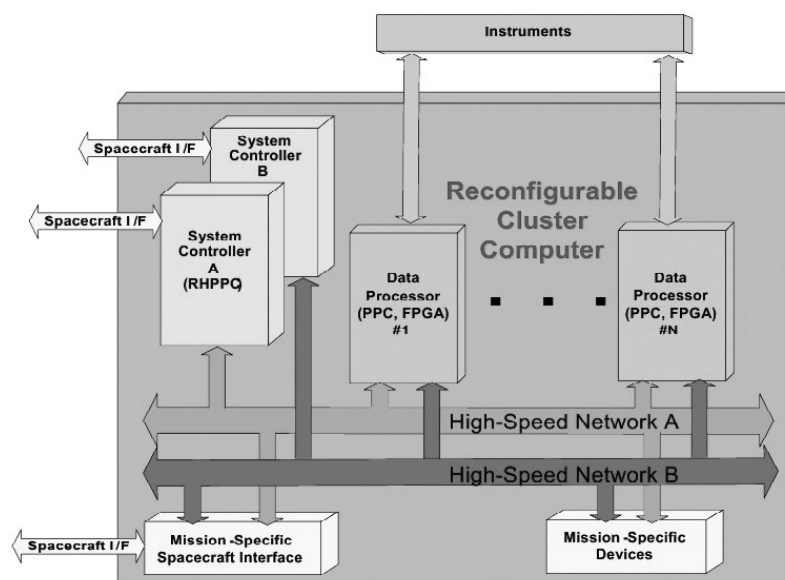


Рис. 3. Структура бортовых вычислительных комплексов КА

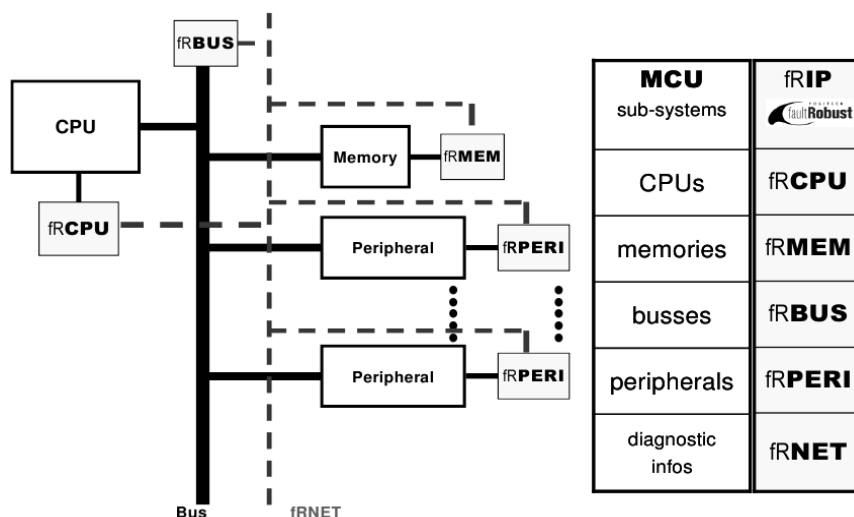


Рис. 4. Применение «faultRobust» технологии

Функционирование процессоров в таких системах должно быть аппаратно жестко связано по временным соотношениям, а временной сдвиг больше, чем длительность времени воздействия. Предложенный корпорацией Texas Instruments [7] временной сдвиг соответствует, в среднем, выполнению двух команд RISC процессора (рис. 5). Архитектура такого типа позволяет эффективно вести мониторинг узла собственными средствами.

Повышение скорости парирования отказов

Однако, при наличии зафиксированных сбоев отсутствует гарантия в достоверности информации, обрабатываемой данным контроллером и, как следствие, обычно предлагается для продолжения функционирования с подтверждением истинности решения о введении дополнительного канала «горячего»

резервирования. При этом не рассматривается случай того, что резервный канал идентичного оборудования, который функционирует параллельно, также подвергается риску сбоя за время воздействия. Причем сбой будет зафиксирован вне зависимости от того, где он произошел в master или checker оборудовании основного или резервного каналов. Таким образом, есть вероятность получения результата фиксации сбоев в обоих каналах резервирования, что не обеспечит дальнейшего выполнения программы функционирования с подтверждением гарантии истинности. В итоге, применяемая архитектура, фактически являющаяся четырехканальной, обладает только свойством быстрой фиксации сбоев, в отличие от также четырехканальной, но с византийским алгоритмом обеспечения отказоустойчивости [8], которая гарантирует истинность продолжения функционирования.

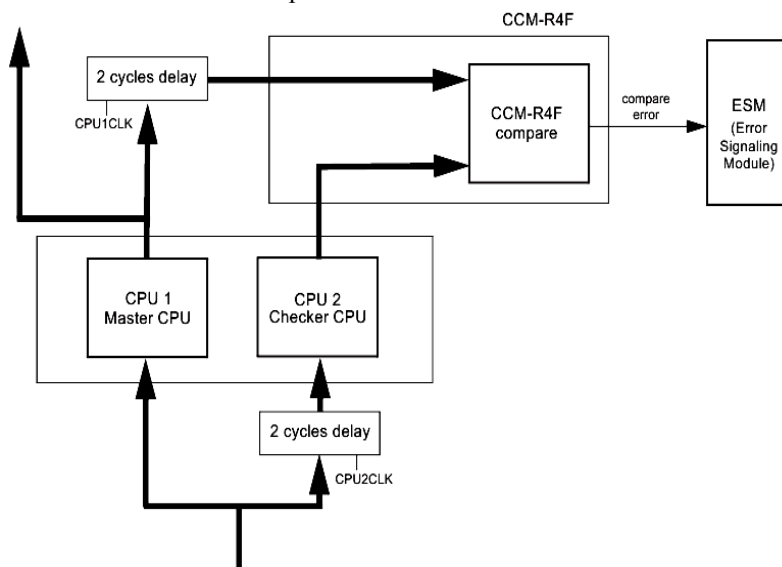


Рис. 5. Практическое применение «faultRobust» технологии

Следовательно, ни применение процессоров «faultRobust» технологии определения ошибок, ни наращивание канальности этих процессоров, при требовании ведения непрерывного вычислительного процесса с гарантией истинности в течение заданного времени нецелесообразно. При возникновении ошибки в такой системе требуется аппаратный рестарт ядра и последующее восстановление вычислительного процесса, что фактически прерывает постоянство функционирования на период времени превышающий допустимое. Исходя из оценочного анализа, следует вывод, что применение контроллеров «faultRobust» технологии в аппаратуре КА допустимо только в периферийных и сервисных модулях. При этом положительные стороны скоростного отказаопределения «faultRobust» используются в полной мере, и центральный управляющий модуль немедленно получает сигнал ошибки с указанием локализации.

Выбор структуры центрального процессорного блока в концепции [2] построения управления КА (рис. 6) состоит в обеспечении работоспособного состояния головной системы, а не только фиксации отказа и переключения на резервный канал, что обуславливает потерю управления в течение некоторого времени.

Практическое обеспечение устойчивости к отказам «на-лёту», реализуется путём применения «византийского» принципа. Однако, классическая четырёхканальная византийская структура явно избыточна по всем техническим параметрам. В минимуме, применение принципа «голосования большинством» для исключения ложных состояний и сохранения работоспособности требует трёх взаимосвязанных информационных потоков или идентичных каналов. Данный подход достаточно сложен в реализации на независимых процессорах [8], особенно при обеспечении синфазности для выборки команд из памяти программ и прохождения через

систему голосования в реальном темпе исполнения команд процессорами.

Применение технологии FPGA и возможности объёмов сверхбольших матриц к реализации в одном кристалле ядер процессоров позволило установить внутрисхемные модули голосования (рис. 7а). Такой подход реализован в процессоре фирмы Atmel для военных и космических применений [9]. Защита от сбоев в регистрах и элементах фазирования сигналов после комбинаторных схем реализуется на основе мажоритарной логики, что позволяет исключить сбои, возникающие по причине ошибок SEU (Single Event Upset). Временной сдвиг импульсов стробирования может быть задан пользователем в программе начальной настройки оборудования в пределах периода максимальной частоты функционирования (рис. 7б).

В последующем варианте исполнения данного процессора, со встроенным в корпус микросхемы дополнительного кристалла FPGA [10], предложенный способ применён по умолчанию также и для базовых ячеек кристалла программируемой пользователем логики. Это обеспечивает защиту от сбоев в аппаратуре интерфейсных модулей при построении сопряжения с периферийными блоками.

Однако, в отличие от контроллеров со встроенным «faultRobust» механизмом для всего кристалла, в вычислительных модулях на основе процессоров AT697 элементы памяти программ, памяти данных, периферийное оборудование устройств ввода-вывода располагаются вне кристалла. Учитывая требуемые для задач систем управления объёмы памяти в вычислительных модулях, получаем соотношение суммарной площади кристаллов элементов памяти к площади кристалла процессорного элемента, которое составляет более чем 3:1, а единственным доступным способом обеспечения отказоустойчивости на внешней магистрали есть встроенный в кристалл процессора механизм EDAC.

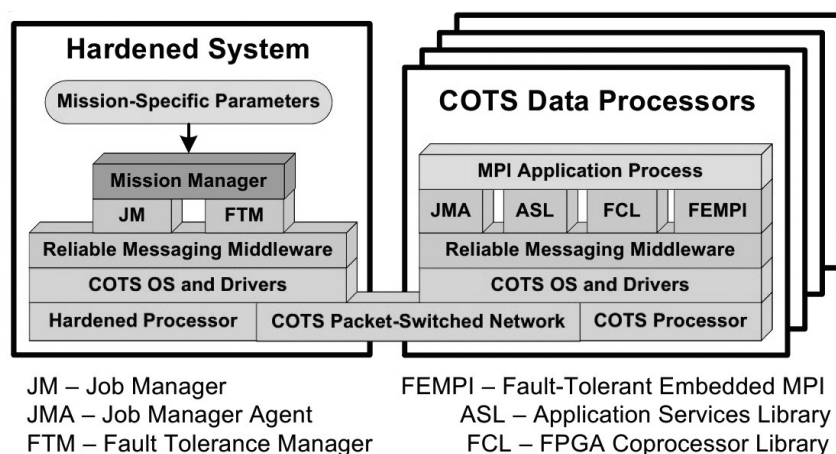


Рис. 6. Типовая концепция построения системы управления КА

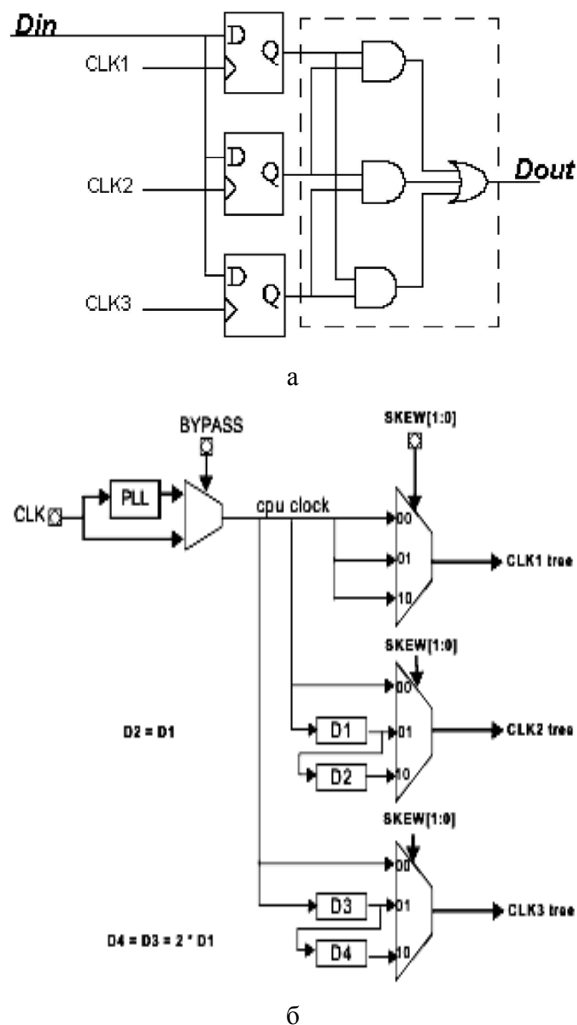


Рис. 7. Схема парирования сбоев в процессоре AT697F на основе византийского подхода с внутрикристалльным трёхканальным резервированием

Таким образом, обеспечение отказоустойчивости в модулях памяти выделяется в самостоятельную задачу, влияющую на выбор элементов и архитектуры периферийных устройств вычислительного модуля канала головного процессорного блока системы.

Заключение

Структурное представление бортового комплекса аппаратуры (рис. 3) подчиняется только общей концепции функционально-алгоритмического обеспечения отказоустойчивости системы управления.

Задача выбора структуры надёжности для каждого функционального узла в представляемой концепции должна решаться не только исходя из интегрального показателя надёжности узла, но и вклю-

чать временные параметры реакции на аппаратный отказ или сбой в его оборудовании.

Процесс выбора электронных компонент, планируемых к применению в аппаратуре бортовых систем управления, должен учитывать возможности и особенности функционирования встроенных средств определения и парирования отказов, представляемых производителями интегральных схем.

Комбинирование средств определения и парирования отказов при реализации каждого модуля, в пределах выбранной концепции, способствует улучшению характеристик надёжности.

Литература

1. Mariani, R. Comparing fail-safe microcontroller architectures in light of IEC 61508 [Electronic resource] / R. Mariani, P. Fuhrmann. – Access mode: http://cadal.cse.nsysu.edu.tw/seminar/seminar_file_pclee/pdf_1350895329.pdf. – 4.02.2014.
2. Advanced Space Computing with System System-Level Fault Tolerance [Electronic resource] / Grzegorz Cieslewski, Adam Jacobs, Chris Conger, Alan D. George. – Access mode: <http://www.cs.sandia.gov/CSRI/Workshops/2008/FaultTolerantSpaceborne/presentations/Cieslewski-UF-FTWorkshop-final2.pdf>. – 4.02.2014.
3. faultRobust technology [Electronic resource]. – Access mode: <http://www.fr.yogitech.com>. – 4.02.2014.
4. A single channel, fail-safe microcontroller to simplify SIL3 safety architectures in automotive applications [Electronic resource] / Dr. M. Baumeister, Dipl.-Ing. P. Fuhrmann, Philips, Aachen; Dr. R. Mariani, Yogitech, Pisa. – Access mode: <http://home.arcor.de/mbaumeister/veroeff/BadenBaden2007-Final.pdf>. – 4.02.2014.
5. Speirs, N. A. Using Passive Replicates in Delta-4 to provide Dependable Distributed Computing [Text] / N. A. Speirs, P. A. Barrett // Proc. 19th Int. Symp. on Fault-Tolerant Computing Systems (FTCS-19), (Chicago, MI, U.S.A). IEEE Computer Society Press. – 1989. – P. 184–190.
6. Lyons, W. Enabling Increased Safety with Fault Robustness in Microcontroller Applications ARM [Electronic resource] / W. Lyons. – Access mode: http://www.arm.com/files/pdf/Enabling_Increased_Safety_with_Fault_Robustness_in_MCU_Applications.pdf. – 4.02.2014.
7. TMS570LS3137 16/32-Bit RISC Flash Microcontroller [Electronic resource]. – Access mode: <http://www.ti.com/lit/ds/symlink/tms570ls3137.pdf>. – 4.02.2014.
8. Харченко, В. С. IOTS-подход: анализ вариантов структур отказоустойчивых бортовых

комплексов при использовании электронных компонент *Industry [Текст]* / В. С. Харченко, Ю. Б. Юрченко // *Chip News инженерная микроэлектроника*. – 2003. - № 7. – С. 28-39.

9. *Rad-Hard 32 bit SPARC V8 Processor AT697F [Electronic resource]*. – Access mode: <http://www.atmel.com/Images/doc7703.pdf>. – 4.02.2014.

10. *ATF697FF Rad- hard 32 bit SPARC V8 Re-configurable Processor DATASHEET [Electronic resource]*. – Access mode: <http://www.atmel.com/Images/doc41000.pdf>. – 4.02.2014.

Поступила в редакцию 6.02.2014, рассмотрена на редколлегии 12.02.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. компьютерных систем и сетей В. С. Харченко, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

МЕТОДИ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ВІДМОВСТІЙКОСТІ ВБУДОВАНИХ СИСТЕМ НА ОДНОКРИСТАЛЬНИХ МІКРОКОМП'ЮТЕРАХ

Ю. Б. Юрченко

Проведено оцінку реалізуємості заданих вимог до обчислювальної системи в межах доступних апаратних засобів. Проаналізовано шляхи оптимізації архітектур на базі застосування паралельних систем при синтезі резервованих комплексів для особливо тяжких умов експлуатації з тривалим строком активного функціонування. Обґрунтовано доцільність та проаналізовано ефективність застосування апаратної синхронізації для контролю в резервованих структурах обчислювальних систем.

Ключові слова: вбудована система, відмовостійкість, переконфігуруєма архітектура, рівень цілісності.

FAIL SAFETY SUPPORT METHODS IN EMBEDDED SYSTEMS ON SINGLE-CHIP MICROCOMPUTERS

Yu. B. Yurchenko

The estimation of a realizability of the given requirements to the computing system within the limits of accessible hardware is investigated. Ways of architecture optimization on the basis of application of parallel systems at synthesis of redundant complexes for especially severe conditions of maintenance with long term of the active functioning is analyzed. The expediency is justified and efficiency of application of hardware synchronization for control in redundant structures of computing systems is analyzed.

Keywords: embedded system, the fail safety, reconfigured architecture, integrity level.

Юрченко Юрий Борисович - канд. техн. наук, старший научный сотрудник, НПП Харитрон-Аркас, Харьков, Украина.

УДК 519.873:62-50(047)

А. С. КУЛИК

Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина

РАЦИОНАЛЬНОЕ УПРАВЛЕНИЕ РАБОТОСПОСОБНОСТЬЮ АЭРОКОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ ПРИ ДЕСТАБИЛИЗИРУЮЩИХ ВОЗДЕЙСТВИЯХ

Рассмотрены тенденции управления работоспособностью аэрокосмических объектов автоматического управления при дестабилизирующих воздействиях. Описаны особенности рационального управления такими объектами посредством нового принципа управления по диагнозу. Изложены модели и методы диагностирования и восстановления работоспособности многомерных объектов автоматического управления при дестабилизирующих воздействиях. Приведены результаты экспериментальных исследований по рациональному управлению работоспособностью различных макетных объектов автоматического управления.

Ключевые слова: объект автоматического управления, работоспособность, дестабилизирующее воздействие, принцип управления по диагнозу, рациональное управление, диагностирование, восстановление.

Введение

Современные и перспективные аэрокосмические объекты автоматического управления представляют собой большие, сложные и многофункциональные комплексы, состоящие из различных, по физическому принципу действия, многочисленных подсистем, блоков и связей, функционирующих в экстремальных условиях. Нештатные и аварийные ситуации с различными типами аэрокосмических летательных аппаратов [1-4] свидетельствуют о несовершенстве технологий проектирования всего их жизненного цикла и, в частности, о несовершенстве принципов, используемых при проектировании систем автоматического управления ориентацией и навигацией. Базовым принципом, применяемым в эксплуатирующихся системах автоматического управления аэрокосмическим объектом, остается классический принцип управления по отклонению. Внутренняя противоречивость этого принципа, состоящая в необходимости допустить отклонение от штатного функционирования, а затем его компенсировать, не позволяет разрабатывать системы управления эффективно парирующие штатные ситуации, т.е. поддерживающие требуемую работоспособность. Устранить такую противоречивость, исходя из истории становления и развития естествознания, можно в направлении поиска инструментальных средств самоорганизации, базируясь на идеях и положениях нового научного направления – синергетики [5].

Впервые возможность управления объектами в условиях априорной неопределенности посредством адаптации и обучения была обстоятельно представ-

лена Я. З. Цыпкиным. [6]. Одно из первых теоретических исследований по адаптации с помощью механизмов самоорганизации было проведено в Мас-сачусетском техническом университете R. Beard и представлено в его диссертации [7]. В этой работе предпринята попытка расширения функциональных возможностей принципа управления по отклонению, посредством введения в контур управления процедур диагностирования объекта автоматического управления, подверженного отказам функциональных элементов, и процедур парирования последствий отказов для класса линейных систем управления. Сложность проблемы самоорганизации автоматических систем управления при существенных возмущающих воздействиях привела к появлению новых научных направлений по диагностированию динамических систем [8-12] и по отказоустойчивым системам управления. [13-17]. В результате этих и других аналогичных исследований появилась возможность, диктуемая синергетической логикой, перехода на новый уровень управления автономными объектами, уровень, обеспечивающий более эффективное управление, как в штатных, так и в штатных ситуациях – рациональное управление. Ряд теоретических, прикладных и экспериментальных исследований [15, 16, 18, 21], свидетельствует о принципиальной возможности такого направления изысканий. Актуальной представляется необходимость разработки конструктивных моделей, методов и средств управления работоспособностью аэрокосмических объектов автоматического управления при дестабилизирующих воздействиях, приводящих к штатным ситуациям.

Основные положения рационального управления

Рациональное управление работоспособностью аэрокосмических объектов автоматического управления должно формироваться на едином методологическом подходе к обеспечению их работоспособности на всех этапах жизненного цикла и, соответственно, единых критериях оценки качества и эффективности.

Выявленные причины аэрокосмических аварий и катастроф [4] убеждают в актуальности автоматизации процессов диагностирования и нейтрализации для всех этапов жизненного цикла автономных летательных аппаратов различного назначения.

Для понимания сути и границ рационального управления представим его особенности в форме следующих положений.

1. Система автоматического управления аэрокосмическим объектом состоит из двух взаимосвязанных подсистем. Первая – это объект рационального управления, включающий объект управления, блок датчиков и блок приводов. Вторая – устройство рационального управления, реализованное с помощью отказоустойчивых цифровых аппаратных и программных средств преобразования и обработки информации.

2. Объект рационального управления подвержен действию как внешних возмущающих воздействий среды (колебания температуры, влажности и давления, электромагнитные поля, турбулентность и т.п.), так и внутренних (поломки, отказы, неисправности, сбой и т.п.). Все эти воздействия нарушают работоспособность объекта рационального управления, дестабилизируют его функционирование и поэтому названы дестабилизирующими воздействиями. Множество дестабилизирующих воздействий $-D = \{d_i\}$, $i = \overline{1, q}$ формируется на этапе проектирования объекта рационального управления.

3. Для описания процессов преобразования управляющих и дестабилизирующих воздействий в объекте рационального управления используются

линеаризованные математические модели первого приближения в пространстве состояний, отражающие с заданной точностью требуемые для рационального управления причинно-следственные связи.

4. Объект рационального управления должен быть снабжен аппаратными средствами, обеспечивающими возможность диагностирования его работоспособности с помощью блока датчиков и возможность восстановления работоспособности с помощью соответствующих средств в блоке приводов.

5. Рациональное управление базируется на новом принципе управления – по диагнозу, когда управляющие воздействия на объект рационального управления формируются в зависимости от полученной оценки дестабилизирующего воздействия $\hat{d}_i$. На рис. 1 представлена блок-схема такой системы автоматического рационального управления (САРУ).

Здесь ОРУ – объект рационального управления; УРУ – устройство рационального управления; $y(t)$ – вектор выходных переменных; $y_p(t)$ – расширенный вектор измеряемых переменных; $y'(kT_0)$ – оцифрованный вектор измерений; $u_3(kT_0)$ – вектор задающих воздействий.

6. Проектируется весь жизненный цикл САРУ на единой методологической основе с использованием как формализованных, так и слабоформализованных моделей процессов управления и дестабилизации, а также соответствующих методов синтеза.

7. ОРУ проектируется так, чтобы обеспечить его устойчивость, управляемость и наблюдаемость, а также диагностируемость одиночных дестабилизирующих воздействий.

Итак, рациональное управление базируется на принципе формирования управляющего воздействия по диагнозу текущей нештатной ситуации, вызванной дестабилизирующим воздействием. Цель рационального управления – это поддержание требуемого уровня работоспособности ОРУ при дестабилизирующих воздействиях $d_i \in D, i = \overline{1, q}$.

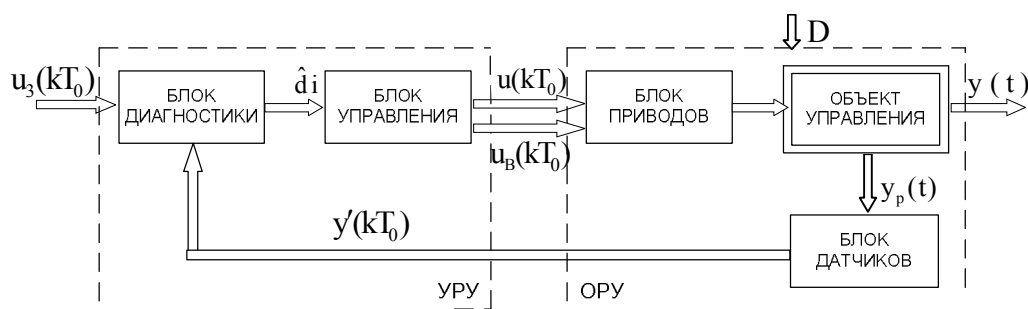


Рис. 1. Блок-схема системы автоматического рационального управления

Модели объектов рационального управления

В номинальном режиме функционирования ОРУ, т.е. при отсутствии дестабилизирующих воздействий, в результате линеаризации исходных нелинейных уравнений получаем такое описание в дискретном пространстве состояний:

$$\begin{aligned} x(k+1) &= Ax(k) + Bu(k) + \xi(k); \\ x(k_0) &= x_0; \\ y'(k) &= Cx(k) + v(k), \end{aligned} \quad (1)$$

где $x(k)$ - вектор состояния ОРУ; $x(k) \in X^n$;

$u(k)$ вектор управляющих воздействий; $u(k) \in U^r$;

$y'(k)$ - расширенный вектор измеряемых переменных; $y'(k) \in Y^m$;

$\xi(k)$ и $v(k)$ - векторы ошибок линеаризации, помех измерения;

A , B и C - матрицы соответствующих размерностей, отражающих преобразовательные свойства ОРУ;

k - номер дискрет, $k \in T$.

В аргументах переменных для упрощения записи опущен параметр T_0 - период квантования сигналов.

Дестабилизирующие воздействия приводят к изменению работоспособности ОРУ. Для аналитического описания этих изменений вводится множество параметров $\Lambda = \{\lambda_j\}_1^\mu$, характеризующих дестабилизирующие воздействия множества $D = \{d\}_1^q$. Для каждого λ_j известно подмножество возможных

действительных значений $\Omega_j \subset R^1$. Тогда в нештатных режимах ОРУ будет описываться следующими конечно-разностными уравнениями

$$\begin{aligned} \tilde{x}_j(k+1) &= A(\lambda_j)\tilde{x}_j(k) + B(\lambda_j)u(k) + \xi_j(k); \\ \tilde{x}_j(k_0) &= \tilde{x}_{j0}; \\ \tilde{y}'_j(k) &= C(\lambda_j)\tilde{x}_j(k) + v_j(k); j = \overline{1, \mu}, \end{aligned} \quad (2)$$

здесь $\tilde{x}_j(k)$ и $\tilde{y}'_j(k)$ - векторы, характеризующие нештатный режим. Изменение параметра λ_j характеризует проявление свойства дестабилизирующего воздействия, тогда $\Delta\lambda_j = \lambda_j - \lambda_{jn}$, где λ_{jn} - номинальное значение параметра, будет прямым признаком проявления. Косвенные признаки представляют собой отклонения векторов $\tilde{y}'_j(k)$ от вектора $\hat{y}_j(k)$, характеризующего номинальное поведение ОРУ,

т.е. $\Delta y'_j(k) = \tilde{y}'_j(k) - \hat{y}'_j(k)$, при малых $\Delta\lambda_j \ll \Delta\lambda_j^2$

и $\Delta y'_j(k) \ll (\Delta y'_j(k))^2$. В результате аналитической линеаризации получаем следующие уравнения дестабилизирующих движений:

$$\Delta x_j(k+1) = A\Delta x_j(k) + [A_j\hat{x}(k) + B_ju(k)]\Delta\lambda_j + \eta(k); \Delta x_j(k_0) = \tilde{x}_{j0}; \quad (3)$$

$$\Delta y'_j(k) = C\Delta x_j(k) + C_j\hat{x}(k)\Delta\lambda_j + \mu_j(k); j = \overline{1, \mu},$$

здесь A_j , B_j , C_j - функции чувствительности соответствующих матриц по параметру λ_j ;

$\hat{x}(k)$ - оценка вектора состояния;

$\eta_j(k)$ и $\mu_j(k)$ - векторы ошибок и помех.

Для анализа возможности по косвенным признакам $\Delta y'_j(k)$ установить наличие прямых признаков $\Delta\lambda_j$, $j = \overline{1, \mu}$ введено понятие диагностируемости. Диагностируемость - это свойство уравнений дестабилизирующего движения, характеризующее возможность однозначного установления факта наличия прямого признака любого дестабилизирующего воздействия из множества D по косвенным признакам в течение конечного времени.

В результате проведенных исследований был доказан ряд теорем и получены конструктивные критерии диагностируемости [19, 21], применимые и к ОРУ.

Критерий структурной диагностируемости.

Для структурной диагностируемости ОРУ в малом необходимо и достаточно, чтобы матрицы L_j , $j = \overline{1, \mu}$ были линейно независимы во всех попарных сочетаниях

$$L_j = \begin{bmatrix} A_j & B_j \\ C_j & 0 \end{bmatrix}. \quad (4)$$

Критерий сигнальной диагностируемости.

Структурно диагностируемый ОРУ- L^* будет сигнально диагностируем в малом, тогда и только тогда, когда векторы $L_j^*v(k)$, $j = \overline{1, \mu}$ линейно независимы во всех попарных сочетаниях. Здесь $v^T(k) = [\hat{x}(k) \ u(k)]$.

Использование критериев диагностируемости при проектировании ОРУ позволяет сформировать такую его структуру и выбрать такие режимы функционирования, которые обеспечивают с помощью аналитических моделей дестабилизирующих движений решение задачи диагностирования и получение однозначного диагноза.

Диагностирование работоспособности

Функциональное назначение блока диагностики (см. рис. 1) заключается в формировании диагноза $\hat{d}_i$. Разработка алгоритмического обеспечения блока базируется на решении задач, представленных на рис. 2.

В результате анализа и параметризации дестабилизирующих воздействий формируется множество прямых признаков $\Delta\lambda = \{\Delta\lambda_j\}_1^\mu$ для построения математических моделей, связывающих прямые признаки дестабилизации - $\Delta\lambda_j$ с косвенными - $\Delta y'_j(k)$, такие модели названы диагностическими моделями [21]. Система уравнений (3) представляет один из основных атрибутов таких моделей для каждой из последующих обратных в математическом плане задач.

Задача обнаружения дестабилизации заключается в обнаружении момента времени появления дестабилизирующего воздействия. Результатом решения этой задачи будут двучленные предикаты $Z_0 = S_2(\cdot)$, аргументами которых будут дискретные уравнения, полученные из соответствующих этой задаче диагностических моделей. Следующая задача – это локализация места дестабилизирующего воздействия. Решается она с помощью диагностических моделей локализации как обратная задача, в результате решения которой формируются предикаты $Z_{\text{л}} = S_2(\cdot)$. После выявления места дестабилизации определяется ее вид. Например, дрейф нуля, изменения коэффициента передачи, обрыв и т. п. Для установления конкретного физического вида дестабилизации, например, дрейф положительный,

величиной 1,2 В, с помощью диагностических моделей вида формируются предикаты $z_{\text{и}} = S_2(\cdot)$.

Полученные, в результате решения основных задач диагностирования, предикаты формируются в сбалансированное дихотомическое дерево, представляющее алгоритмическое средство для получения ответов на вопросы: когда появилась дестабилизация в работоспособности ОРУ? где место, конструктивная часть ее появления? и наконец, что за конкретный, физический ее вид?

Итак, структура используемых диагностических моделей для решения основных задач диагностирования описывается в общем виде следующими уравнениями:

$$\begin{aligned} \Delta x_j(k+1) &= G\Delta x_j(k) + [A_j \hat{x}(k) + B_j u(k)] \Delta \lambda_j + \eta(k); \quad \Delta x_j(k_0) = \tilde{x}_{j0}; \\ \Delta y'_j(k) &= C\Delta x_j(k) + C_j \hat{x}(k) \Delta \lambda_j + \mu_j(k); \quad j = \overline{1, \mu}, \end{aligned} \quad (5)$$

здесь матрица G характеризует динамику и зависит от типа используемых эталонных моделей. В более общем виде структуру диагностических моделей можно представить в форме функциональной связи прямых и косвенных признаков: $\Delta y_j(k) = \varphi(\Delta \lambda_j)$.

Тогда решение основных задач диагностирования это: $\Delta \hat{\lambda}_j(k) = \varphi^{-1}[\Delta y(k)]$ и формирование двучленных предикатных уравнений вида:

$$\begin{aligned} z_{\text{в}} &= S_2 \left\{ f \left[\Delta \hat{\lambda}_j(k) \right] - \delta \right\} = \\ &= \begin{cases} 1, & \text{если } f[\cdot] \geq \delta; \\ 0, & \text{если } f[\cdot] < \delta; \end{cases} \quad (6) \\ \forall k \in T, \quad \text{в} &\in \{0, \text{л}, \text{и}\}. \end{aligned}$$

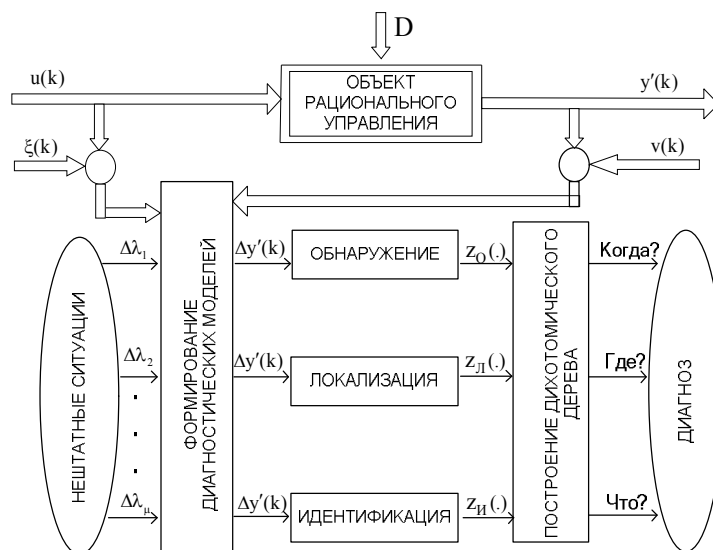


Рис. 2. Структуризация задач диагностирования

С помощью таких предикатных уравнений строится продукционная база знаний в форме сбалансированного по соответствующим критериям дихотомического дерева [21]. Продукционная база знаний о причинно-следственных связях в ОРУ позволяет осуществлять диагностирование в реальном масштабе времени с глубиной до парируемого вида дестабилизирующего воздействия.

Восстановление работоспособности

В блоке управления (см. рис. 1) формируется в соответствии с $u_3(kT_0)$ основное управляющее воздействие $u(kT_0)$ и производится в соответствии с полученным диагнозом выбор средств и формирование управляющих воздействий по восстановлению работоспособности $u_B(kT_0)$. На рис. 3 представлена совокупность основных задач при формировании $u_B(kT_0)$.

В общем виде процессы восстановления работоспособности ОРУ с помощью приведенных средств можно описать следующей системой рекуррентных уравнений:

$$\begin{aligned} \Delta y'(k+1) &= R\Delta y'(k) + Tf[\sigma(k)]; \\ \sigma(k+1) &= \sigma(k) + T_0 u_B(k); \Delta y'(k_0) = \tilde{y}_0, \end{aligned} \quad (7)$$

где R - $(m \times n)$ -матрица, отражающая инерционные свойства контура восстановления работоспособности;

T - $(m \times r)$ -матрица коррекции;

$f[\cdot]$ - r -мерный вектор нелинейных функций, описывающих средства восстановления;

T_0 - период квантования;

$\sigma(k)$ - вектор коррекции.

Для формирования вектора восстановления работоспособности $u_B(k)$ нужно обеспечить асимптотическое убывание к нулю вектора отклонений $\Delta y'(k)$. Это возможно с помощью использования второго метода А.М. Ляпунова [19]. Качество восстановления работоспособности описывается с помощью такой функции А.М. Ляпунова:

$$V[\Delta y'(k)] = \Delta y'^T(k) Q \Delta y'(k), \quad (8)$$

здесь Q - симметричная, положительная матрица. Из условия обеспечения определенной отрицательности первой разности функции (8) формируется алгоритм, обеспечивающий асимптотическую устойчивость, а, следовательно, и восстановления работоспособности с помощью воздействия следующего вида:

$$u_B(k) = -2\Delta y'^T(k) R^T Q^T [T^T Q T]^{-1}, \quad (9)$$

Качество восстановления работоспособности ОРУ обеспечивается соответствующим выбором матриц R , T и Q .

Экспериментальные исследования

На начальном этапе экспериментальных исследований отработка моделей, методов и средств рационального управления производилась сотрудниками кафедры систем управления летательными аппаратами при решении практических задач обеспечения отказоустойчивости блоков систем управления летательными аппаратами.

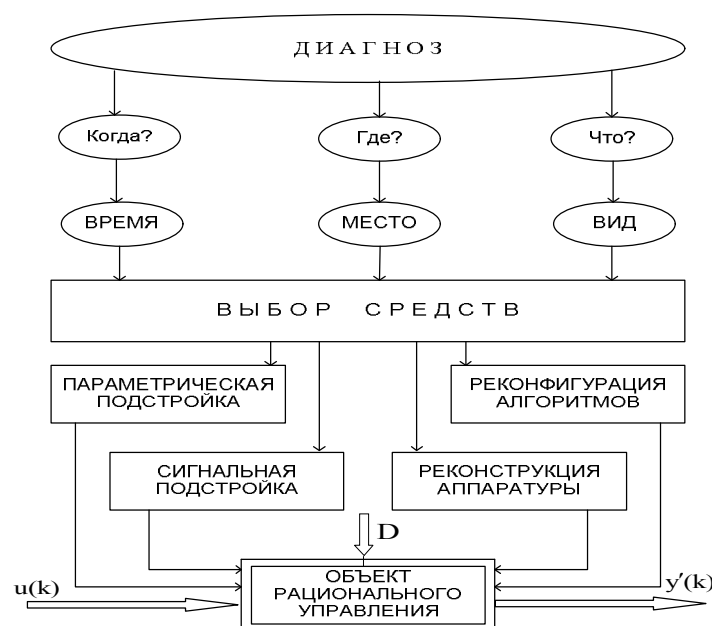


Рис. 3. Структуризация задач восстановления

На рис. 4 представлена функциональная схема стенда для исследования фрагмента блока отказоустойчивых датчиков для канала тангажа. Здесь ДУ – датчик угла тангажа; ДУС₁ и ДУС₂ – датчики угловых скоростей тангажа. На рис. 5 представлен общий вид стенда.

Для каждого датчика имитировалось 11 видов отказов, таких как дрейфы нуля, переориентация, изменение коэффициента передачи и др. Проведенные экспериментальные исследования по имитации, диагностированию и восстановлению работоспособности фрагмента блока свидетельствуют о приемлемой точности восстановления измерений $\hat{U}_v(k)$ и $\hat{U}_w(k)$ при единичных отказах датчиков. Аналогичные исследования проводились и для пневматических сервоприводов.

Дальнейшее исследование инструментальных средств производилось для микроспутника как объекта автоматической ориентации и стабилизации. Был разработан аппаратно-программный стенд для исследования элементов рационального управления микроспутником с избыточными структурами двигателей – маховиков и датчиков угловых скоростей. Внешний вид стенда показан на рис. 6.

Имитация 94 видов дестабилизирующих воздействий производилась как аппаратным, так и программным способом. На рис. 7 представлена экранная форма.

Результаты экспериментальных исследований такие:

- 1) время диагностирования от 0,15 с до 0,95 с;
- 2) время восстановления работоспособности микроспутника – от 0,54 с до 2,15 с;
- 3) погрешного углового позиционирования в пределах 2-3% от заданного.

Отработка рационального управления производилась также на макетных образцах беспилотных летательных аппаратов – дискообразном летающем изделии – рис. 8 и маневренном автономном летающем изделии – рис. 9.

Проведенные экспериментальные исследования свидетельствуют о принципиальной возможности рационально управлять такими аппаратами при дестабилизирующих воздействиях.

Описанные и другие экспериментальные исследования различных объектов аэрокосмической техники свидетельствуют о принципиальной возможности рационального управления посредством диагностирования в реальном масштабе времени с приемлемой точностью и оперативного восстановления работоспособности с допустимым качеством.

Заключение

В рациональном управлении сделаны только первые шаги, позволяющие понять суть проблемы управления автономными объектами в нештатных

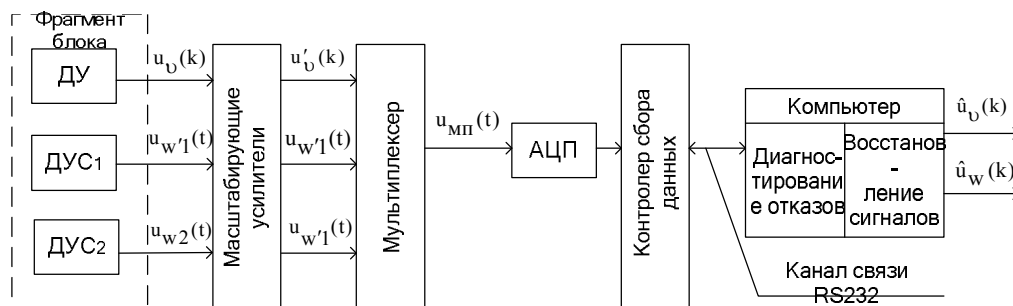


Рис. 4. Функциональная схема стенда для исследования фрагмента блока отказоустойчивых датчиков

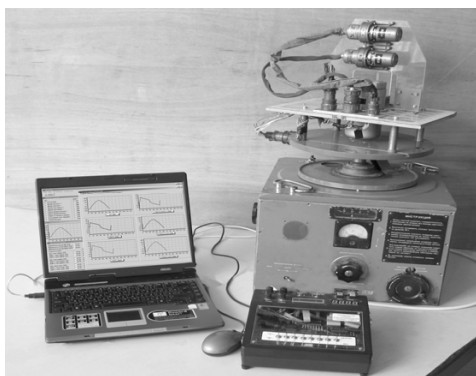


Рис. 5. Общий вид стенда для исследования фрагмента блока датчиков

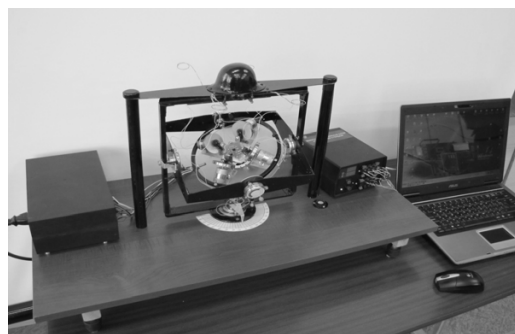


Рис. 6. Общий вид стенда для исследования рационального управления угловым положением микроспутника

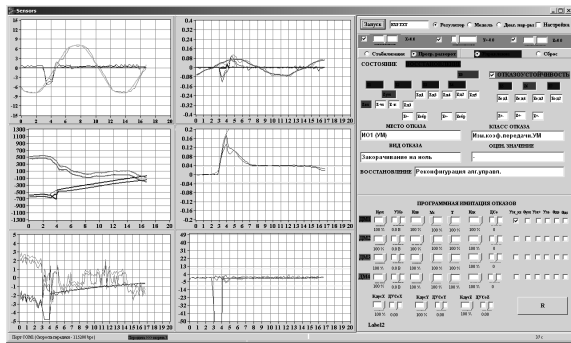


Рис. 7. Экранная форма программного обеспечения верхнего уровня



Рис. 8. Дiskoобразное летающее изделие



Рис. 9. Маневренное автономное летающее изделие

ситуациях, найти конструктивный подход к ее решению, базирующийся на идеях и положениях самоорганизации, традициях и инструментальных средствах теории автоматического управления. Результаты экспериментальных исследований на различных по функциональному назначению, устройству и принципу действия объектах свидетельствуют о принципиальной возможности рационально ими управлять как в штатных, так и нештатных ситуациях.

Перспективы дальнейших исследований видятся в таких направлениях.

Первое. Разработка других классов математических моделей, описывающих нештатные ситуации, т.е. диагностических моделей. Эти модели должны отражать не только возмущенное движение объекта в “малом”, а и в “большом”, с учетом нелинейных преобразовательных свойств реальных объектов рационального управления.

Второе. Оперативность и достоверность формирования диагноза существенно влияет на конечный результат: качество восстановления работоспособности и эффективность функционирования и эксплуатации аэрокосмических объектов. В этой связи актуальным представляется разработка более совершенных методов диагностирования динамических объектов в реальном масштабе времени.

Третье. Формирование средств восстановления работоспособности и их эффективное использование требует более совершенной формализованной основы. Поэтому перспективным видится направление разработки математических основ по многокритериальному выбору средств восстановления в реальном масштабе времени в соответствии с диагнозом.

Четвертое. Критериальные оценки качества и эффективности диагностирования, восстановления и в целом рационального управления находятся на качественном уровне. Такое обстоятельство обуславливает необходимость разработки формализованных критериев, позволяющих не только оценивать разработанные системы рационального управления, а находить более совершенные решения в процессе их проектирования.

Пятое. Масштабные экспериментальные исследования на пилотных объектах позволили бы конкретизировать отмеченные направления дальнейших теоретических исследований, сформировать объемы и технологию испытаний, получить убедительные количественные оценки перспективности рационального управления аэрокосмическими объектами.

Литература

1. Боевая живучесть летательных аппаратов / под ред. В. Ф. Леонтьева. – М.: Воениздат, 1983. – 248 с.
2. Рыженко, А. И. Причины авиационных происшествий с гражданскими и военными самолетами [Текст] : учеб. пособие / А. И. Рыженко, В. И. Рябков. – Х.: Харьк. авиац. ин-т, 1997. – 208 с.
3. Железняков, А. Б. Взлетая, падала ракета... [Текст] / А. Б. Железняков. – СПб.: Система, 2003. – 220 с.
4. Проектирование систем управления объектов ракетно-космической техники в 3 т. Т. 3. Экспериментальная отработка систем управления объектов ракетно-космической техники [Текст]: учебник / Ю. С. Алексеев, А. И. Батырев, Б. И. Батырев и др. ; под. общ. ред.. Ю. С. Алексеева,

Ю. М. Златкина, В. С. Кривцова, А. С. Кулика, В. И. Чумаченко. – Х. : Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. Ин-т», НПП «Хартрон-Аркас», 2012. – 472 с.

5. Haken, H. *Synergetics Introduction and Advanced Topics* [Text] / H. Haken // Springer - Verlag, Berlin Heidenberg, 2004. – 773 p.

6. Цыпкин, Я. З. *Адаптация и обучение в автоматических системах* [Текст] / Я. З. Цыпкин. – М. : Наука, 1968. – 400 с.

7. Beard, R. *Failure Accommodation in Linear Systems Through Self-Reorganization*. [Text] / R. Beard // Ph.D Thesis – MIT, Cambridge. 1971. – 364 p.

8. Willsky, A. S. *A Survey of Design Methods for Failure Detection in Dynamic Systems* [Text] / A. S Willsky // Automatica. – 1976. – vol. 12. – P. 601-611.

9. Clark, R. M. *Instrument Fault Detection* [Text] / R. M. Clark // IEEE Trans. On Aerospace and Electronic Systems. AES – 14. – 1978. – № 3. – P. 456-465.

10. Isermann, R. *Process Fault Detection Based on Modeling and Estimation Methods - A Survey* [Text] / R. Iserman // Automatica. – 1984. – vol. 20, № 4. – P. 387-404.

11. Frank, R. M. *Fault Diagnosis in Dynamic Systems using Analytical and Knowledge – Based Redundancy – A Survey and some new results* [Text] / R. M. Frank // Automatica. – 1990. – vol. 26, № 3. – P. 459-474

12. Kulik, A. S. *Fault Diagnosis in Dynamic Systems via Signal-Parametric Approach* [Text] / A. S. Kulik // IFAC / IMACS Symposium of Fault Detection, Supervision and Safety for Technical Process – Safeprocess '91, sept. 10-13, Baden-Baden / FRG. – 1991. – vol. 1. – P. 157-162.

13. Кулик, А. С. *Синтез систем, приспособляющихся к изменению параметров элементов и их отказам* [Текст] / А. С. Кулик, В. Г. Рубанов, Ю. Н. Соколов // Автоматика и телемеханика. – 1978. – № 1. – С. 96-107.

14. Kulik, A. *Synthesis Fault-Tolerant Dynamic Control Systems with Fault-Identification* [Text] / A. Kulik, V. Salyga, I. Sirodgie // Problems of Control and Internation Theory. – 1989. – vol. 18(1). – P. 48-54.

15. Kulik, A. *Sensor unit Fault-Tolerant Enhancement by means of Failure Diagnosis and Serviceability Restoration* [Text] / A. Kulik, A. Kozij // Proc. IFAC Workshop on Intelligent Autonomus Vehicles Southampton, UK, 1993. – P. 516-521.

16. Kulik, A. *Sensor unit Fault-Tolerant Support for a Guroscopic-Sensor Unit* [Text] / A. Kulik, A. Kozij // Engineering Simulation. – 1996. – vol. 13. – P. 955-966.

17. Isermann, R. *Fault-Diagnosis Systems an Introduction from Fault Detection to Fault Tolerance* [Text] / R. Isermann. – Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2006. – 475 p.

18. Кулик, А. С. *Становление и развитие рационального управления объектами в нештатных ситуациях* [Текст] / А. С. Кулик // Радіоелектронні і комп'ютерні системи. – 2007. – № 5(24). – С. 8-15.

19. Кулик, А. С. *Обеспечение отказоустойчивости систем управления* [Текст] : учеб. пособие / А. С. Кулик. – Х.: «Харьк. авиац. ин-т», 1991. – 90 с.

20. Kulik, A. *Control System fault-tolerant ensuring via self-organization* [Text] / A. Kulik // Proc. of Second International Conference "Intelligent System Engineering", Hamburg, 1994. – P. 461-466.

21. Кулик, А. С. *Сигнально-параметрическое диагностирование систем управления* [Текст] / А. С. Кулик. – Харьков.: Гос. аэрокосм. ун-т. "ХАИ"; Бизнес-Информ, 2000. – 260 с.

Поступила в редакцию 7.02.2014, рассмотрена на редколлегии 12.02.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. авиационных приборов и измерений Н. Д. Кошевой, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

РАЦІОНАЛЬНЕ УПРАВЛІННЯ ПРАЦЕЗДАТНІСТЮ АЕРОКОСМІЧНИХ ОБ'ЄКТІВ ПРИ ДЕСТАБІЛІЗУЮЧИХ ВПЛИВАХ

А. С. Кулік

Розглянуто тенденції управління працездатністю аерокосмічних об'єктів автоматичного управління при дестабілізуючих впливах. Описано особливості раціонального управління такими об'єктами за допомогою нового принципу управління за діагнозом. Викладено моделі і методи діагностування і відновлення працездатності багатовимірних об'єктів автоматичного управління при дестабілізуючих впливах. Наведено результати експериментальних досліджень щодо раціонального управління працездатністю різних макетних об'єктів автоматичного управління.

Ключові слова: об'єкт автоматичного управління, працездатність, дестабілізуючий вплив, принцип управління за діагнозом, раціональне управління, діагностика, відновлення.

RATIONAL CONTROL OF AEROSPACE OBJECTS OPERABILITY UNDER THE INFLUENCE OF THE DESTABILIZING ACTIONS

A. S. Kulik

The tendency of the aerospace automatic control objects operability control under the influence of the destabilizing actions is considered. The peculiarities rational controls of such objects by the new control principle by diagnose are described. The models and methods of the multidimensional automatic control objects diagnosing and recovery operability under the influence of the destabilizing actions are expounded. The results of the experimental researches on the rational control of different breadboard automatic control objects are given.

Key words: automatic control object, operability, destabilizing action, control principle by diagnose, rational control, diagnosing, recovery.

Кулик Анатолій Степанович – д-р техн. наук, професор, заведуючий каф. систем управління летальними апаратами, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

УДК 629.735.054 (083)

А. М. СУББОТА, В. Ф. СИМОНОВ, В. А. ХЛИВНЮК

Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина

РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМОВ РАБОТЫ БЛОКОВ ДИАГНОСТИРОВАНИЯ ДЛЯ СОВРЕМЕННЫХ ТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ

Рассматривается проблема проектирования отказоустойчивых систем управления, в структуре которых предусматривается наличие блока диагностирования. Для построения алгоритмов работы блоков диагностики как линейных, так и нелинейных систем рассмотрена возможность формирования вектора отказов путем введения его компонент в соответствующие составляющие вектора измерений. Поскольку, вследствие отказа одного из функциональных элементов, входящих в структуру системы, происходят соответствующие изменения переменных вектора состояния, то полученная разность между составляющими вектора измерения до события отказа в одном из элементов системы и после него позволяет сформировать алгоритм функционирования блоков диагностики.

Ключевые слова: алгоритм, вектор состояния, вектор измерения, вектор отказов, канал крена, канал рыскания, блоки диагностики.

Введение

Данный вопрос будем рассматривать по отношению к автономной системе автоматического управления (САУ) транспортным средством. При этом САУ транспортного средства спроектирована так, что автоматически обеспечивается устойчивость, управляемость, наблюдаемость, а также диагностируемость одиночных дестабилизирующих воздействий, то есть транспортное средство представляется как объект рационального управления (ОРУ), базирующегося на принципе формирования управляющего воздействия по диагнозу нештатной ситуации [1].

Таким образом, основной задачей блока диагностики любой рациональной системы управления является обнаружение отказа, выявление места, класса и вида отказа. При этом считаем, что достижение требуемого уровня отказоустойчивости динамической системы достигается за счет следующих основных процедур [1]:

- 1) обнаружение дестабилизирующего воздействия;
- 2) анализ и идентификация дестабилизирующего воздействия;
- 3) восстановление требуемого уровня работоспособности объекта рационального управления.

С целью конкретизации рассматриваемого вопроса в дальнейшем под дестабилизирующим воздействием будем понимать отказ работоспособности одного из функциональных узлов, входящих в состав системы.

Считаем, что отказать может любой функцио-

нальный элемент. При этом необходимо обнаружить факт отказа, найти место отказа, определить класс и вид отказа, принять рациональное решение о способе парирования отказа.

Традиционные методы диагностики отказов включают ограничители или специальные тестовые сигналы, которые дают возможность определения или установление факта возникновения дефекта или отказа. В случае отказа одного из функциональных элементов система диагностики отключает отказавший компонент и заменяет его резервным. При этом для повышения отказоустойчивости блоков или систем на таких объектах как ракеты-носители, космические аппараты, самолеты используют принцип троирования или так называемый принцип «два из трех». Однако такие средства отказоустойчивости могут быть применены при обеспечении безопасности полетов важнейших и дорогостоящих объектов.

Постановка задачи исследования

При большой номенклатуре элементов, находящихся в пределах одного изделия, применение метода троирования даже при современном уровне развития промышленности является невозможным. Поэтому современные методы диагностики и повышения отказоустойчивости должны базироваться на алгоритмических методах сокращения количества элементов, основываясь на соответствующих математических моделях и диагностических алгоритмах.

Отсюда вытекают задачи о рассмотрении вопроса правомерности применимости идентичности подходов к разработке блоков диагностики как для

линейных, так и для нелинейных систем при условии, что для их функционирования не допускается использование дополнительных аппаратных средств и перевода динамической системы при её нештатном функционировании в режим отработки пробных сигналов для идентификации отказавших блоков.

Получение информации о возникновении отказа при функционировании нелинейной системы

Рассмотрим в общем виде применение алгоритмического резервирования, применительно к нелинейной системе, считая, что состоянию нормального функционирования соответствует «вектор отказов» $f(t)=0$ [3,4]. В качестве примера рассмотрим обобщенную систему второго порядка, описываемую следующими нелинейными уравнениями состояния и измерений:

$$\begin{cases} \dot{X}_1 = -X_1 + X_2^2 + U + f_1; \\ \dot{X}_2 = -2X_2 + f_2; \\ Y = X_1 + f_3, \end{cases} \quad (1)$$

где $\bar{f} = [f_1, f_2, f_3]^T$ – вектор отказов;

$\bar{X} = [X_1, X_2]^T$ – вектор состояний;

U – управление.

После дифференцирования третьего уравнения системы (1) и совместного решения с первым уравнением, получим:

$$\dot{Y} = -X_1 + X_2^2 + U + f_1 + \dot{f}_3. \quad (2)$$

Далее найдем вторую производную выражения (2) и, учитывая первое и второе уравнение системы (1), получим:

$$\ddot{Y} = X_1 - 5X_2 + \ddot{U} + \ddot{f}_1 + \ddot{f}_3 - \dot{f}_1. \quad (3)$$

На основании выражений (1), (2) и (3) имеем следующие составляющие состояния вектора измерений:

$$\bar{Y} = \begin{pmatrix} Y \\ \dot{Y} \\ \ddot{Y} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} X_1 + f_3 \\ -X_1 + X_2^2 + U + f_1 + f_3 \\ X_1 - 5X_2 + \dot{U} + U + \dot{f}_1 + f_3 - f_1 \end{pmatrix}. \quad (4)$$

Для нормально функционирующей системы вектор измерений представим в виде:

$$\bar{Y}_0 = \begin{pmatrix} Y_0 \\ \dot{Y}_0 \\ \ddot{Y}_0 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} X_1 \\ -X_1 + X_2^2 + U \\ X_1 - 5X_2 + \dot{U} - U \end{pmatrix}. \quad (5)$$

Совместное решение выражений (4) и (5), осуществляемое блоком диагностики, позволяет найти составляющие f_i , $i = 1, 3$ вектора отказа:

$$\Delta \bar{Y} = \begin{pmatrix} Y - Y_0 \\ \dot{Y} - \dot{Y}_0 \\ \ddot{Y} - \ddot{Y}_0 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} f_3 \\ f_1 + f_3 \\ \dot{f}_1 - f_1 + f_3 \end{pmatrix}. \quad (6)$$

Таким образом, на базе анализа изменений составляющих вектора измерений может быть установлена природа составляющих вектора отказов, их вид, класс и соответственно выработан алгоритм реконфигурации системы с целью восстановления требуемого уровня работоспособности объекта рационального управления.

Получение информации о возникновении отказа при функционировании линейной системы

В качестве исходной системы выберем канал крена самолета со статическим автопилотом. Уравнение, описывающее движение самолета по углу крена, представлено в виде уравнения, описывающего вход-выход системы управления [2]:

$$(s^2 + n_{22}s)\Gamma(s) = -n_{\Delta}\Delta_{\Delta}(s), \quad (7)$$

где n_{22} и n_{Δ} – постоянные коэффициенты, характеризующие соответственно динамику самолета по крену и эффективность его органов управления по крену, то есть элеронов,

$$\Delta_{\Delta}(s) = K_{\gamma}(\Gamma(s) - \Gamma_3(s)) + K_{\dot{\gamma}}s\Gamma(s). \quad (8)$$

Структурная схема канала крена со статическим автопилотом представлена на рис. 1

Решая уравнение (7) соответственно с уравнением (8), получим:

$$(s^2 + a_1s + a_2)\Gamma(s) = a_2\Gamma_3(s), \quad (9)$$

где $a_1 = n_{22} + n_{\Delta}K_{\dot{\gamma}}$; $a_2 = n_{\Delta}K_{\gamma}$.

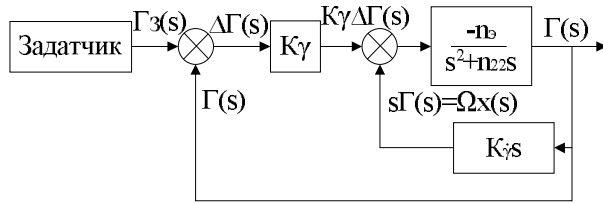


Рис. 1. Структурная схема канала крена со статическим автопилотом

Выражение (9) запишем в таком виде:

$$\ddot{\gamma} + a_1 \dot{\gamma} + a_2 \gamma = a_2 \gamma_3, \quad (10)$$

откуда

$$\ddot{\gamma} = -a_2 \gamma - a_1 \dot{\gamma} + U, \quad (11)$$

где $U = a_2 \gamma_3$ – задающее воздействие.

Для системы второго порядка могут быть введены две переменные вектора состояния:

$$\begin{cases} X_1 = \gamma; \\ X_2 = \dot{\gamma} = \omega_X, \end{cases} \quad (12)$$

где γ и ω_X – угол и угловая скорость крена, которые измеряются соответственно датчиком крена (ЦГВ) и датчиком угловой скорости (ДУС).

Тогда уравнения состояния и выхода могут быть представлены в следующем виде:

$$\begin{cases} \dot{X}_1 = X_2; \\ \dot{X}_2 = -a_2 X_1 - a_1 X_2 + U; \end{cases} \quad (13)$$

$$\begin{cases} Y_1 = X_1; \\ Y_2 = X_2. \end{cases} \quad (14)$$

При наличии отказа в системе выражения (13) и (14) запишем в таком виде:

$$\begin{cases} \dot{X}_1 = X_2 + f_3; \\ \dot{X}_2 = -a_2 X_1 - a_1 X_2 + U + f_2; \end{cases} \quad (15)$$

$$\begin{cases} Y_1 = X_1 + f_3; \\ Y_2 = X_2 + f_4, \end{cases} \quad (16)$$

где $f = [f_1, f_2, f_3, f_4]^T$ – вектор отказа.

После нахождения производных компонент вектора измерений (16), подстановки полученных результатов в компоненты вектора состояний (15) и разрешения исходного выражения относительно Y_i и $\dot{Y}_i$, $i = \overline{1, 2}$, получим:

$$\begin{cases} Y_1 = X_1 + f_3; \\ Y_2 = X_2 + f_4; \\ \dot{Y}_1 = X_2 + \dot{f}_3; \\ \dot{Y}_2 = -a_2 X_1 - a_1 X_2 + U + \dot{f}_3 + \dot{f}_4. \end{cases} \quad (17)$$

Выражения (17) при отсутствии отказа могут быть представлены в виде:

$$\begin{cases} Y_{10} = X_1; \\ Y_{20} = X_2; \\ \dot{Y}_{10} = \dot{X}_2; \\ \dot{Y}_{20} = -a_2 X_1 - a_1 X_2 + U + f_3 + \dot{f}_4. \end{cases} \quad (18)$$

Тогда составляющие вектора отказа могут быть вычислены как

$$\Delta Y = \begin{pmatrix} Y_1 - Y_{10} \\ Y_2 - Y_{20} \\ \dot{Y}_1 - \dot{Y}_{10} \\ \dot{Y}_2 - \dot{Y}_{20} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} f_3 \\ f_4 \\ \dot{f}_3 \\ \dot{f}_2 + \dot{f}_4 \end{pmatrix}. \quad (19)$$

С другой стороны, учитывая наличие измерителей (датчика угла крена γ и датчика угловой скорости $\dot{\gamma} = \omega_X$), выражение (19) запишем так

$$\Delta Y = \begin{pmatrix} \gamma - \gamma_0 \\ \omega_X - \omega_{X0} \\ \dot{\gamma} - \dot{\gamma}_0 \\ \dot{\omega}_X - \dot{\omega}_{X0} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} f_3 \\ f_4 \\ \dot{f}_3 \\ \dot{f}_2 + \dot{f}_4 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \Delta \gamma \\ \Delta \omega_X \\ \Delta \dot{\gamma} \\ \Delta \dot{\omega}_X \end{pmatrix}. \quad (15)$$

На базе выражений (20) алгоритм работы блока диагностики при идентификации составляющих вектора отказа $f = [f_1, f_2, f_3, f_4]^T$ может быть представлен в виде (рис. 2).

Как следует из вышесказанного, составляющие вектора отказа, несущие соответствующую смысловую нагрузку (например, f_3 – полный отказ датчика угла крена, f_1 – изменение крутизны статической характеристики датчика угла крена, f_4 – полный отказ ДУС, f_2 – изменение крутизны выходной характеристики ДУС) могут быть получены при построении блоков диагностики с целью повышения отказоустойчивости как линейных, так и нелинейных систем.

Пример функционирования схемы использования блоков диагностики с целью повышения отказоустойчивости в системе управления самолетом при посадке приведен на рис. 3.

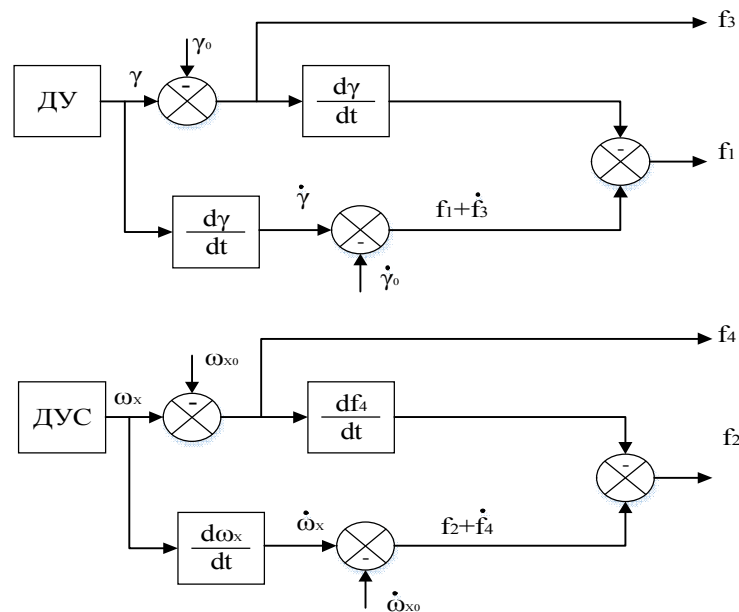


Рис. 2. Алгоритм работы блока диагностики при идентификации составляющих вектора отказа:
ДУ – датчик угла; ДУС – датчик угловой скорости

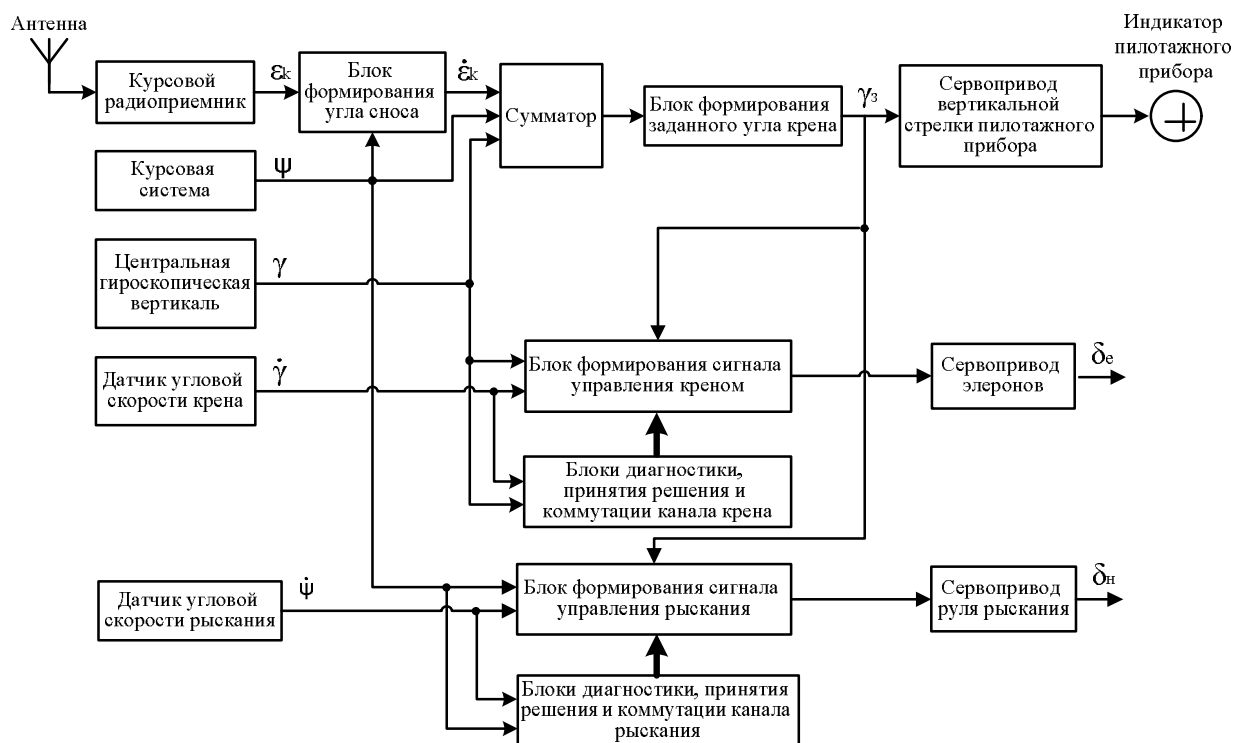


Рис. 3. Система автоматического управления самолетом при заходе на посадку с использованием блоков диагностики: ε_k – отклонение центра масс летательного аппарата от равносигнальной зоны курсового радиомаяка; $\dot{\varepsilon}_k$ – скорость отклонения центра масс летательного аппарата от равносигнальной зоны курсового радиомаяка; γ – угол крена; $\dot{\gamma}$ – угловая скорость крена; ψ – угол рыскания; $\dot{\psi}$ – угловая скорость рыскания

В данной схеме выходные сигналы блоков диагностики канала крена и канала рыскания соответственно поступают через блоки коммутации и принятия решений об изменении алгоритмов функцио-

нирования или реконфигурации системы на блоки формирования сигналов управления каналом крена или рыскания.

Заключение

Как показывают исследования, логика проектирования блоков диагностики для обеспечения работоспособности как линейных, так и нелинейных систем может быть построена на анализе переменных вектора отказов, вводимых в состав вектора измерений. При этом полученные переменные, входящие в измененный при наличии отказов вектор состояния, позволяют разработать логику построения алгоритма работы блока диагностики исключительно без применения дополнительных аппаратных средств и сигналов тест-контроля.

Литература

1. Кулик, А. С. Становление и развитие рационального управления объектами в нештатных ситуациях [Текст] / А. С. Кулик // *Радіоелектронні і комп'ютерні системи*. – 2007. – №5(24). – С. 8-15.
2. Пат. 63176, Україна, МПК G05D 1/03. Відмовостійка система кутової стабілізації безпілотного літального апарата [Текст] / Симонов В. Ф., Бойко Є. А. Заявник та власник Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут». – №201105097, заявл. 21.04.2011, опубл. 26.09.2011, Бюл. №18 – 3с.
3. *Diagnosis and Fault-Tolerant Control* [Text] / M. Blanke, Kinnaert, J. Lunze, M. Staroswiecki. – Springer-Verlag Berlin Heidelberg. 2006. – 672 p.
4. Майоров, А. В. Выявление причин отказов, авиационного оборудования [Текст] / А. В. Майоров, С. М. Мусин, В. Ф. Янковский. – М. : Транспорт, 1996. – 286 с.

Поступила в редакцию 5.02.2014, рассмотрена на редколлегии 12.02.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., заведующий каф. авиационных приборов и измерений Н. Д. Кошевой, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков.

РОЗРОБКА АЛГОРИТМІВ РОБОТИ БЛОКІВ ДІАГНОСТУВАННЯ ДЛЯ СУЧАСНИХ ТЕХНІЧНИХ СИСТЕМ КЕРУВАННЯ

А. М. Субота, В. Ф. Симонов, В. О. Хлівнюк

Розглядається проблема проектування відмовостійких систем керування, в структурі яких передбачається наявність блока діагностики. Для побудови алгоритмів роботи блоків діагностики як для лінійних, так і для нелінійних систем розглянуто можливість формування вектора відмов шляхом введення його компонент у відповідні складові вектора вимірювань. Оскільки в наслідок відмови одного із функціональних елементів, що входять в структуру системи, відбуваються відповідні зміни в змінних вектора стану, то отримана різниця між складовими вектора вимірювання до події відмови в одному з елементів системи та після неї дозволяє сформулювати алгоритм функціонування блока діагностики.

Ключові слова: алгоритм, вектор стану, вектор вимірювання, вектор відмов, канал крену, канал ристання, блоки діагностики.

DEVELOPMENT OF THE ALGORITHM'S OPERATION OF THE DIAGNOSIS BLOCKS FOR MODERN TECHNICAL CONTROL SYSTEMS

A. M. Subota, V. F. Symonov, V. A. Khlivnyuk

The problem of design fault-tolerant control systems in the structure, of which presence of diagnosis block is stipulated is considered. To construct algorithm's operation of the diagnosis blocks both for linear and for nonlinear systems opportunity of forming vector of faults by inserting its components to corresponding parts of measuring vector is considered. As on account of fault of one functional element of the system corresponding changes occur in the components of state vector, obtained difference between components of measuring vector before fault of one element of the system and after it allows to form the algorithm's operation of the diagnosis block.

Keywords: algorithm, state vector, measuring vector, faults vector, roll channel, yaw channel, diagnosis blocks.

Суббота Анатолий Максимович – канд. техн. наук, доцент, профессор кафедры систем управления летательными аппаратами, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков.

Симонов Владимир Федорович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры систем управления летательными аппаратами, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков.

Хлівнюк Ванда Александровна – магистр кафедры систем управления летательными аппаратами, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков, e-mail: Hlivnuk_vanda@ukr.net.

УДК 004.8:004.421.2

А. Г. ЧУХРАЙ, М. О. ШАТАЛОВА

Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина

РАЗРАБОТКА ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ ПРОГРАММЫ, ОБУЧАЮЩЕЙ УМЕНИЯМ СТРОИТЬ ЧАСТОТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ НЕПРЕРЫВНЫХ СИСТЕМ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ

Сформулированы основные задачи проектирования обучающей программы для аналитического получения частотных характеристик систем автоматического управления. Рассмотрена структура и внутренняя организация разрабатываемого программного продукта. Представлены полученные для решения поставленной задачи математические зависимости. Рассмотрено применение вероятностного подхода к определению уровня компетенции обучаемого с использованием диагностических моделей. Представлена структура байесовских сетей, используемых для моделирования изменения уровня знаний и умений студентов в динамике во время прохождения обучения с помощью программы.

Ключевые слова: интеллектуальная компьютерная обучающая программа, вероятностное определение уровня знаний, диагностические модели, байесовские сети.

Введение

Экспоненциальный рост знаний и умений, востребованных на рынке труда, требует новых подходов к обучению и его интенсификации в школе и в вузе для обеспечения требуемого качества подготовки специалистов по разработке новых технологий и технических систем. Традиционный подход такое качество обеспечить не может, поскольку характеризуется рядом дестабилизирующих факторов. В условиях массового производства традиционное обучение не может быть адаптивным. Из-за ограниченности кратковременной памяти педагог не может адаптивно формировать новые знания и умения у каждого обучаемого в группе из двадцати-тридцати человек.

Перспективными средствами решения проблемы являются интеллектуальные компьютерные обучающие программы. Такие программы могут обладать практически неограниченными ресурсами для эффективного формирования профессиональных компетенций у обучаемого контингента и характеризоваться высоким быстродействием.

В национальном аэрокосмическом университете им. Н. Е. Жуковского «ХАИ» на кафедре систем управления летательными аппаратами вопросами разработки и внедрения таких систем занимаются с 2004 г. Разработки ведутся на основе созданного профессором А. С. Куликом подхода к рациональному управлению объектами в условиях частичной неопределённости [1].

В связи с этим разработка интеллектуальной компьютерной программы, обучающей умениям

строить частотные характеристики аналоговых систем автоматического управления, является актуальной задачей. Данная программа может использоваться в качестве дополнительного инструмента для обучения специалистов в области систем управления. Применение программы позволит внести разнообразие в учебный процесс, что благотворно повлияет на заинтересованность студентов в изучении дисциплины. Результатом этого будет повышение общего уровня знаний и умений в предметной области.

1. Постановка задач проектирования

Анализ литературы и обзор программ-аналогов позволил выделить основные задачи проектирования обучающей программы по теории автоматического управления (ТАУ). Они основаны на требованиях к проведению учебного процесса, а также учитывают опыт разработчиков аналогичного программного обеспечения. Основные задачи, поставленные перед разработчиком, включают:

- декомпозицию задачи получения частотных характеристик на простейшие действия. Определение компонентов знаний и умений (КЗУ), необходимых для выполнения этих действий;

- разработку прототипа пользовательского интерфейса приложения и его тестирование с привлечением специалистов в области обучения для получения обратной связи (отзывов) об организации интерфейса;

- проектирование пользовательских интерфейсов для режимов Демо; решение с подсказками;

тест;

- разработку алгоритмов для реализации внешнего и внутреннего циклов программы;
- реализацию функциональности приложения на языке программирования высокого уровня;
- разработку и внедрение диагностических моделей;
- оптимизацию времени обучения с помощью интеллектуальной компьютерной обучающей программы (ИКОП) согласно требованиям;
- тестирование программы с участием непосредственных пользователей (студентов), доработка и исправление найденных недостатков;
- оформление сопутствующей программному продукту документации;

2. Структура программного продукта

В процессе обучения ИКОП может функционировать в одном из трех режимов: «демо», «решения с подсказками» и «тест». В режиме «демо» ИКОП демонстрирует, как нужно решать задачу, автоматически заполняя соответствующие поля ввода на экранной форме. При этом каждый раз программа решает новую задачу, генерируя данные для условия, рассчитывая промежуточные данные и решение. Такой подход реализован для того, чтобы, во-первых, продемонстрировать особенности решения разных задач, а, во-вторых, для того, чтобы у обучаемого не сложилось впечатление о константном характере тех или иных данных либо количества определенных операций при решении. Во втором и третьем режимах задача формулируется программой, а решить ее должен обучаемый. Отличия заключаются в том, что во втором режиме система помогает обучаемому при необходимости, а в третьем – нет.

Многие обучающие программы построены на основании внешнего и внутреннего циклов. ИКОП по получению частотных характеристик систем автоматического управления (САУ) также основывается на этих понятиях. Внешний цикл необходим для реализации пошагового решения общей задачи (получения частотных характеристик САУ). Внутренний цикл следит за правильностью выполнения конкретной под-задачи, редактирует диагностическую модель и при необходимости генерирует подсказки для обучаемого. Генерация подсказок для каждого типа ошибок во внутреннем цикле программы будет производиться согласно принципу итерационности на основании экспериментально полученных данных.

3. Математические модели, используемые в обучающей программе

Так как получение частотных характеристик – задача, основывающаяся на математических вычислениях, выведем общие зависимости для ее решения. Обобщенная структурная схема для решения задач построения частотных характеристик представлена на рис. 1.

Представленные на рис. 1 блоки имеют следующие обобщенные передаточные функции (1):

$$\begin{aligned} Wk_i &= \frac{Y_{out_i}}{Y_{inp_i}} = k_i; \\ Wd_i &= \frac{Y_{out_i}}{Y_{inp_i}} = \frac{k_i}{(T_{1i} \cdot s + 1)(T_{2i} \cdot s + 1)}. \end{aligned} \quad (1)$$

Передаточная функция замкнутой системы по задающему воздействию вычисляется по формуле:

$$\Phi(s) = \frac{Y_{out}(s)}{Y_{inp}(s)} = \frac{W(s)}{1 + W(s) \cdot W_{OC}(s)}, \quad (2)$$

где $W(s)$ – передаточная функция прямой цепи системы;

$W_{OC}(s)$ – передаточная функция блока обратной связи.

Передаточная функция системы, представленной на рис. 1, имеет вид:

$$\Phi(s) = \frac{Y_5(s)}{G(s)} = \frac{Wk_1 \cdot Wk_2 \cdot Wd_3 \cdot Wk_5}{1 + Wk_1 \cdot Wk_2 \cdot Wd_3 \cdot Wk_5 \cdot Wk_6}. \quad (3)$$

Для дальнейших вычислений необходимо представить ее в виде:

$$\begin{aligned} \Phi(s) &= \frac{Y_5(s)}{G(s)} = \frac{k}{a \cdot s^2 + b \cdot s + c}. \quad (4) \\ \Phi(s) &= \frac{Y_5(s)}{G(s)} = \frac{k_1 \cdot k_2 \cdot k_3 \cdot \frac{k_5}{(T_{13} \cdot s + 1)(T_{23} \cdot s + 1)}}{1 + k_1 \cdot k_2 \cdot k_3 \cdot \frac{k_5}{(T_{13} \cdot s + 1)(T_{23} \cdot s + 1)} \cdot k_6} = \\ &= \frac{k_1 \cdot k_2 \cdot k_3 \cdot k_5}{(T_{13} \cdot s + 1)(T_{23} \cdot s + 1) + k_1 \cdot k_2 \cdot k_3 \cdot k_5 \cdot k_6} = \\ &= \frac{k_1 \cdot k_2 \cdot k_3 \cdot k_5}{(T_{13} \cdot T_{23}) \cdot s^2 + (T_{13} + T_{23}) \cdot s + (k_1 \cdot k_2 \cdot k_3 \cdot k_5 \cdot k_6 + 1)}; \end{aligned} \quad (5)$$

Выведем формулы для вычисления коэффициентов k , a , b , c (6-9):

$$k = \frac{k_1 \cdot k_2 \cdot k_3 \cdot k_5}{k_1 \cdot k_2 \cdot k_3 \cdot k_5 \cdot k_6 + 1}; \quad (6)$$

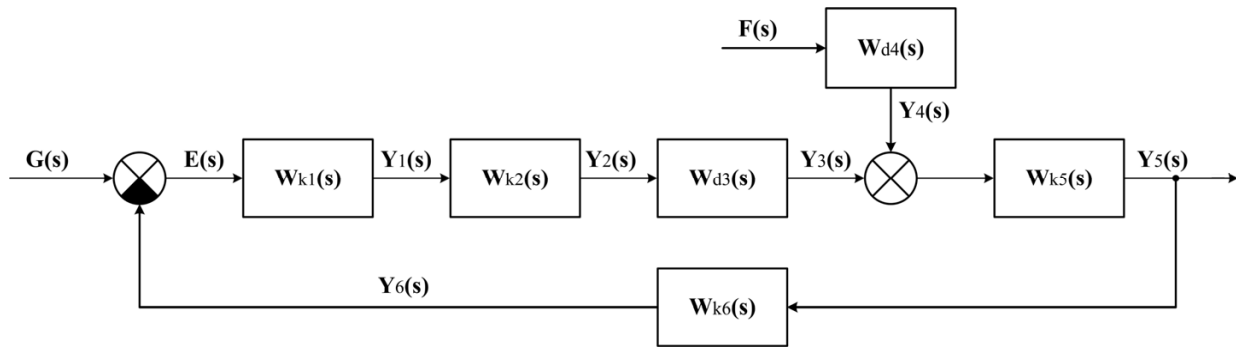


Рис. 1. Обобщенная структурная схема системы автоматической стабилизации

$$a = \frac{T_{13} \cdot T_{23}}{k_1 \cdot k_2 \cdot k_3 \cdot k_5 \cdot k_6 + 1}; \quad (7)$$

$$b = \frac{T_{13} + T_{23}}{k_1 \cdot k_2 \cdot k_3 \cdot k_5 \cdot k_6 + 1}; \quad (8)$$

$$c = 1.$$

Для нахождения корней характеристического уравнения, необходимо решить (квадратное) уравнение, образованное приравниванием знаменателя передаточной функции системы (4) к нулю:

$$a \cdot s^2 + b \cdot s + c = 0;$$

$$D = b^2 - 4 \cdot a \cdot c;$$

$$s_1 = \frac{-b - \sqrt{D}}{2 \cdot a}; \quad (9)$$

$$s_2 = \frac{-b + \sqrt{D}}{2 \cdot a}.$$

Постоянные времени системы находятся по формуле:

$$T_1 = \frac{1}{|s_1|}; T_2 = \frac{1}{|s_2|}. \quad (10)$$

Получив постоянные времени системы, можно записать передаточную функцию в виде:

$$\Phi(s) = \frac{Y_{out}(s)}{Y_{inp}(s)} = \frac{k}{(T_1 \cdot s + 1) \cdot (T_2 \cdot s + 1)}. \quad (11)$$

Частотная передаточная функция замкнутой системы по задающему воздействию получается из передаточной функции замкнутой системы заменой $s \rightarrow j\omega$:

$$\Phi(j\omega) = \frac{Y_{out}(j\omega)}{Y_{inp}(j\omega)} = \frac{k}{(T_1 j\omega + 1) \cdot (T_2 j\omega + 1)}. \quad (12)$$

Для определения действительной и мнимой частотных функций необходимо умножить частотную передаточную функцию на комплексно-сопряженное знаменателю выражение:

$$\Phi(j\omega) = \frac{Y_{out}(j\omega)}{Y_{inp}(j\omega)} = \frac{k}{(T_1 j\omega + 1) \cdot (T_2 j\omega + 1)} \times$$

$$\times \frac{(-T_1 j\omega + 1) \cdot (-T_2 j\omega + 1)}{(-T_1 j\omega + 1) \cdot (-T_2 j\omega + 1)} =$$

$$= \frac{k(-T_1 j\omega + 1) \cdot (-T_2 j\omega + 1)}{(T_1^2 \omega^2 + 1) \cdot (T_2^2 \omega^2 + 1)} =$$

$$= \frac{k(1 - T_1 j\omega - T_2 j\omega - T_1 T_2 \omega^2)}{(T_1^2 \omega^2 + 1) \cdot (T_2^2 \omega^2 + 1)} =$$

$$= \frac{k(1 - T_1 T_2 \omega^2) - (T_1 + T_2) k j\omega}{(T_1^2 \omega^2 + 1) \cdot (T_2^2 \omega^2 + 1)} =$$

$$\frac{k(1 - T_1 T_2 \omega^2)}{(T_1^2 \omega^2 + 1) \cdot (T_2^2 \omega^2 + 1)} - j \frac{(T_1 + T_2) k \omega}{(T_1^2 \omega^2 + 1) \cdot (T_2^2 \omega^2 + 1)}. \quad (13)$$

Выделяем действительную частотную функцию:

$$U(\omega) = \frac{k(1 - T_1 T_2 \omega^2)}{(T_1^2 \omega^2 + 1) \cdot (T_2^2 \omega^2 + 1)}; \quad (14)$$

и мнимую частотную функцию:

$$V(\omega) = - \frac{(T_1 + T_2) k \omega}{(T_1^2 \omega^2 + 1) \cdot (T_2^2 \omega^2 + 1)}. \quad (15)$$

Функция АЧХ вычисляется по формуле:

$$A(\omega) = \sqrt{U^2(\omega) + V^2(\omega)}. \quad (16)$$

Выражаем ее через общий вид действительной и мнимой частотной функции:

$$A(\omega) = \sqrt{\frac{k^2(1 + T_1 \cdot T_2 \cdot \omega^2)^2 + (T_1 + T_2)^2 \cdot k^2 \cdot \omega^2}{(T_1^2 \cdot \omega^2 + 1)^2 \cdot (T_2^2 \cdot \omega^2 + 1)^2}}. \quad (17)$$

После упрощения формула принимает вид:

$$A(\omega) = \frac{k}{\sqrt{(T_1^2 \cdot \omega^2 + 1)^2 \cdot (T_2^2 \cdot \omega^2 + 1)^2}}. \quad (18)$$

Далее необходимо рассчитать значение функции АЧХ (18) для различных значений частоты в пределах $\omega \in [0; 200]$ и построить по ним график $A(\omega)$. Полоса пропускания САУ определяется по формуле (19). По графику $A(\omega)$ определяется частота полосы пропускания $\omega_{\text{пр}}$:

$$A(\omega_{\text{пр}}) = 0,707 \cdot A(0). \quad (19)$$

После этого рассчитывается значение действительной $U(\omega)$ и мнимой $V(\omega)$ частотной функции по формулам (14) и (15) для частоты в пределах $\omega \in [0; 2000]$. По этим значениям строим график АФЧХ как зависимость $jV(U)$.

После выполнения перечисленных действий задача построения частотных характеристик САУ может считаться решенной.

4. Применение диагностических моделей в обучающей программе

Причинами ошибок, возникающих во время решения задач, могут быть пробелы в знаниях или умениях обучаемого, а также неправильные знания или неправильные умения. Следствия таких ошибок – неправильные результаты расчетов в рамках конкретной задачи. Необходимо решить обратную задачу: по следствию найти причину с тем, чтобы отразить ее в модели обучаемого и выбрать правильную восстанавливающую обучающую последовательность.

Особенности решения обратных задач в области интеллектуальных компьютерных обучающих программ следующие:

1. Заранее неизвестно множество причин – пробелов в знаниях или умениях, а также неправильных знаний или умений. Для каждого обучаемого они могут быть свои, особенные.

2. Множество следствий – бесконечное при решении обучаемым задания на бумаге, а при использовании компьютерной программы ограничено лишь количеством различных значений типа данных в конкретном элементе ввода.

3. Одному и тому же следствию может соответствовать множество причин. Например, некоторое число B , не равное эталонному значению A , может быть получено как в результате неправильного расчета, так и в результате правильного расчета, но неправильного последующего округления.

4. В одном и том же вычислении может быть совершено сразу несколько ошибок. Потенциально, каждое исходное значение и каждая операция могут быть ошибочными.

5. Даже, если обучаемый не знает и не умеет, он может правильно рассчитать, угадав или воспользовавшись подсказкой – так называемый guess.

6. Зная и умея, обучаемый может допустить ошибку из-за невнимательности – так называемый slip.

Поэтому, необходим собственный путь решения обратных задач для выбранной предметной области. Первым шагом такого пути должны стать исследования, нацеленные на выявление причин и следствий ошибок обучаемых, допускаемых ими при решении конкретных классов заданий. Следующий шаг в решении обратной задачи – это построение диагностических моделей (ДМ), которые связывают причины и следствия ошибок и по следствиям восстанавливают причины.

Итак, построим конкретные диагностические модели для задачи получения частотных характеристик аналоговых систем автоматического управления. При проверке решения подобной задачи необходимо проверять входные данные на наличие следующих видов ошибок:

- ошибки округления (DM_1);
- ошибки игнорирования точности вычисления (DM_2);
- ошибки нахождения коэффициентов передаточной функции САУ (DM_3);
- ошибки в формуле нахождения дискриминанта (DM_4);
- ошибки в формуле нахождения корней характеристического уравнения (DM_5);
- ошибки потери знака (DM_6);
- ошибки в формуле нахождения действительной и мнимой частотных функций САУ (DM_7);
- ошибки вычисления коэффициентов функции АЧХ (DM_8);
- ошибки в формуле определения полосы пропускания системы (DM_9).

Введем следующие обозначения: $\tilde{x}$ – значение, рассчитанное студентом, $\bar{x}$ – эталонное значение, рассчитанное обучающей программой. Также введем вспомогательную функцию $r_f(x, h)$, которая будет представлять по правилам округления любое действительное число x в формате с плавающей запятой с точностью до h знаков после запятой:

$$r_f(x, h) = (-1)^t \cdot 10^p \times (z_0 + z_1 \cdot 10^{-1} + z_2 \cdot 10^{-2} + \dots + z_h \cdot 10^{-h}), \quad (20)$$

где $z_b \in \{0, 1, \dots, 9\}$, $t \in \{1, 2\}$, p – целое число, причем $(z_0 > 0) \oplus (\forall b z_b = 0)$. Тогда, для обнаружения ошибки служит ДМ:

$$r_f(\tilde{x}, h) \neq r_f(\bar{x}, h). \quad (21)$$

ДМ для класса «Грубые расчеты»:

- для определения ошибок округления:

$$\begin{aligned} (r_f(\tilde{x}, h) - r_f(\bar{x}, h) = \\ = -1 \cdot 10^{\exp(r_f(\bar{x}, h)) - h})^{\wedge} (\hat{z}_{h+1} \geq 5), \end{aligned} \quad (22)$$

где $\hat{z}_{h+1}$ – запомненный эталонный $h+1$ значащий разряд. Например, ошибка округления была допущена, когда студент округлил число 1,4445 до 1,444.

– для определения ошибки, связанной с игнорированием точности вычислений

$$r_f(\tilde{x}, h) = r_f(\bar{x}, b), \quad 0 \leq b < h. \quad (24)$$

Примером такой ошибки является использование $1,6 \cdot 10^7$ вместо $1,631 \cdot 10^7$.

ДМ для определения использования неправильной формулы нахождения дискриминанта

$$\tilde{D} = r_f(-\tilde{c}, h). \quad (25)$$

ДМ для определения использования неправильной формулы нахождения корней квадратного уравнения с дискриминантом

$$\tilde{s}_{1,2} = r_f(\pm \sqrt{\tilde{D}}, h). \quad (26)$$

Диагностическая модель для определения ошибок класса «Потеря знака при вычислении»

$$r_f(\tilde{x}, h) = -r_f(\bar{x}, h). \quad (27)$$

Диагностическая модель для определения ошибок при разделении действительной и мнимой частей будет выглядеть как

$$(\tilde{u} = \tilde{v}) \wedge (\tilde{v} = \tilde{u}), \quad (28)$$

где $\hat{W} = \hat{u} + j\hat{v}$ – требуемая форма записи комплексного числа W .

Диагностическая модель для определения ошибки класса «Отрицательная частота»

$$(\exists i (i \in (0, \infty)) \wedge (\omega_i < 0)). \quad (29)$$

Следует отметить, что одновременно может получиться несколько диагнозов, например, если при возведении в квадрат одночлена $j\omega$ студент получает ответ ω^2 – это может быть как потеря знака, так и ошибка возведения мнимой единицы в n -ую степень $j^2 = -1$.

5. Применение вероятностного подхода для определения уровня компетенции обучаемого

Наиболее приемлемым подходом для моделирования обучаемого в силу его разработанности, наименьшего по сравнению с другими подходами числа недостатков, а также широты использования в

научных целях будем считать вероятностный подход.

В разработанной программе байесовские сети применяются для моделирования изменений умений обучаемого. Они способны моделировать уровень компетенции обучаемого в динамике. Для этого необходимо каждый раз переприсваивать вероятности, полученные в результате расчета для $CKS(t+\Delta t)$, априорным вероятностям $CKS(t)$. Поскольку для расчетных задач может быть выделено более одного компонента знаний и, что самое главное, кроме правильности или неправильности сделанного обучаемым шага у нас есть дополнительная информация, касающаяся его компонентов знаний и умений, в виде активизированных или неактивизированных диагностических моделей, то в общем виде модель обучаемого может быть представлена рис. 2.

На рис. 2 приняты следующие обозначения:

- DM_1 – DM_9 – диагностические модели для определения возможного вида ошибок при определении уровня компетенции студента на конкретном шаге;
- $CKS_1(t_i)$ – умение вычислять передаточную функцию системы;
- $CKS_2(t_i)$ – умение находить корни характеристического уравнения;
- $CKS_3(t_i)$ – умение получать частотную передаточную функцию;
- $CKS_4(t_i)$ – умение получать $U(\omega)$;
- $CKS_5(t_i)$ – умение получать $V(\omega)$;
- $CKS_6(t_i)$ – умение получать функцию АЧХ – $A(\omega)$;
- $CKS_7(t_i)$ – знание правил вычисления полюсов пропускания системы, а также определения частоты полосы пропускания.

Разработанная программа реализована на языке программирования Java с применением технологии Java FX 2.2. Это позволило реализовать программно разработанные диагностические модели и создать привлекательный пользовательский интерфейс, отвечающий предъявленным требованиям к проектируемой обучающей программе.

Для внедрения в программу возможности оценивания уровня знаний с помощью байесовских сетей были использованы библиотеки SMILE (разработанные в техническом университете г. Питтсбург). Для предварительного моделирования использованных коэффициентов в сетях была использована среда GeNIe.

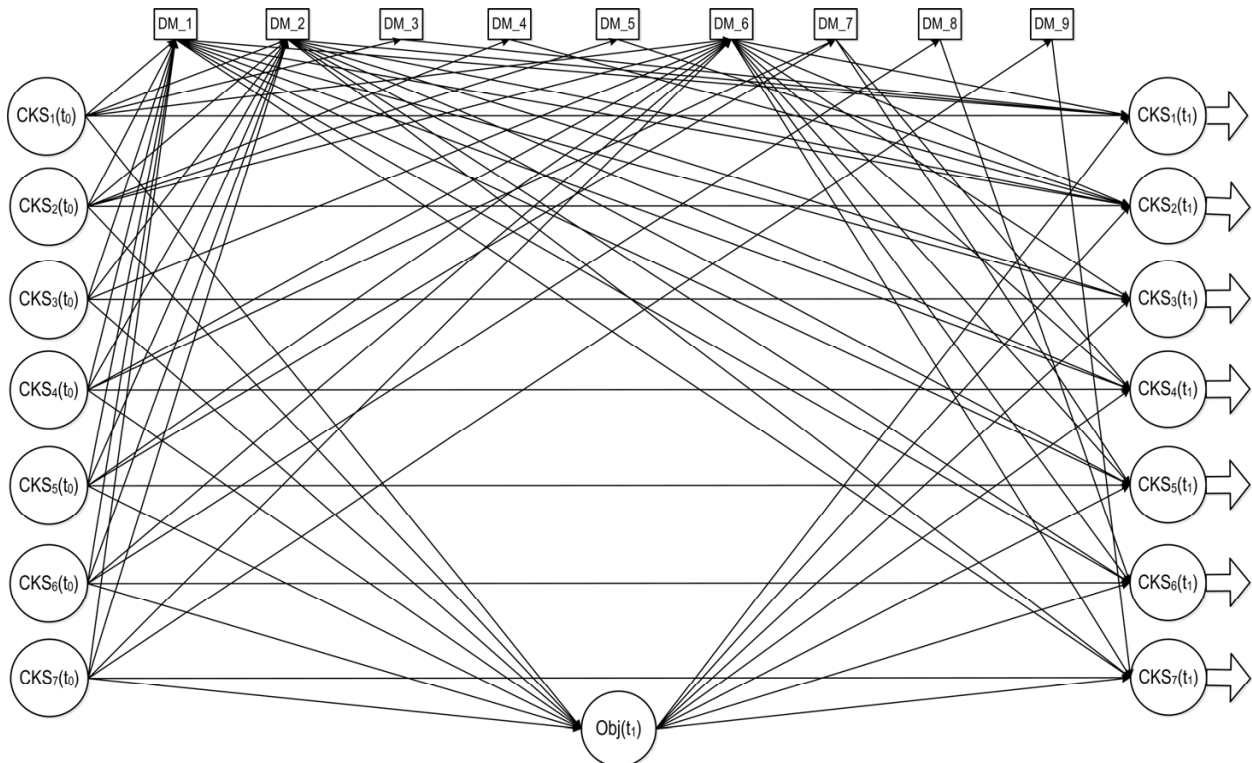


Рис. 2. Фрагмент байесовских сетей для моделирования преобразования знаний и умений студента при решении им задачи с учетом ДМ и множества КЗУ

6. Экспериментальная отработка и тестирование разработанного программного продукта

Испытания программного продукта проводились в учебной лаборатории во время занятий среди студентов 3 курса. В тестировании приняли участие 15 студентов. По окончании тестирования пользователи должны были заполнить анкеты участников. Общие результаты тестирования показали работоспособность программы, удобство при ее использовании во время обучения студентов, отсутствие критических ошибок при ее функционировании.

Целью проведения статистической обработки результатов анкетирования было выявление закономерностей во мнениях пользователей обучающей программы, а также определении самых проблемных мест в ИКОП для их устранения или улучшения их состояния.

В тестировании приняло участие приблизительно одинаковое количество опытных пользователей обучающих программ и тех, кто использовал подобные программы впервые. Такое соотношение благоприятно повлияло на результаты исследований. Пользователи-«новички» дали хорошую обратную связь по интуитивности пользовательского интерфейса, в то время как более опытные тести-

ровщики дали рекомендации по улучшению функциональности программы.

Важнейшим элементом обучающих программ является пользовательский интерфейс. Ему предъявляется ряд требований. Студент, проходящий обучение с помощью программы, не должен отвлекаться от основной задачи – получения практических навыков решения задач по ТАУ. Пользовательский интерфейс должен всячески этому способствовать. Большинство пользователей выставило высокую оценку за организацию пользовательского интерфейса (60% «Хорошо» и 27% «Отлично»). Однако интерфейс нуждается в усовершенствовании.

Сравнение среднего балла участника тестирования по учебе и балла, полученного при прохождении тестирования, позволяет сделать предположение о точности системы оценивания, заложенной в программу. Программа включает сложные алгоритмы выставления оценок, поэтому необходима подобная проверка. Большая часть опрошенных согласна с полученной оценкой и рекомендациями, которые выдала обучающая программа по завершению тестирования. В связи с этим можно сделать вывод, что система оценивания в программе функционирует адекватно. Однако набор максимального балла за тест вызывает сложности у большинства студентов.

Также было изучено отношение тестирущих к рекомендациям, выданным в результате тестирования обучающей программой. Большинство пользователей (47%) отнеслось положительно к полученным рекомендациям и собирается улучшить свой уровень владения конкретными КЗУ согласно данным, обработанным и выданным программой. 33% пользователей предпочитают рекомендации преподавателя рекомендациям обучающей программы.

Во время испытаний студенты справились с поставленной задачей без дополнительной помощи с минимальным вступительным инструктажем перед использованием программы. Большинство по-

лученных отзывов являются положительными. Таким образом, можно сделать вывод, что программа отвечает поставленным требованиям, подлежит корректировке и дальнейшей интеграции в учебный процесс.

Разработанная программа может функционировать на трех языках: русском, украинском и английском. Это позволяет применять ее для обучения украинских и иностранных студентов. Экранная форма приложения во время предоставления рекомендаций представлена на рис. 3.

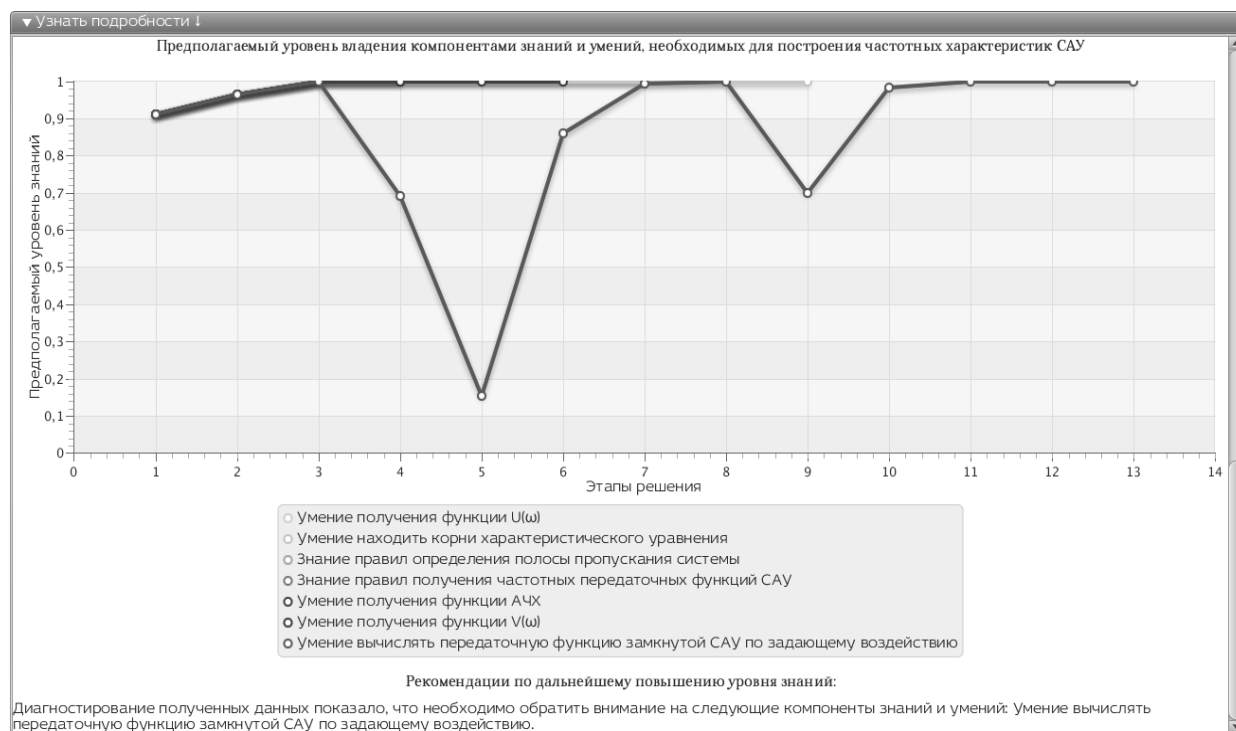


Рис. 3. Предоставление рекомендаций для обучаемого после завершения решения задачи

Заключение

В результате разработки было спроектировано, реализовано и протестировано программное обеспечение, предназначенное для использования в целях обучения.

Представленный программный продукт содержит сложную структуру классов и позволяет расширить возможности индивидуального обучения студентов теории автоматического управления. Преимуществами обучающей программы является современность использованных технологий проектирования, интеллектуальная и диагностические составляющие, упрощающие процесс обучения, удобный пользовательский интерфейс. Во время

подготовки статьи были исследованы и разработаны диагностические модели для определения некоторых видов ошибок, часто встречающихся в решении задач получения частотных характеристик. Показания, полученные от данных диагностических моделей, интегрированы в байесовские сети, предназначенные для определения уровня владения различными КЗУ.

Дальнейшими перспективами для данной обучающей программы является ее интеграция в учебный процесс на кафедре СУЛА (ХАИ), а также разработка и внедрение новых диагностических моделей, необходимость которых может появиться при практическом применении программного продукта.

Литература

1. Кулик, А. С. Становление и развитие рационального управления объектами в нештатных режимах [Текст] / А. С. Кулик // Радиоэлектронные и компьютерные системы. – 2007. – № 5 (24). – С. 8–15.

2. Кулик, А. С. Расчет и проектирование элементов и систем управления [Текст]: учебное пособие / А. С. Кулик. – Х.: Харьк. авиац. ин-т, 1986. – 108 с.

3. Збірник задач із систем автоматичного управління [Текст] / О. С. Гордін, К. Ю. Дергачов, В. Г. Джуглаков та ін.; під заг. ред. А. С. Куліка, В. Ф. Симонова. – Х.: Нац. аерокосм. ун-т «Харк. авиац. ін-т», 2009. – 206 с.

4. Чухрай, А. Г. Модели и методы адаптивных компьютерных систем поддержки приобретения знаний и умений при решении алгоритмических учебных задач [Текст] / А. Г. Чухрай // Радиоэлектронные и компьютерные системы. – 2013. – № 5 (64). – С. 390–402.

5. Шаталова, М. О. Создание прототипа и проектирование GUI для ИКОП по построению частотных характеристик САУ [Текст] / М. О. Шаталова // «Інтегрований комп'ютерні технології в машинобудуванні ІКТМ-2013»: Тези доповідей, 26-29 листопада 2013 р. / Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут». – Харків, 2013. – Том 2. – С. 112.

Поступила в редакцию 7.02.2014, рассмотрена на редколлегии 12.02.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. авиационных приборов и измерений Н. Д. Кошевой, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

РОЗРОБКА ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ ПРОГРАМИ, ЯКА НАВЧАЄ ВМІННЯМ БУДУВАТИ ЧАСТОТНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ БЕЗПЕРЕРВНИХ СИСТЕМ АВТОМАТИЧНОГО КЕРУВАННЯ

А. Г. Чухрай, М. О. Шаталова

Сформульовано основні задачі проектування навчальної програми для аналітичного отримання частотних характеристик систем автоматичного управління. Розглянуто структуру та внутрішню організацію розробленого програмного продукту. Представлено отримані для вирішення поставленої задачі математичні залежності. Розглянуто застосування імовірного підходу до визначення рівня компетенції учня з використанням діагностичних моделей. Представлено структуру байєсівських мереж, що використовуються для моделювання зміни рівня знань і умінь студентів в динаміці під час проходження навчання за допомогою програми.

Ключові слова: інтелектуальна комп'ютерна навчальна програма, ймовірнісне визначення рівня знань, діагностичні моделі, Байєсівські мережі.

DEVELOPMENT OF INTELLECTUAL PROGRAM, TEACHING SKILLS OF OBTAINING FREQUENCY CHARACTERISTICS OF CONTINUOUS AUTOMATIC CONTROL SYSTEMS

A. G. Chukhray, M. O. Shatalova

The main problems of designing a training program for analytical obtaining of frequency characteristics of automatic control systems are formulated. The structure and internal organization of developed software product is considered. Obtained mathematical dependencies for solving the problem are presented. Application of the probabilistic approach to determining the level of competence the student with use of diagnostic models is considered. Presented the structure of Bayesian networks used for modeling changes in the level of knowledge and skills of students in dynamics during the passage of training using the program.

Key words: intellectual computer training program, probabilistic determination of the level of knowledge, diagnosis models, Bayesian networks.

Чухрай Андрей Григорьевич – канд. техн. наук, доцент, доцент каф. систем управления летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Шаталова Мария Олеговна – магистр каф. систем управления летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

УДК 681.5.015:629.7.05

И. В. ЖЕЖЕРА, УИСАМ БУДИБА, С. Н. ФИРСОВ*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина***МАЛОГАБАРИТНАЯ БЕСПЛАТФОРМЕННАЯ ИНЕРЦИАЛЬНАЯ НАВИГАЦИОННАЯ СИСТЕМА АВТОНОМНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С КОРРЕКЦИЕЙ ОТ СПУТНИКОВОГО НАВИГАЦИОННОГО ПРИЕМНИКА**

В статье получены уравнения кинематики в кватернионной форме и уравнения динамики твердого тела в географической системе координат. На их основе получены выражения для уравнений ошибок кинематических соотношений в виде кватернионов и уравнений ошибок динамики поступательного движения. Выполнено построение уравнений дискретного фильтра Калмана. Описана реализация алгоритма счисления углового и пространственного положения малогабаритного автономного летательного аппарата и представлена реализация синтезированного алгоритма применением различных методов интегрирования уравнения кинематики и динамики изделия.

Ключевые слова: навигация, акселерометр, датчик угловой скорости, фильтр Калмана, уравнение ошибок, интегрирование уравнений.

Введение

В области автономных навигационных систем малогабаритных летательных аппаратов (МЛА) большое внимание уделяется исследованию и разработке малогабаритных бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС) [1–3]. В зависимости от наличия чувствительных элементов (ЧЭ), измеряющих угловые параметры движения МЛА, БИНС классифицируют на два класса: содержащий и не содержащий гироскопические ЧЭ [4–6]. Последний класс представляет так называемые «безгироскопные» БИНС. Следует указать на то, что практически все эксплуатируемые на сегодня БИНС МЛА содержат гироскопы и это в первую очередь определяется тем, что пока не достигнут технологический уровень создания малогабаритных акселерометров, обеспечивающий приемлемые характеристики. Однако техническая возможность создания подобных БИНС показана и доказана неоднократно [7–9].

Известным и доказанным является то, что точность, как малогабаритных, так и размерных БИНС, напрямую связана, как с характеристиками измерителей, так и с точностью оценивания их погрешностей и своевременной компенсацией накопившихся ошибок [10–12]. Одним из перспективных направлений в решении задач оценивания и компенсации ошибок БИНС является интеграция известных подходов к построению функционально избыточных систем и применение методов оптимальной фильтрации [13–15]. Именно поэтому разработка алгоритмов коррекции малогабаритной БИНС МЛА, является актуальной и своевременной задачей, решению которой посвящена данная статья.

Постановка задачи исследования

Одной из основных задач бесплатформенной инерциальной системы является определение текущей угловой ориентации МЛА. В этом случае необходимо решать задачи преобразования координатных систем, выполнять расчет скорости и положения, а также компенсировать ошибки определения параметров движения. Это определяет необходимость решения следующего круга задач:

- формирование аналитических зависимостей уравнений ошибок кинематики и динамики МЛА;
- синтез уравнений дискретного фильтра Калмана;
- разработка алгоритмов счисления углового и пространственного положения МЛА с компенсацией погрешностей определения его параметров движения.

Уравнения ошибок динамических и кинематических соотношений малогабаритного летательного аппарата

Для получения аналитических зависимостей для определения ошибок получим невозмущенные уравнения кинематики и динамики МЛА.

Уравнение кинематики в форме кватерниона имеет вид:

$$\dot{Q} = \frac{1}{2} \dot{\Theta} \times Q,$$

где Q – кватернион описывающий движение МЛА;

$$\dot{\Theta} = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_x & -\omega_y & -\omega_z \\ \omega_x & 0 & \omega_z & -\omega_y \\ \omega_y & -\omega_z & 0 & \omega_x \\ \omega_z & \omega_y & -\omega_x & 0 \end{bmatrix} \quad \text{– матрица Пуассона;}$$

$\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – проекции угловой скорости вращения МЛА (показания ДУС).

Матрицы, переводящие связанную систему координат в навигационную, как функции углов Эйлера-Крылова и кватернионов, равны:

$$M_{10} = \begin{bmatrix} M_{11} & M_{12} & M_{13} \\ M_{21} & M_{22} & M_{23} \\ M_{31} & M_{32} & M_{33} \end{bmatrix}; \quad (1)$$

$$M_{10} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & Q_{13} \\ Q_{21} & Q_{22} & Q_{23} \\ Q_{31} & Q_{32} & Q_{33} \end{bmatrix}; \quad (2)$$

где $M_{11} = \cos(\psi)\cos(\vartheta)$; $M_{12} = \sin(\vartheta)$;
 $M_{13} = -\sin(\psi)\cos(\vartheta)$; $M_{21} = \sin(\psi)\sin(\gamma) - \cos(\psi)\sin(\vartheta)\cos(\gamma)$; $M_{22} = \cos(\vartheta)\cos(\gamma)$;
 $M_{23} = \cos(\psi)\sin(\vartheta) + \sin(\psi)\sin(\vartheta)\cos(\gamma)$;
 $M_{31} = \sin(\psi)\cos(\gamma) + \cos(\psi)\sin(\vartheta)\sin(\gamma)$;
 $M_{32} = -\cos(\vartheta)\sin(\gamma)$; $M_{33} = \cos(\psi)\cos(\gamma) - \sin(\psi)\sin(\vartheta)\sin(\gamma)$; $Q_{11} = 2q_0^2 + 2q_1^2 - 1$;
 $Q_{12} = 2(q_1q_2 + q_0q_3)$; $Q_{13} = 2(q_1q_3 - q_0q_2)$;
 $Q_{21} = 2(q_1q_2 - q_0q_3)$; $Q_{22} = 2q_0^2 + 2q_2^2 - 1$;
 $Q_{23} = 2(q_2q_3 + q_0q_1)$; $Q_{31} = 2(q_1q_3 + q_0q_2)$;
 $Q_{32} = 2(q_2q_3 - q_0q_1)$; $Q_{33} = 2q_0^2 + 2q_3^2 - 1$;
 $q_n, n = \overline{0,3}$ – компоненты кватерниона;
 ψ, ϑ, γ – углы Эйлера-Крылова.

Из равенства матриц (1) и (2), получаем следующие соотношения, связывающие параметры Эйлера-Крылова с параметрами Родрига-Гамельтона:

$$\sin(\vartheta) = 2(q_1q_2 + q_0q_3); \quad \sin(\psi) = -\frac{2(q_1q_3 - q_0q_2)}{\cos(\vartheta)};$$

$$\cos(\gamma) = \frac{2q_0^2 + 2q_2^2 - 1}{\cos(\vartheta)}. \quad (3)$$

Для получения уравнений ошибок представим возмущенный кватернион в следующем виде:

$$\tilde{Q} = \Delta Q \circ Q, \quad (4)$$

где Q – невозмущенный кватернион ΔQ – кватернион поворота на величину ошибок.

Продифференцируем выражение (4) по времени:

$$\dot{\tilde{Q}} = \Delta\dot{Q} \circ Q + \Delta Q \circ \dot{Q}. \quad (5)$$

Из (4), получим:

$$\Delta Q^* \circ \tilde{Q} = \Delta Q^* \circ \Delta Q \circ Q = Q. \quad (6)$$

Умножим (5) на Q^* , и выразим $\Delta\dot{Q}$:

$$\Delta\dot{Q} = \dot{\tilde{Q}} \circ Q^* - \Delta Q \circ \dot{Q} \circ Q^*. \quad (7)$$

Получим из (6) Q^* :

$$Q^* = \Delta Q \circ \tilde{Q}^*. \quad (8)$$

Выполним подстановку (8) в (7):

$$\Delta\dot{Q} = \dot{\tilde{Q}} \circ \Delta Q \circ \tilde{Q}^* - \Delta Q \circ \dot{Q} \circ \Delta Q \circ \tilde{Q}^*. \quad (9)$$

$$\text{Подставим в (9)} \quad \dot{\tilde{Q}} = \frac{1}{2} \dot{\tilde{\Theta}} \times \tilde{Q}:$$

$$\Delta\dot{Q} = \left(\frac{1}{2} \dot{\tilde{\Theta}} \times \tilde{Q} \right) \circ (\Delta Q \circ \tilde{Q}^*) - \Delta Q \circ \left(\frac{1}{2} \left(\dot{\tilde{\Theta}} - \Delta\dot{\Theta} \right) \times (\Delta Q^* \circ \tilde{Q}) \right) \circ \Delta Q \circ \tilde{Q}^*. \quad (10)$$

Уравнение (10) является уравнением ошибок углового положения в виде кватернионов. Линеаризуем их разложением в ряд Тейлора по параметрам $\Delta q_0, \Delta q_1, \Delta q_2, \Delta q_3, \alpha_x, \alpha_y, \alpha_z$ при $\Delta q_0 = 1, \Delta q_1 = 0, \Delta q_2 = 0, \Delta q_3 = 0, \alpha_x = 0, \alpha_y = 0, \alpha_z = 0$:

$$\Delta\dot{q}_0 = 0,$$

$$\Delta\dot{q}_1 = (q_1q_3 + q_0q_2)\omega_z\Delta q_0 + \frac{1}{2}(-q_2^2 + q_0^2)\omega_x\Delta q_0 + \frac{1}{2}(-q_3^2 + q_1^2)\omega_x\Delta q_0 + (q_1q_2 + q_0q_3)\omega_y\Delta q_0 + (-q_2^2 + q_0^2 - q_3^2 + q_1^2)\alpha_x + (q_1q_2 + q_0q_3)\alpha_y + (q_1q_3 + q_0q_2)\alpha_z,$$

$$\Delta\dot{q}_2 = (q_1q_2 + q_0q_3)\omega_x\Delta q_0 + \frac{1}{2}(-q_1^2 + q_2^2)\omega_y\Delta q_0 + \frac{1}{2}(-q_3^2 + q_0^2)\omega_y\Delta q_0 + (q_2q_3 + q_0q_1)\omega_z\Delta q_0 + (q_1q_2 + q_0q_3)\alpha_x + (-q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 + q_0^2)\alpha_y + (q_2q_3 + q_0q_1)\alpha_z, \quad (11)$$

$$\Delta\dot{q}_3 = \left[\frac{1}{2}(q_3^2 + q_0^2 - q_2^2 - q_1^2)\omega_z + (q_1q_3 + q_0q_2)\omega_x \right] \Delta q_0 + (q_3q_2 + q_0q_1)\omega_y\Delta q_0 + (q_1q_3 + q_0q_2)\alpha_x + (q_3q_2 + q_0q_1)\alpha_y + (q_3^2 + q_0^2 - q_2^2 - q_1^2)\alpha_z.$$

Так как при получении уравнений динамики в качестве базовой системы координат принят географический сопровождающий трехгранник, тогда вектор абсолютной скорости движения центра масс МЛА, равен:

$$\bar{V}^a = \bar{V} + \bar{\Omega} \times \bar{R}, \quad (12)$$

где $\bar{V}^a$ – абсолютная скорость в инерциальном пространстве, $\bar{V}$ – относительная скорость объекта в географическом сопровождающем трехграннике, $\bar{\Omega}$ – угловая скорость вращения Земли, $\bar{R}$ – радиус-вектор центра масс.

Производная по времени от выражения (12), равна:

$$\frac{d\bar{V}^a}{dt} = \frac{d\bar{V}}{dt} + \bar{\omega} \times \bar{V} + \frac{d\bar{\Omega}}{dt} \times \bar{R} + \bar{\Omega} \times \frac{d\bar{R}}{dt}, \quad (13)$$

где $\frac{d\bar{V}}{dt}$ – локальная производная в подвижной системе координат, $\bar{\omega}$ – угловая скорость вращения трехгранника.

Примем угловую скорость вращения Земли константой (в общем случае она непостоянна), тогда $\bar{\Omega} \times \bar{R} = 0$, а так как $\frac{d\bar{R}}{dt} = \bar{V}^a$ получим:

$$\frac{d\bar{V}^a}{dt} = \frac{d\bar{V}}{dt} + \bar{\omega} \times \bar{V} + \bar{\Omega} \times \bar{V}, \quad (14)$$

Так как $\bar{\Omega} \times \bar{\Omega} \times \bar{R} = 0$ и учитывая, что угловая скорость сопровождающего трехгранника является суммой двух угловых скоростей (скорости вращения Земли и скорости вращения трехгранника относительно Земли $\bar{\omega}_c$), то уравнение движения можно преобразовать к следующему виду:

$$\frac{d\bar{V}^a}{dt} = \frac{d\bar{V}}{dt} + \bar{\omega} \times \bar{V} + 2\bar{\Omega} \times \bar{V}. \quad (15)$$

Производную $\frac{d\bar{V}^a}{dt}$ представим в виде двух составляющих – кажущегося ускорения $\bar{A}$ и ускорения свободного падения $\bar{g}$:

$$\frac{d\bar{V}^a}{dt} = \bar{A} + \bar{g}, \quad (16)$$

тогда выражение для локальной производной

$\frac{d\bar{V}}{dt}$ примет вид:

$$\frac{d\bar{V}}{dt} = \bar{A} + \bar{g} - \bar{\omega} \times \bar{V} - 2\bar{\Omega} \times \bar{V}. \quad (17)$$

Дополнив уравнение (17) известными, получим систему из шести дифференциальных уравнений:

$$\begin{aligned} \dot{V}_x &= A_x + g_x - \frac{V_z^2 \tan(\varphi) + V_x V_y}{R} - 2\Omega \sin(\varphi) V_z; \\ \dot{V}_y &= A_y + g_y + \frac{V_x^2 + V_z^2}{R} + 2\Omega \cos(\varphi) V_z; \\ \dot{V}_z &= A_z + g_z - \frac{V_z(V_y - V_x \tan(\varphi))}{R} - \\ &\quad - 2\Omega(\cos(\varphi) V_y - \sin(\varphi) V_x); \\ \dot{\varphi} &= \frac{V_x}{R}; \dot{\lambda} = \frac{V_z}{R \cos(\varphi)}; \dot{R} = V_y, \end{aligned} \quad (18)$$

где $[V_x \ V_y \ V_z]^T = \bar{V}$; $\bar{\Omega}$ – значения векторов угловой скорости Земли в географическом сопровождающем трехграннике; φ , λ , R , $\dot{\varphi}$, $\dot{\lambda}$, $\dot{R}$ – географическая долгота и широта, а также радиус-вектор, характеризующий положение начала подвижной системы координат и производные этих параметров, соответственно.

Система уравнений (18) представляет собой систему дифференциальных нелинейных уравнений движения центра масс МЛА.

Для получения уравнений ошибок динамики

поступательного движения линеаризуем систему (18) методом малых возмущений. При этом учитываем следующие допущения:

- реальные значения параметров состояния МЛА мало отличаются от их требуемых, опорных или программных значений;

- требуемые значения параметров состояния МЛА характеризуют идеальное или программное значения объекта, реализующие определенный режим или этап решения поставленной задачи, определяются аналитически;

- при требуемом или невозмущенном движении МЛА все возмущающие факторы не учитываются (возмущающие силы и моменты равны нулю);

- в процессе формирования уравнений первичные характеристики объекта не варьируют, то есть рассматривают их в качестве известных функций времени.

С учетом введенных допущений линеаризованные уравнения ошибок для динамики движения МЛА будут иметь вид:

$$\begin{aligned} \Delta \dot{V}_x &= -\left(\frac{V_y}{R}\right) \Delta V_x - \left(\frac{V_x}{R}\right) \Delta V_y - \\ &\quad - \left(2\Omega \sin(\varphi) + \frac{2V_z \tan(\varphi)}{R}\right) \Delta V_z - \\ &\quad - \left(2\Omega \cos(\varphi) V_z - \frac{V_z^2}{R \cos^2(\varphi)}\right) \Delta \varphi + \\ &\quad + \left(\frac{V_z^2 \tan(\varphi) + V_x V_y}{R^2}\right) \Delta R - \\ &\quad - (2A_x) \Delta q_0 + (2A_z) \Delta q_2 - (2A_y) \Delta q_3 + 2A_x, \\ \Delta \dot{V}_y &= \left(\frac{2V_x}{R}\right) \Delta V_x + \left(\frac{2V_z}{R} + 2\Omega \cos(\varphi)\right) \Delta V_z - \\ &\quad - (2\Omega \sin(\varphi)) \Delta \varphi - \left(\frac{V_x^2 + V_z^2}{R^2}\right) \Delta R + \\ &\quad + (-2A_y) \Delta q_0 + (-2A_z) \Delta q_1 + (2A_x) \Delta q_3 + 2A_y, \\ \Delta \dot{V}_z &= \left(\frac{V_z \tan(\varphi)}{R} + 2\Omega \sin(\varphi)\right) \Delta V_x - \\ &\quad - \left(\frac{V_z}{R} + 2\Omega \cos(\varphi)\right) \Delta V_y - \left(\frac{V_y - V_x \tan(\varphi)}{R}\right) \Delta V_z + \\ &\quad + \left(2\Omega(-V_y \sin(\varphi) + V_x \cos(\varphi)) + \frac{V_z V_x}{R \cos^2(\varphi)}\right) \Delta \varphi + \\ &\quad + \left(\frac{V_z(V_y - V_x \tan(\varphi))}{R^2}\right) \Delta R + \\ &\quad + (-2A_z) \Delta q_0 + (2A_y) \Delta q_1 - (2A_x) \Delta q_2 + 2A_z, \\ \Delta \dot{\varphi} &= \left(\frac{1}{R}\right) \Delta V_x - \left(\frac{V_x}{R^2}\right) \Delta R, \end{aligned} \quad (19)$$

$$\Delta\dot{\lambda} = \left(\frac{1}{R \cos(\varphi)} \right) \Delta V_z + \left(\frac{V_z \sin(\varphi)}{R \cos^2(\varphi)} \right) \Delta\varphi -$$

$$- \left(\frac{V_z}{R^2 \cos(\varphi)} \right) \Delta R, \Delta\dot{R} = \Delta V_y.$$

Так как в уравнениях ошибок углового положения использовались уходы ДУС, то систему необходимо расширить тремя дифференциальными уравнениями моделей уходов ДУС. В качестве модели выберем: $\dot{\alpha}_x = 0, \dot{\alpha}_y = 0, \dot{\alpha}_z = 0$. Данная модель означает, что уходы ДУС являются константами, что вполне приемлемо для узкого класса задач:

$$\Delta\dot{q}_0 = 0,$$

$$\Delta\dot{q}_1 = (q_1 q_3 + q_0 q_2) \omega_z \Delta q_0 + \frac{1}{2} (-q_2^2 + q_0^2) \omega_x \Delta q_0 +$$

$$+ (-q_2^2 + q_0^2 - q_3^2 + q_1^2) \alpha_x + (q_1 q_2 + q_0 q_3) \alpha_y +$$

$$+ \frac{1}{2} (-q_3^2 + q_1^2) \omega_x \Delta q_0 + (q_1 q_2 + q_0 q_3) \omega_y \Delta q_0 +$$

$$+ (q_1 q_3 + q_0 q_2) \alpha_z,$$

$$\Delta\dot{q}_2 = (q_1 q_2 + q_0 q_3) \omega_x \Delta q_0 + \frac{1}{2} (-q_1^2 + q_2^2) \omega_y \Delta q_0 +$$

$$+ \frac{1}{2} (-q_3^2 + q_0^2) \omega_y \Delta q_0 + (q_2 q_3 + q_0 q_1) \omega_z \Delta q_0 +$$

$$+ (q_1 q_2 + q_0 q_3) \alpha_x + (-q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 + q_0^2) \alpha_y +$$

$$+ (q_2 q_3 + q_0 q_1) \alpha_z,$$

$$\Delta\dot{q}_3 = \left[\frac{1}{2} (q_3^2 + q_0^2 - q_2^2 - q_1^2) \omega_z \right] \Delta q_0 +$$

$$+ (q_1 q_3 + q_0 q_2) \omega_x$$

$$+ (q_3 q_2 + q_0 q_1) \omega_y \Delta q_0 + (q_1 q_3 + q_0 q_2) \alpha_x +$$

$$+ (q_3 q_2 + q_0 q_1) \alpha_y + (q_3^2 + q_0^2 - q_2^2 - q_1^2) \alpha_z,$$

$$\Delta\dot{V}_x = - \left(\frac{V_y}{R} \right) \Delta V_x - \left(\frac{V_x}{R} \right) \Delta V_y -$$

$$- \left(2\Omega \sin(\varphi) + \frac{2V_z \tan(\varphi)}{R} \right) \Delta V_z -$$

$$- \left(2\Omega \cos(\varphi) V_z - \frac{V_z^2}{R \cos^2(\varphi)} \right) \Delta\varphi +$$

$$+ \left(\frac{V_z^2 \tan(\varphi) + V_x V_y}{R^2} \right) \Delta R -$$

$$- (2A_x) \Delta q_0 + (2A_z) \Delta q_2 - (2A_y) \Delta q_3 + 2A_x,$$

$$\dot{V}_y = \left(\frac{2V_x}{R} \right) \Delta V_x + \left(\frac{2V_z}{R} + 2\Omega \cos(\varphi) \right) \Delta V_z -$$

$$- (2\Omega \sin(\varphi)) \Delta\varphi - \left(\frac{V_x^2 + V_z^2}{R^2} \right) \Delta R +$$

$$+ (-2A_y) \Delta q_0 + (-2A_z) \Delta q_1 + (2A_x) \Delta q_3 + 2A_y,$$

$$\Delta\dot{V}_z = \left(\frac{V_z \tan(\varphi)}{R} + 2\Omega \sin(\varphi) \right) \Delta V_x -$$

$$- \left(\frac{V_z}{R} + 2\Omega \cos(\varphi) \right) \Delta V_y - \left(\frac{V_y - V_x \tan(\varphi)}{R} \right) \Delta V_z +$$

$$+ (2\Omega (-V_y \sin(\varphi) + V_x \cos(\varphi))) \Delta\varphi +$$

$$+ \frac{V_z V_x}{R \cos^2(\varphi)} \Delta\varphi + \left(\frac{V_z (V_y - V_x \tan(\varphi))}{R^2} \right) \Delta R +$$

$$+ (-2A_z) \Delta q_0 + (2A_y) \Delta q_1 - (2A_x) \Delta q_2 + 2A_z,$$

$$\Delta\dot{\varphi} = \left(\frac{1}{R} \right) \Delta V_x - \left(\frac{V_x}{R^2} \right) \Delta R,$$

$$\Delta\dot{\lambda} = \left(\frac{1}{R \cos(\varphi)} \right) \Delta V_z + \left(\frac{V_z \sin(\varphi)}{R \cos^2(\varphi)} \right) \Delta\varphi -$$

$$- \left(\frac{V_z}{R^2 \cos(\varphi)} \right) \Delta R, \Delta\dot{R} = \Delta V_y,$$

$$\dot{\alpha}_x = 0, \dot{\alpha}_y = 0, \dot{\alpha}_z = 0.$$

Уравнения дискретного фильтра Калмана

Для оценки ошибок системы используем дискретный фильтр Калмана:

$$X^f[k] = A_d X_f[k-1];$$

$$P[k] = A_d P[k-1] A_d^T + Q \cdot T_s;$$

$$K_e = P[k] \cdot C_d^T (C_d \cdot P[k] \cdot C_d^T + R)^{-1}; \quad (20)$$

$$X^f[k] = X^f[k] + K_e (dY - C_d \cdot X^f[k]),$$

$$P[k] = P[k] - K_e \cdot C_d \cdot P[k];$$

где A_d – дискретная матрица состояния; X^f – оценка вектора состояния (ошибок); P – матрица кватернионов оценок вектора состояния; Q – матрица кватернионов вектора возмущений; K_e – матрица усиления фильтра Калмана, R – ковариационная матрица ошибок измерения; dY – вектор ошибок измерений; C_d – матрица наблюдения.

Дискретную матрицу состояния получаем из непрерывной:

$$A_d = I + A \cdot T_s, \quad (21)$$

где I – единичная матрица.

Матрица C_d выбирается исходя из вектора измерений (например, в рассматриваемом варианте коррекции от GPS приемника), вектор измерений $Y = [V_x^G \ V_y^G \ V_z^G \ \varphi^G \ \lambda^G \ R^G]^T$, позволяет сформировать вектор ошибок измерений как разность между вычисленными значениями и измеренными с помощью GPS приемника: $dY = [\Delta V_x \ \Delta V_y \ \Delta V_z \ \Delta\varphi \ \Delta\lambda \ \Delta R]^T$. Исхо-

для из этого матрица наблюдения C_d , равна:

$$C_d = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}.$$

Полученные оценки ошибок измерения необходимы для коррекции в алгоритмах определения углового и пространственного положения МЛА.

Алгоритм счисления углового и пространственного положения с компенсацией

На первом этапе для численного интегрирования дифференциальных уравнений используем метод прямоугольников, который обеспечивает приемлемую точность решения при малом шаге интегрирования. Тогда алгоритм определения параметров движения МЛА примет вид:

1. Интегрируем уравнения кинематики в форме кватернионов:

$$\begin{aligned} q_0[k] &= q_0[k-1] + \\ &+ \frac{T_0}{2} \left(\begin{aligned} &-\omega_x[k]q_1[k-1] - \omega_y[k]q_2[k-1] - \\ &-\omega_z[k]q_3[k-1] \end{aligned} \right), \\ q_1[k] &= q_1[k-1] + \\ &+ \frac{T_0}{2} \left(\begin{aligned} &\omega_x[k]q_0[k-1] + \omega_z[k]q_2[k-1] - \\ &-\omega_y[k]q_3[k-1] \end{aligned} \right), \\ q_2[k] &= q_2[k-1] + \\ &+ \frac{T_0}{2} \left(\begin{aligned} &\omega_y[k]q_0[k-1] - \omega_z[k]q_1[k-1] + \\ &+\omega_x[k]q_3[k-1] \end{aligned} \right), \\ q_3[k] &= q_3[k-1] + \\ &+ \frac{T_0}{2} \left(\begin{aligned} &\omega_z[k]q_0[k-1] + \omega_y[k]q_1[k-1] - \\ &-\omega_x[k]q_3[k-1] \end{aligned} \right). \end{aligned} \quad (22)$$

Выполним нормирование кватерниона (22):

$$\begin{aligned} n &= \sqrt{\|Q\|} = \sqrt{q_0^2[k] + q_1^2[k] + q_2^2[k] + q_3^2[k]}, \\ q_0[k] &= \frac{q_0[k]}{n}, \quad q_1[k] = \frac{q_1[k]}{n}, \\ q_2[k] &= \frac{q_2[k]}{n}, \quad q_3[k] = \frac{q_3[k]}{n}. \end{aligned}$$

2. Формируем матрицу перехода из связанной в навигационную систему координат (определение M_{10}).

3. Переводим показания акселерометров в навигационную систему координат:

$$\begin{bmatrix} A_x[k] & A_y[k] & A_z[k] \end{bmatrix}^T = M_{10} \begin{bmatrix} W_x[k] & W_y[k] & W_z[k] \end{bmatrix}^T,$$

где $W = \begin{bmatrix} W_x & W_y & W_z \end{bmatrix}^T$ – вектор показаний акселерометров. Интегрируем уравнения динамики (16).

4. Вычисляем матрицу состояния и приводим

ее к дискретному виду (21).

5. Решаем уравнения, описывающие динамику фильтра Калмана (20).

6. Используем полученную оценку ошибок $X^f[k]$ корректируем соответствующие параметры движения МЛА:

$$V_x^K[k] = V_x[k] - X_5^f[k],$$

$$V_y^K[k] = V_y[k] - X_6^f[k], \quad V_z^K[k] = V_z[k] - X_7^f[k],$$

$$\varphi^K[k] = \varphi[k] - X_8^f[k], \quad \lambda^K[k] = \lambda[k] - X_9^f[k],$$

$$R^K[k] = R[k] - X_{10}^f[k].$$

7. Корректируем угловое положение:

$$\begin{aligned} q_0^K[k] &= X_1^f[k]q_0[k] + X_2^f[k]q_1[k] + X_3^f[k]q_2[k] + \\ &+ X_4^f[k]q_3[k], \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} q_1^K[k] &= -X_2^f[k]q_0[k] + X_1^f[k]q_1[k] + X_4^f[k]q_2[k] - \\ &- X_3^f[k]q_3[k], \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} q_2^K[k] &= -X_3^f[k]q_0[k] - X_4^f[k]q_1[k] + X_1^f[k]q_2[k] + \\ &+ X_2^f[k]q_3[k], \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} q_3^K[k] &= -X_4^f[k]q_0[k] + X_3^f[k]q_1[k] - X_2^f[k]q_2[k] + \\ &+ X_1^f[k]q_3[k]. \end{aligned}$$

Определяем углы ориентации корпуса МЛА:

$$\vartheta[k] = \arcsin \left(2 \left(q_1^K[k]q_2^K[k] + q_0^K[k]q_3^K[k] \right) \right);$$

$$\psi[k] = \arcsin \left(\frac{2 \left(q_1^K[k]q_3^K[k] - q_0^K[k]q_2^K[k] \right)}{\cos(\vartheta[k])} \right);$$

$$\gamma[k] = \arccos \left(\frac{2q_0^K[k]q_0^K[k] + 2q_2^K[k]q_2^K[k] - 1}{\cos(\vartheta[k])} \right).$$

Полученный алгоритм счисления углового и пространственного положения показывает, что выбор метода интегрирования уравнений Пуассона и соотношений для вычисления вектора параметров Родрига-Гамильтона является очень важной задачей. Более того, актуальной является разработка нестандартных или применение апробированных методов численного интегрирования, дающих приемлемые результаты применительно к рассмотренным системам уравнений. Необходимость разработки нестандартных методов численного интегрирования диктуется еще и тем обстоятельством, что от ряда датчиков навигационный вычислитель получает не информацию о проекциях вектора абсолютной угловой скорости на направления измерительных осей, а сигналы, пропорциональные приращениям интегралов от проекций этого вектора в квантованной форме:

$$\Delta\gamma = \int_t^{t+T_0} \omega_x d\tau, \quad \Delta\psi = \int_t^{t+T_0} \omega_y d\tau, \quad \Delta\vartheta = \int_t^{t+T_0} \omega_z d\tau. \quad (23)$$

При учете указанного характера формирования входной информации могут быть использованы, помимо рассмотренного, следующие подходы к построению численных алгоритмов решения кинематических уравнений.

Первый подход основан на разложении решений в ряд Маклорена в окрестностях точки t_0 по степеням интервала времени $T_0 = t - t_0$, где T_0 – такт обработки входной информации.

Рассмотрим его применительно к используемому здесь кинематическому уравнению параметров Родрига-Гамильтона. Представим его в следующем виде:

$$\dot{Q} = 0,5\dot{\Theta}Q. \quad (24)$$

Тогда решение (24) можно представить в виде:

$$Q_t \approx Q_{t_0} + 0,5 \cdot \{\dot{\Theta}_{t_0} \cdot Q_{t_0} \cdot T_0 + \dots\} \quad (25)$$

Здесь опущены члены, содержащие множитель T_0 во второй степени и выше. Если далее положить, что на интервале времени T_0 вектор $\bar{\omega}$ постоянен, будут справедливыми равенства $\Delta\gamma = \omega_x T_0$; $\Delta\psi = \omega_y T_0$; $\Delta\vartheta = \omega_z T_0$, где $\Delta\gamma$, $\Delta\psi$, $\Delta\vartheta$ – приращение углов поворота связанной системы координат с МЛА за один такт работы системы. Тогда выражение (25) можно записать в виде

$$Q_t \approx Q_{t_0} + 0,5\{\Delta\Theta + 0,5\Delta\Theta^2\}Q_{t_0}, \quad (26)$$

$$\Delta\Theta = \begin{bmatrix} 0 & -\Delta\gamma & -\Delta\psi & -\Delta\vartheta \\ \Delta\gamma & 0 & \Delta\vartheta & -\Delta\psi \\ \Delta\psi & -\Delta\vartheta & 0 & \Delta\gamma \\ \Delta\vartheta & \Delta\psi & -\Delta\gamma & 0 \end{bmatrix}. \quad (27)$$

Из (27) следует, что на n -ом такте счета вектор параметров Родрига-Гамильтона можно определить следующим образом:

$$Q_n = (I + 0,5\Delta\Theta_n + 0,25\Delta\Theta_n^2) \cdot Q_{n-1}. \quad (28)$$

При этом для формирования элементов матрицы $\Delta\Theta_n$ используется информация ДУС, поступившая на такте T_0 вычисления параметров Родрига-Гамильтона.

Еще один подход для построения численного алгоритма базируется на использовании, хорошо зарекомендовавшей себя во многих технических приложениях, экстраполяционной формулы Адамса второго порядка. Интегрирование уравнения (24) с помощью экстраполяционной формулы Адамса дает следующий результат:

$$Q_n = Q_{n-1} + 0,5 \cdot T_0 \cdot (3\dot{Q}_n - \dot{Q}_{n-1}). \quad (29)$$

Если в последнем равенстве, по аналогии с вышеизложенным, принять, что

$$\dot{Q}_n \cdot T_0 = 0,5\Delta\Theta_n \cdot Q_{n-1},$$

то (29) запишется в виде:

$$Q_n = \{I + 0,75\Delta\Theta_n\}Q_{n-1} - 0,25\Delta\Theta_{n-1}Q_{n-2}. \quad (30)$$

Для повышения точности численного интегри-

рования дифференциальных уравнений элементы кватерниона необходимо подвергать операции нормирования на каждом такте вычислений. С целью упрощения процедуры нормирования выражение $1/\sqrt{\|Q\|}$ линеаризовано к виду $1/\sqrt{\|Q\|} = 1,5 - 0,5 \cdot \|Q\|$, так что нормированный вектор Q^N на каждом такте интегрирования определяется равенством $\lambda Q^N = Q \cdot (1,5 - 0,5 \cdot \|Q\|)$. Все последующие этапы алгоритма определения параметров движения МЛА идентичны применениям метода интегрирования прямоугольниками.

Заключение

В статье был рассмотрен вариант построения инерциальной навигационной измерительной системы. Получены уравнения кинематики в кватернионной форме и уравнения динамики твердого тела в географической системе координат. На их основе получены выражения для уравнений ошибок кинематических соотношений в виде кватернионов и уравнений ошибок динамики поступательного движения. Выполнено построение уравнений дискретного фильтра Калмана. Описана реализация алгоритма счисления углового и пространственного положения МЛА и представлена реализация синтезированного алгоритма применением различных методов интегрирования уравнения кинематики и динамики МЛА.

Полученные в работе уравнения ошибок БИНС отличаются от известных тем, что они применимы для широкого диапазона инструментальных ошибок датчиков, что позволяет их использование для БИНС с низкоточными датчиками. Для полноты исследования в дальнейшем необходимо провести анализ наблюдаемости инструментальных ошибок БИНС, и при необходимости анализ их обнаруживаемости, что позволит оценить как наблюдаемые, так и ненаблюдаемые состояния модели ошибок навигационной системы. Обеспечение наблюдаемости инструментальных погрешностей БИНС позволит на высоком уровне решать задачу коррекции инструментальных ошибок БИНС и повысить точность определения параметров движения МЛА.

Литература

1. Комплексный синтез системы автоматического управления малогабаритного летательного аппарата вертикального взлета и посадки [Текст] / Нгуен Ван Тхинь, Буй Суан Кхоа, С. Н. Фирсов, О. В. Резникова // Исследование наук и технологий. – Вьетнам, Ханой, 2013. – № 4(24). – С. 19 – 26.
2. До Куок Туан. Построение отказоустойчивого блока датчиков угловой скорости системы управления многоцелевого самолета [Текст] / До Куок Туан, С. Н. Фирсов, О. А. Пицухина // Наука і техніка повітряних сил Збройних сил України. – 2013. – № 2(11). – С. 84 – 87.

3. Фирсов, С. Н. Управление малогабаритным летательным аппаратом вертикального взлета и посадки при переходе от одного режима полета в другой [Текст] / С. Н. Фирсов, Ван Тхинь Нгуен, А. В. Данченко // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2012. – № 3 (90). – С. 56 – 61.

4. Бесплатформенная система ориентации и навигации минибеспилотного летательного аппарата [Текст] / Р. В. Алатуев, Ю. В. Иванов, В. В. Матвеев и др. // *Управление и информатика в аэрокосмических системах. Приложение к журн. «Мехатроника, автоматизация, управление»*. – 2008. – № 10. – С. 14 – 19.

5. Матвеев, В. В. Основы построения БИНС [Текст] / В. В. Матвеев, В. Я. Распопов. – СПб. : ГНЦНИИ «Электронприбор», 2009. – 300 с.

6. Управление и наведение беспилотных маневренных летательных аппаратов на основе современных информационных технологий [Текст] / под редакцией М. Н. Красильщикова и Г. Г. Себрякова. – М.: Физматлит, 2003. – 280 с.

7. Дубинко, Ю. С. Управляющий комплекс подвижных объектов на базе спутниковых навигационных систем [Текст] / Ю. С. Дубинко, О. В. Никитин // *Навигация и гидрография*. – 2006. – № 22. – С. 16 – 21.

8. Бромберг, П. В. Теория инерциальных систем навигации [Текст] / П. В. Бромберг. – М.: Наука, 1979. – 294 с.

9. Инерциальная навигация [Текст] / под ред. О'Доннелла. – М.: Наука, 1969. – 592 с.

10. Анучин, О. Н. Интегрированные системы ориентации и навигации для морских подвижных объектов [Текст] / О. Н. Анучин, Г. И. Емельянцева. – СПб.: ГНЦ РФ – ЦНИИ «Электронприбор», 2003. – 390.

11. Кортун, В. И. Уравнение ошибок бесплатформенных инерциальных навигационных систем и анализ наблюдаемости [Текст] / В. И. Кортун, Г. А. Проскура // *Системы обработки информации*. – № 9 (58). – X. : ХУ ПС, 2006. – С. 112 – 115.

12. Златкин, О. Ю. Компенсационный метод начальной выставки БИНС [Текст] / О. Ю. Златкин, А. А. Иванов, В. М. Тиховский // *Механика та машинобудування*. – 2007. – № 2. – С. 42 – 52.

13. Диагностирование бесплатформенной инерциальной навигационной системы беспилотного летательного аппарата с глубиной до места отказа [Текст] / А. С. Кулик, С. Н. Фирсов, Туан Куок До, О. Ю. Златкин // *Радіоелектронні і комп'ютерні системи*. – 2008. – № 1 (28). – С. 75 – 81.

14. Повышение точности инерциальной навигационной системы летательного аппарата [Текст] / А. С. Кулик, С. Н. Фирсов, Туан Куок До, О. Ю. Златкин // *Радіоелектронні і комп'ютерні системи*. – 2008. – № 2 (29). – С. 50 – 54.

15. Кулик, А. С. Обработка сигналов датчиков первичной информации бесплатформенной инерциальной навигационной системы цифровой фильтрации [Текст] / А. С. Кулик, С. Н. Фирсов, Нгуен Ван Тхинь // *Радіоелектронні і комп'ютерні системи*. – 2010. – № 4 (45). – С. 120 – 12

Поступила в редакцию 9.01.2014, рассмотрена на редколлегии 12.02.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. систем управления летательными аппаратами А. С. Кулик, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

МАЛОГАБАРИТНА БЕСПЛАТФОРМНА ІНЕРЦІАЛЬНА НАВІГАЦІЙНА СИСТЕМА АВТОНОМНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ З КОРЕКЦІЄЮ ВІД СУПУТНИКОВОГО НАВІГАЦІЙНОГО ПРИЙМАЧА

І. В. Жежера, Уісам Будіба, С. Н. Фірсів

У статті отримано рівняння кінематики в кватерніонній формі та рівняння динаміки твердого тіла в географічній системі координат. На їх основі отримано вирази для рівнянь помилок кінематичних співвідношень у вигляді кватерніонів і рівнянь помилок динаміки поступального руху. Виконано побудову рівнянь дискретного фільтра Калмана. Описано реалізацію алгоритму числення кутового і просторового положення малогабаритного автономного літального апарату і представлено реалізацію синтезованого алгоритму застосування різних методів інтегрування рівняння кінематики і динаміки виробу.

Ключові слова: навігація, акселерометр, датчик кутової швидкості, фільтр Калмана, рівняння помилок, інтегрування рівнянь.

SMALL-SIZED STRAPDOWN INERTIAL NAVIGATION SYSTEM OF AUTONOMOUS AIRCRAFT WITH CORRECTION FROM SATELLITE NAVIGATION RECEIVER

I. V. Zhezhera, U. Boudiba, S. N. Firsov

In this paper, the kinematics equations in the quaternion form and the equations of rigid body dynamics in the geographic coordinate system are obtained. They are used to derive expressions for the error equations kinematic relations in the form of quaternions and error dynamics equations of the translational motion. The discrete Kalman filter equations are derived. The realization of the algorithm value of the angular and spatial position of the small-sized autonomous aircraft is described and an implementation of the algorithm synthesized using various methods of integrating the equation of kinematics and dynamics of the vehicle is presented.

Keywords: navigation, accelerometer, angular velocity sensor, the Kalman filter, the equation errors, integration of the equations.

Жежера Иван Владимирович – магистрант кафедры систем управления летательными аппаратами, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Уісам Будіба – магистрант кафедры систем управления летательными аппаратами, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Фирсов Сергей Николаевич – канд. техн. наук, доцент, доцент каф. систем управления летательными аппаратами, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: Firsov@d3.khai.edu.09

УДК 621.192

Н. П. БЛАГОДАРНЫЙ

Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ»

МОДЕЛИ ДЕГРАДАЦИИ И РЕДЕГРАДАЦИИ МАТРИЧНЫХ СПЕЦПРОЦЕССОРОВ РЕАЛЬНОГО ВРЕМЕНИ

Предлагается решение задачи обеспечения отказоустойчивости матричных спецпроцессоров реального времени с циклическими режимами функционирования в условиях накопления отказов, изменения интенсивности потока отказов процессорных модулей и изменения требований к уровню отказоустойчивости. Определяются понятия деградации и редукации матричных спецпроцессоров. Разрабатывается алгоритм назначения деградации (редукации) матричных процессоров и определения необходимого числа ее шагов. Обоснована целесообразность циклического использования физических процессорных сред фиксированной размерности для реализации логических процессорных сред большей размерности с целью решения задач обеспечения отказоустойчивости матричных спецпроцессоров.

Ключевые слова: отказ, сбой, процессорный модуль, деградация, редукация.

Введение

Высокоинтегрированные матричные спецпроцессоры (МСП) реального времени (РВ) широко используются в системах управления и обработки сигналов (изображений) [1, 2]. В общем случае они представляют собой совокупность из n^2 процессорных модулей (ПМ) (>4), регулярно соединенных между собой [2 - 4]. Каждый ПМ содержит в своем составе входные коммутаторы K_1, K_2 , выходные коммутаторы K_3, K_4 , процессорный элемент (ПЭ) и схему управления (СУ) [3, 4]. Элементы ПМ ($K_1 \div K_4$, ПЭ, СУ) в процессе использования МСП по назначению подвергаются воздействию потоков отказов, сбоев и восстановлений [5, 6] на активных временных интервалах интервалах (t_{H_i}, t_{O_i} , где t_{H_i}, t_{O_i} – моменты начала и окончания i -го активного временного интервала) применения МСП РВ по назначению.

По мере накопления отказов ПМ в процессе функционирования МСП реального времени на активных временных интервалах условие (неравенство) $\gamma_T(t_{H_i}) \geq \gamma_{\min}(t_{H_i})$ достаточности текущего запаса реконфигурируемости $\gamma_T(t_{H_i})$ по отношению к минимальному запасу $\gamma_{\min}(t_{H_i})$ реконфигурируемости перед каждым активным временным интервалом перестает выполняться [4, 5]. Обеспечение требуемого уровня отказоустойчивости МСП РВ на активных временных интервалах при этом достигается путем перевода части исправных ПМ из множества $V_u(t_{H_i})$ исправных процессорных модулей (ПМ) МСП в множество резерв-

ных ПМ $V_p(t_{H_i})$ перед началом очередного (i -го, $i=1,2,\dots$) активного временного интервала. Уменьшение мощности множества $V_u(t_{H_i})$ ведет к невозможности осуществления изоморфного отображения комплекса реализуемых алгоритмов (логической процессорной среды (ЛПС) $G_L(V, E)$, где V – множество логических ПМ, E – множество логических связей между логическими ПМ) на физическую ПС (МСП) $G_\Phi(V_u(t), E_u(t))$ [1]. Наоборот, избыточный объем резервных ПМ процессорных модулей, имеющий место при снижении интенсивности потоков отказов ПМ или требований к уровню отказоустойчивости) целесообразно использовать для повышения производительности МСП РВ (увеличения мощности логической ПС) при обеспечении требуемого уровня отказоустойчивости.

В известных публикациях [1-9] эти обстоятельства обеспечения отказоустойчивости МСП РВ не рассматривались. Не исследовалось влияние деградационных и редукационных процессов на обеспечение отказоустойчивости МСП на активных временных интервалах функционирования.

1. Постановка задачи исследования

Реализация логической ПС (ЛПС)

$$G_L(V^L, E^L),$$

в общем случае, осуществляется закреплением за физическими ПМ $V_{ij}, V_{ij} \in V_u(t_{H_i})$ соответствующих логических ПМ $V_{ij}^L, V_{ij}^L \in V_u^L(t_{H_i})$, т. е. в реа-

лизации изоморфного отображения $Z_{лф}$

$$Z_{лф} : V^л \rightarrow V_u^\phi(t_{H_i}). \quad (1)$$

Кроме того, схема межсоединений физической ПС $G_\phi[V_u(t_{H_i}), E_u(t_{H_i})]$ должна повторять схему межсоединений логической ПС $G_\phi[V^л, E^л]$.

Накопление отказов в физической ПС обуславливает необходимость уменьшения числа столбцов и строк матрицы процессорных модулей МСП РВ. Поэтому изоморфное отображение ЛПС на ФПС возможно при соответствующих изменениях ЛПС $G_\phi[V^л, E^л]$.

Наоборот, восстановление ФПС после действия сбоя и снижение требований к объему резервного оборудования МСП РВ, приводят к целесообразности и необходимости увеличения числа столбцов и строк матрицы процессорных модулей [4, 5]. Определим условия изменения размерностей логической и физической процессорных сред перед активными временными интервалами применения МСП РВ и пути их использования для обеспечения требуемого уровня отказоустойчивости.

2. Метод решения задачи обеспечения отказоустойчивости матричных спецпроцессоров

Введем понятия деградации и ререградации процессорных сред.

Деградацией логической ПС $G_\phi^{(i)}[V^л, E^л]$ в $t=t_{0_i}$

называется уменьшение ее размерности по координате X (горизонтали) и (или) координате Y (вертикали) с образованием перед очередным активным временным интервалом логической ПС $G_\phi^{(i+1)}[V^л, E^л]$ в $t=t_{H_{i+1}}$. Здесь i - номер шага деградации, $i = \overline{0, n-1}$.

$$\exists V_{ij}^л \in V^л \ \& \ \exists V_{lk}^л \in V^л : V_{ij}^л \xrightarrow{Z_{лф}} V_{lk}^л \rightarrow V_{mn}^\phi(V_{ij}^л) \leftrightarrow V_{rs}^\phi(V_{lk}^л), \quad (2)$$

где $\xrightarrow{л} \leftrightarrow \xrightarrow{ф}$ - знаки наличия связей между ПМ в ЛПС $G_\phi[V^л, E^л]$ и ФПС $G_\phi[V_u(t), E_u(t)]$ соответственно.

Реализация отображения $Z_{лф}$ (1) должна осуществляться соответствующей настройкой коммута-

торов K_1-K_4 ПМ V_{mn}, V_{rs} и настройкой резервных ПМ $V_{hq}, V_{hq} \in V_p(t)$, находящихся на пути между $V_{mn}^л$ и $V_{rs}^л$ на реализацию соответствующих функций коммутации $f_i^k, f_i^k \in \{f_i^k\}_{i=1}^4$. При выполнении условий (1)-(2) возможна реализация логической ПС $G_\phi[V^л, E^л]$ на физической ПС $G_\phi[V_u(t), E_u(t)]$.

В таблице 1 приведены возможные варианты деградации двумерных ПС.

Таблица 1
Варианты деградации двумерных ПС

Координата X	Координата Y	Вариант
Const	Var	1
Var	Const	2
Var	Var	3

Вариант 1 допускает деградацию ПС по координате Y, вариант 2 - по координате X, вариант 3 - по обеим координатам. Например, для блока обработки сигналов радиолокационной станции с цифровым синтезированием апертуры антенны (БОС ЦРСА) вариант деградации 1 применим в случае, если допустимо ухудшение разрешающей способности по азимуту, а вариант деградации 2 - если допустимо последовательное ухудшение разрешающей способности по дальности. Ухудшение разрешающей способности по обеим координатам (азимуту и дальности) описывает вариант деградации 3.

На рисунках 1 - 3 показаны размещения логических ПМ до и после деградации ЛПС по вариантам 1 - 3. При деградации ЛПС имеет место неравенство $|V^л|_{t=t_{0_i}} > |V^л|_{t=t_{H_i}}$.

Деградация логической ПС обуславливает уменьшение мощности $|V_u(t_{H_i})|$ множества используемых ПМ в физической ПС числом $\Delta V(i)$ ЛПМ, исключаемых из множества $V^л$

$$\Delta V(j) = \begin{cases} n, & \text{при деградации ЛПС} \\ & \text{по одной координате,} \\ 2(n-1)+1, & \text{при деградации ЛПС} \\ & \text{по координатам X, Y.} \end{cases}$$

Деградация ЛПС обуславливает уменьшение мощности $|V_u(t_{H_i})|$ множества используемых ПМ в ФПС $G_\phi[V_u(t_{H_i}), E_u(t_{H_i})]$ на величину $\Delta V(j)$

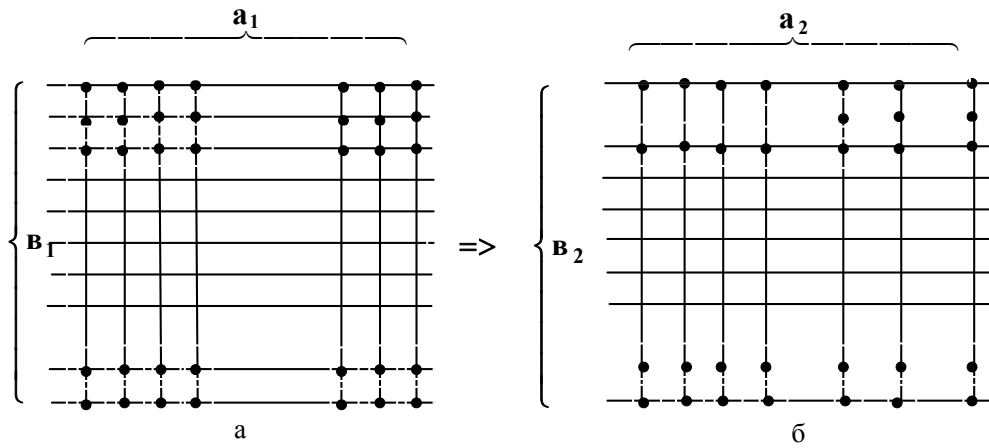


Рис. 1. Деградация ЛПС по координате Y ($b_2 < b_1$)

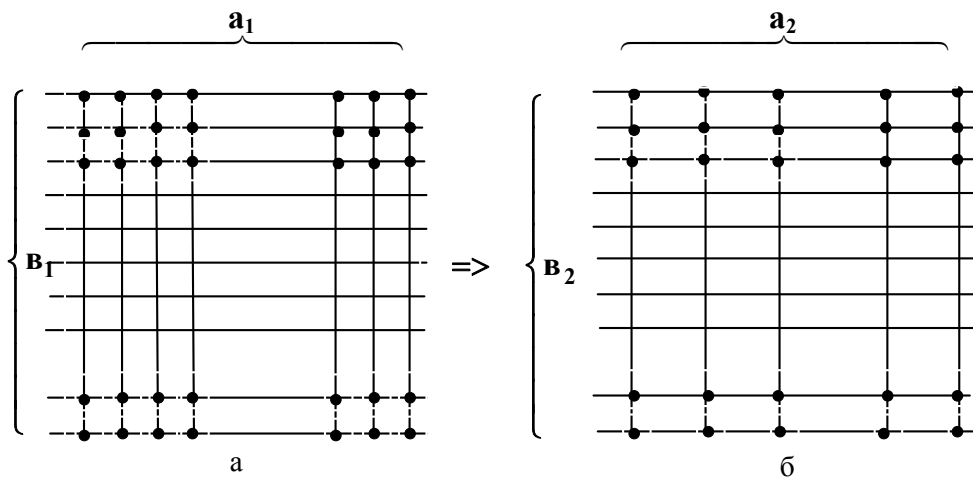


Рис. 2. Деградация ЛПС по координате X ($a_2 < a_1$)

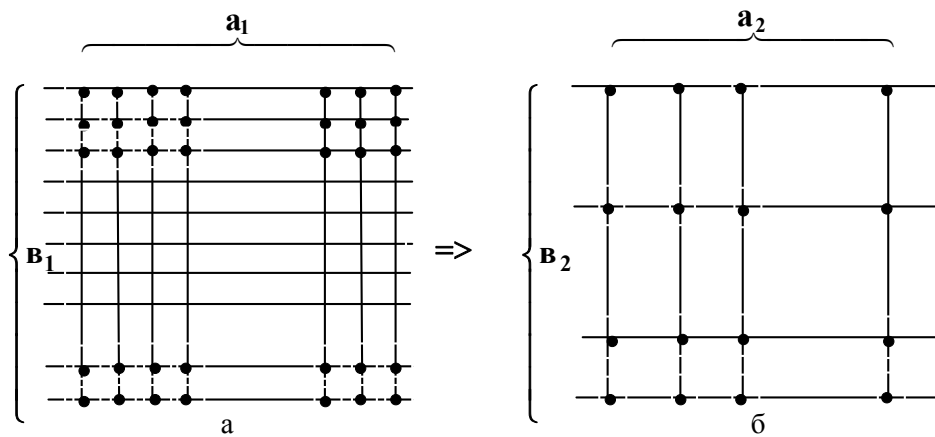


Рис. 3. Деградация ЛПС по координатам X, Y ($a_2 < a_1, b_2 < b_1$)

$$\left| V_u(t_{H_i}) \right| = \left| V_u(t_{0_{i-1}}) \right| - \Delta V(j).$$

На рис. 4 приведен алгоритм деградации МСП

РВ.

В процессе функционирования МСП возможно снижение требований к значению $\gamma_{\min}(t_{H_i})$ за счет:

- уменьшения требуемого значения P_T^{TP} вероятности безотказной работы МСП;
- уменьшения интенсивностей λ_0, λ_c потоков отказов и сбоев;
- уменьшения длительности t_a активного интервала (t_{H_i}, t_{0_i}).

Эти обстоятельства позволяют осуществлять регенерацию ФПС $G_\Phi[V_u(t_{0_i}), E_u(t_{0_i})]$ с целью максимизации значений коэффициента пропускной способности МСП РВ [8], при сохранении требуемого значения вероятности $P_{МСП}(t)$ безотказной работы МСП, $t \in (t_{H_{i+1}}, t_{0_{i+1}})$.

Регенерацией физической ПС $G_\Phi[V_u(t_{0_i}), E_u(t_{0_i})]$ называется увеличение мощности $|V_u(t_{H_{i+1}})|$ множества рабочих ПМ на $\Delta V(j)$ процессорных модулей с целью реализации логической ПС $G_L^{(j-1)}[V^L, E^L]$

$$Z_R^\Phi(j): G_L^j[V^L, E^L] \rightarrow G_L^{(j-1)}[V^L, E^L]. \quad (3)$$

Условия деградации и регенерации матричных спецпроцессоров реального времени перед активными временными интервалами применения по назначению приведены в таблице 2.

Деградация логической процессорной среды обуславливает необходимость деградации логической процессорной среды, что, в конечном счете, ведет к уменьшению глубины обработки информации в МСП [9]. В то же время существует широкий класс МСП КВ, в которых не допускается уменьшение глубины обработки, т.е. деградации ЛПС $G_L^j[V^L, E^L]$ [6, 9].

Волновая организация функционирования ПС позволяет достаточно просто реализовать ЛПС $G_L[V^L, E^L]$ путем циклического использования $G_\Phi[V_u(t), E_u(t)]$, $|V_u(t)| < |V^L|$, для реализации i -х фрагментов $G_{L_i}^j[V^{L_i}, E^{L_i}]$, $i = \overline{1, I}$

$$\bigcup_{i=\overline{1, I}} G_{L_i}^j[V^{L_i}, E^{L_i}] = G_L^j[V^L, E^L].$$

Размеры фрагментов $G_{L_i}[V^{L_i}(t), E^{L_i}(t)]$ перед активным временным интервалом (t_{H_i}, t_{0_i}) применения МСП должны удовлетворять неравенству $|V^{L_i}| \leq |V_u(t_{H_i})|$. Так как $|V^L(t_{H_i})| > |V_u(t_{H_i})|$, то средствами $G_\Phi[V_u(t), E_u(t)]$ возможна попеременная реализация отдельных фрагментов $G_s^L[V_u^L(t), E_u^L(t)]$. На рисунке 5 приведён пример тривиальной декомпозиции ЛПС 4x4 на фрагменты $G_{L_i}[V^{L_i}, E^{L_i}]$, $i = \overline{1, 4}$, причём $\forall i = \overline{1, 4}: |V_u^L(t)| = 4$. Набор функций, реализуемых ПМ ФПС $G_\Phi[V_u(t_{H_i}), E_u(t_{H_i})]$, приведен в табл. 3

При $X_{пр}^* = 0$ осуществлять предварительную реконфигурацию для деградации (регенерации) МСП нецелесообразно и на следующем активном временном интервале $(t_{H_{i+1}}, t_{0_{i+1}})$ МСП будет функционировать с прежним качеством, $K_{S_{II}}(t_{H_i}) = K_{S_{II}}(t_{H_{i+1}})$. Предварительная реконфигурация может быть использована лишь при нарушении условия оптимальности размещения в МСП

Таблица 2

Условия деградации (регенерации) МСП реального времени

$X_{пр}^*$	Деградация МСП		Регенерация МСП	
	$ V^L = \text{var}$	$ V^L = \text{const},$ $j < j_{\text{доп}}$	$ V^L = \text{var}$	$ V^L = \text{const},$ $j < j_{\text{доп}}$
0	$\gamma(t_{H_i}) > \gamma_{\min}(t_{H_i}),$ $y^* - x^* < \Delta V(k)^*$	$j+1 > j_{\text{доп}}$	$\gamma(t_{H_i}) > \gamma_{\min}(t_{H_i}),$ $y^* - x^* < \Delta V(k-1)$	$\frac{ V^L }{j-1} < V_u(t_{0_i}) +$ $+ \Delta V(k-1)$
1	$\gamma(t_{H_i}) > \gamma_{\min}(t_{H_i})$	$j+1 \leq j_{\text{доп}}$	$\gamma(t_{H_i}) > \gamma_{\min}(t_{H_i})$ $y^* - x^* > \Delta V(k-1)$	$\frac{ V^L }{j-1} > V_u(t_{0_i}) +$ $+ \Delta V(k-1)$

$$y^* = |V_p(t_{H_i})|; x^* = \ell_{oc}(t_a); k - \text{номер текущего шага деградации ФПС.}$$

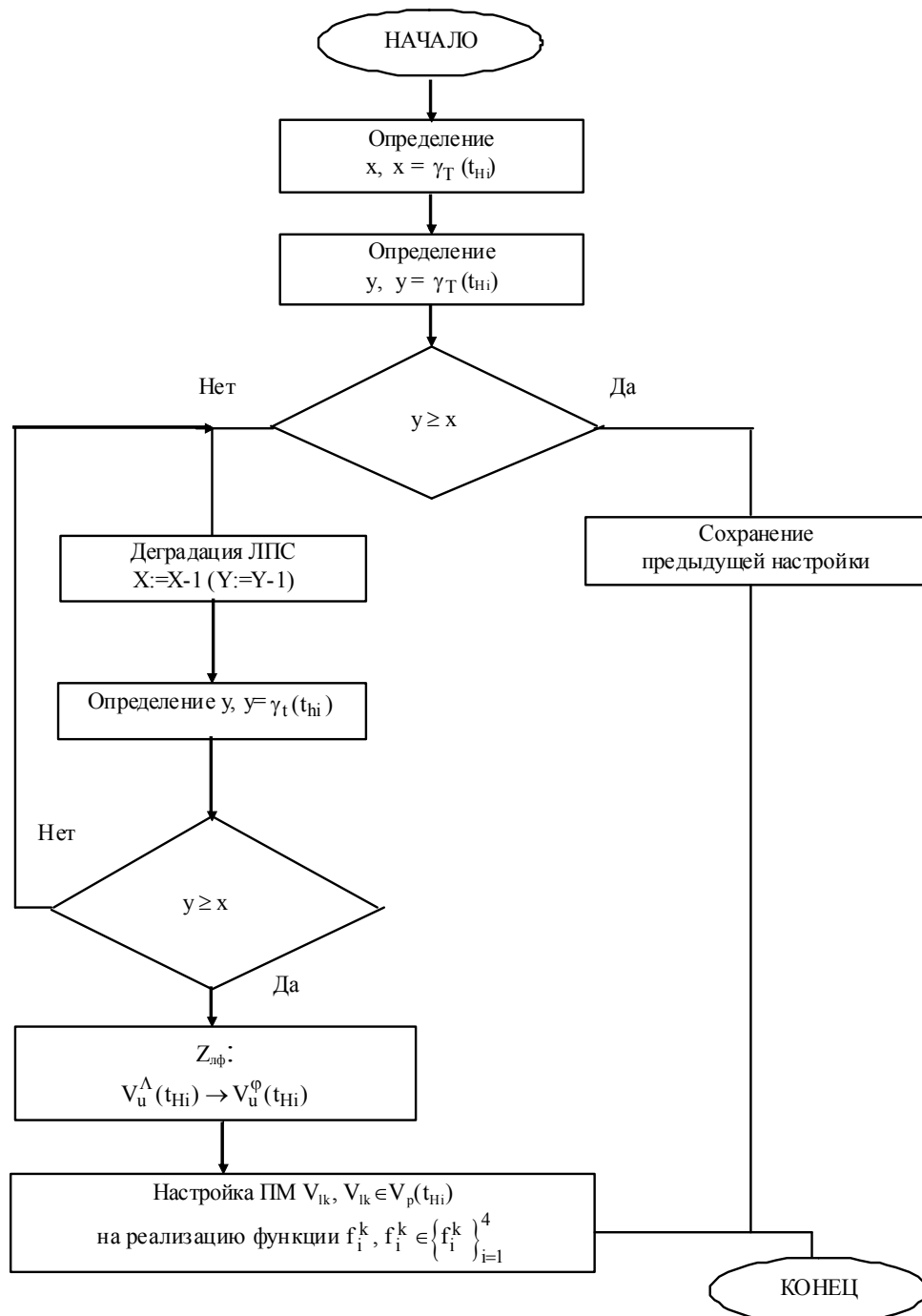


Рис. 4. Граф-схема алгоритма деградации физической ПС (МСП)

резервных ПМ. При $X_{\text{пр}}^* = 1$ должна осуществляться предварительная реконфигурация МСП (деградация или ререградация МСП) с целью оптимизации функционирования систем управления и обработки сигналов (изображений).

Заключение

Обеспечение требуемого уровня отказоустойчивости МСП РВ на очередном активном временном интервале должно достигаться путем максимального согласования логической ПС с возможно-

стями физической ПС, априорных оценок интенсивностей потоков отказов и сбоев. Поэтому актуален поиск методов деградации и ререградации логических процессорных сред и их изоморфного отображения на физические процессорные среды с требуемым объемом резервного оборудования.

Предложенные алгоритмы деградации (ререградации) логических ПС позволяют совершенствовать методику синтеза отказоустойчивых МСП РВ и обеспечивать их высокую эффективность функционирования на активных временных интервалах применения.

Литература

1. Сверхбольшие интегральные схемы и современная обработка сигналов [Текст] : пер. с англ. / под ред. С. Гуна и др. – М. : Радио и связь, 1989. – 472 с.

2. Кун, С. Матричные процессоры на СБИС [Текст] : пер. с англ. / С. Ю. Кун ; ред. Ю. Г. Дадаев. – М. : Мир, 1991. – 672 с.

3. Благодарный, Н. П. Модель запаса ререконфигурируемости матричных спецпроцессоров реального времени в условиях кластеризации отказов [Текст] / Н. П. Благодарный // Системы обработки информации. – 2000. – Вып. 4(10). – С. 104-106.

4. Благодарный, Н. П. Решение задачи использования резервных процессорных модулей отказоустойчивых матричных спецпроцессоров [Текст] / Н. П. Благодарный // Радіоелектронні і комп'ютерні системи. – 2009. – № 6 (28). – С. 80-83.

5. Харченко, В. С. О реконфигурируемости цифровых систем [Текст] / В. С. Харченко, Н. П. Благодарный // Электронное моделирование.

– 1998. – № 6. – С. 81-93.

6. Благодарный, Н. П. Модели эффективности использования однородных процессорных сред [Текст] / Н. П. Благодарный // Радіоелектронні і комп'ютерні системи. – 2010. – № 6 (47). – С. 229-235.

7. Оценки числа отказов и сбоев процессорных модулей матричных спецпроцессоров на активных интервалах применения [Текст] / Н. П. Благодарный, М. Ф. Сидоренко, Б. В. Остроумов, Д. С. Троненко // Радіоелектронні і комп'ютерні системи. – 2009. – № 7 (29). – С. 78-80.

8. A Reconfigurability of Fault-Tolerant Systems: the Measures, Algorithms and Modeling Technique [Text] / V. S. Kharchenko, V. V. Gostishchev, N. P. Blagodarny, V. A. Melnikov // Успехи современной радиоэлектроники. – 2002. – № 5. – С. 62-72.

9. Благодарный, Н. П. Назначение рабочих модулей матричных спецпроцессоров реального времени [Текст] / Н. П. Благодарный, Ю. М. Зигангирова // Системи обробки інформації. – 2002. – Вип. 5(21). – С. 298-300.

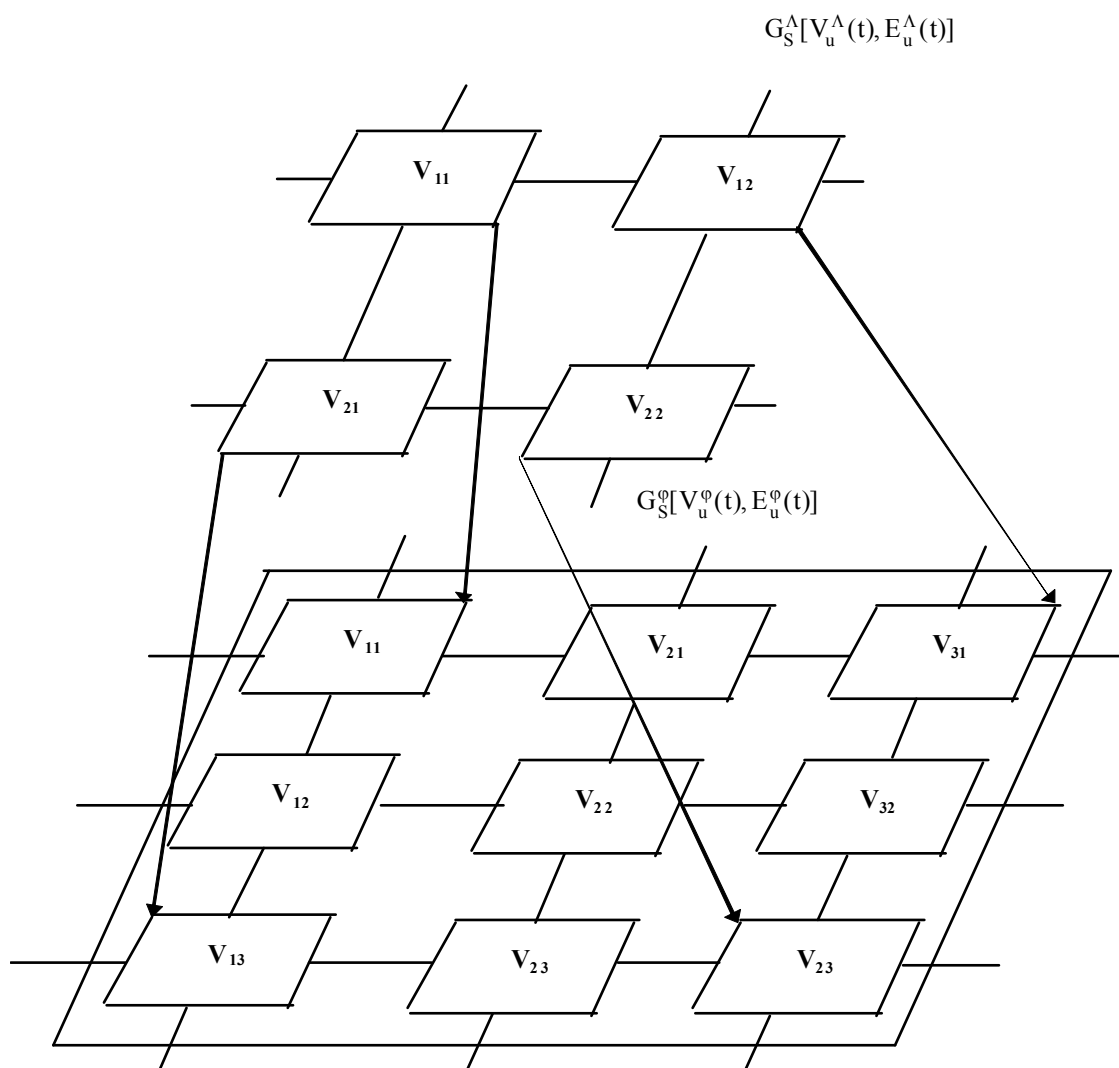


Рис. 5. Пример отображения $G_S^{\Lambda}[V_u^{\Lambda}(t), E_u^{\Lambda}(t)]$ на $G_S^{\Phi}[V_u^{\Phi}(t), E_u^{\Phi}(t)]$

Таблица 3

Набор функций, реализуемых ПМ ФПС $G_{\Phi} [V_u(t_{H_i}), E_u(t_{H_i})]$

Столбец V_{li}	Реализуемая функция	Столбец V_{2i}	Реализуемая функция	Столбец V_{3i}	Реализуемая функция
V_{11}	f_1^0, f_2^0	V_{21}	f_1^k, f_2^k	V_{31}	f_1^0, f_2^0
V_{12}	f_1^k, f_2^k	V_{22}	f_1^k, f_2^k	V_{32}	f_1^k, f_2^k
V_{13}	f_1^0, f_2^0	V_{23}	f_1^k, f_2^k	V_{33}	f_1^0, f_2^0

Поступила в редакцию 7.02.2014, рассмотрена на редколлегии 12.02.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. компьютерных систем и сетей В. С. Харченко, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

МОДЕЛІ ДЕГРАДАЦІЇ ТА РЕДЕГРАДАЦІЇ МАТРИЧНИХ СПЕЦПРОЦЕСОРІВ РЕАЛЬНОГО ЧАСУ

М. П. Благодарний

Пропонується рішення задачі забезпечення відмовостійкості матричних спецпроцесорів реального часу з циклічними режимами функціонування в умовах накопичення відмов, зміни інтенсивності потоку відмов процесорних модулів і зміни вимог до рівня відмовостійкості. Визначаються поняття деградації та редеградації матричних спецпроцесорів. Розробляється алгоритм призначення деградації (редеградації) матричних процесорів і визначення необхідного числа її кроків. Обґрунтовано доцільність циклічного використання фізичних процесорних середовищ фіксованої розмірності для реалізації логічних процесорних середовищ більшої розмірності з метою розв'язання завдань забезпечення відмовостійкості матричних спецпроцесорів.

Ключові слова: відмова, збій, процесорний модуль, деградація, редеградація.

MODELS OF DEGRADATION AND REDEGRADATION OF REAL TIME MATRIX SPECIAL PROCESSORS

N. P. Blagodarnyy

The paper offers solution to the problem of resiliency provision for real time matrix special processors with cyclic modes of operation in case of failure accumulation, changes of intensity of processor modules failure flow and changes of requirement for the level of fault tolerance. The notions of degradation and redegradation of matrix special processors are defined. An algorithm of assignment of degradation (redegradation) of matrix special processors and determination of the required number of its steps are developed. Expediency cyclic use of physical processor environments fixed dimension for implementing logical processor environments greater dimension to meet the challenges of matrix resiliency special processors.

Keywords: failure, malfunction, processor module, degradation, redegradation.

Благодарный Николай Петрович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры электротехники и механики, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: blag53@mail.ru.

УДК 533.69.04

Г. А. ЧЕРЕПАЩУК, А. П. ПОТЫЛЬЧАК, А. В. БОРЗЕНКОВА

Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина

ПОВЫШЕНИЕ ТОЧНОСТИ ВЗВЕШИВАНИЯ И ЦЕНТРОВКИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

В работе рассмотрены системы взвешивания и центровки летательных аппаратов (ЛА). Уточнены расчетные схемы для определения положения центра тяжести ЛА и оценена точность измерения, что позволило повысить надежность работы данных систем. Рассмотрено понятие метрологического моделирования. Установлены метрологические критерии подобия модели и исследуемого объекта. Обосновано применение метода метрологического моделирования при метрологических испытаниях систем взвешивания и центровки ЛА. Сравнение измеренных значений положения ЦТ с образцовыми, определенными для упрощенной уменьшенной модели, позволяет оценить статические характеристики преобразования и точность исследуемой системы.

Ключевые слова: система взвешивания и центровки, центр тяжести, метрологическое моделирование, взвешивание, неопределенность, метрологические испытания.

Введение

Измерение положения тяжести (ЦТ) быстро движущихся механизмов, в частности самолетов и вертолетов играет важную роль в области гражданского авиастроения. Центровка летательных аппаратов является одним из основных факторов обеспечения необходимого уровня надежности и безопасности полетов [1].

В соответствии с требованиями ИКАО 9760 (ICAO – International Civil Aviation Organization), а также НЛГС (Нормы летной годности самолетов), необходимо производить взвешивание и определять фактическое положение ЦТ всех самолетов в процессе их эксплуатации (один раз в 4 года), даже если за это время не выполнялись их доработки или ремонты. Кроме того, внеочередному определению массы и центровке подлежат все переоборудованные и доработанные самолеты, а также самолеты до и после ремонта. Для этого используют системы взвешивания и центровки ЛА. Взвешивание и центровку ЛА необходимо производить для подтверждения того, что вес находится в допустимых пределах и координаты ЦТ лежат в допустимом диапазоне. Выполнение данных требований повышает безопасность и эффективность полетов.

Своевременное и точное взвешивание и центровка ЛА позволяет снизить уровень авиационных катастроф из-за неправильной загрузки самолетов и вертолетов, а также повысить безопасность полетов.

Анализ последних публикаций

В существующих системах для определения веса и положения центра тяжести самолетов и вер-

толетов, разработанных НПО «Дискрет» [2], фирмами «АКСИС», «СКАЛЕС» [3], ООО «Инженерное бюро Авиационного института» [4] при метрологических испытаниях не определяется погрешность измерения положения ЦТ (погрешность центровки). Для этого необходимо иметь эталонный объект (самолет) с точно известным положением ЦТ, но воспроизведение такого объекта в реальном масштабе практически невозможно. Исходя из этого, целесообразно применять метод метрологического моделирования с заменой исследуемого объекта упрощенной уменьшенной моделью.

Постановка задачи

1. Обзор систем взвешивания и центровки ЛА [4];
2. Усовершенствование расчетных схем для определения положения ЦТ самолетов и вертолетов;
3. Оценка неопределенности измерения положения ЦТ летательных аппаратов;
4. Обоснование применения метода метрологического моделирования при метрологических испытаниях систем взвешивания и центровки ЛА.

Системы взвешивания и центровки ЛА

Для взвешивания и определения положения центра тяжести ЛА используются системы взвешивания и центровки ЛА [4]. В качестве примера рассмотрим авиационные тензометрические весы типа ВАТ с радиоканалом, которые выпускаются в двух конструктивных исполнениях – стоечном и платформенном.

Стоечные авиационные весы ВАТ предназначены для взвешивания и контроля центровки ЛА при их подъеме с помощью штатных гидropодъемников. Такие весы состоят из 3-х или 4-х блоков измерения и весового терминала.

Авиационные платформенные весы ВАТ применяются для статического поосного взвешивания и контроля центровки самолетов и вертолетов различных типов. Весы состоят из 3-х...6-ти весоизмерительных платформ одинаковой или разной грузоподъемности, которые могут комбинироваться по одной или две в один измерительный канал, и весового терминала. Ниже приведены технические характеристики системы ВАТ-5РК, предназначенной для взвешивания и определения положения ЦТ самолетов и вертолетов весом до 5 т (таблица 1).

Таблица 1

Технические характеристики

Технические характеристики	Каналы		Весы		
	Одно плат-формен-ные	2-х плат-формен-ные	3-х плат-формен-ные	4-х плат-формен-ные	5-ти плат-формен-ные
Наибольшая граница взвешивания (Max), кг	1000	2000	3000	4000	5000
Наименьшая граница взвешивания (Min), кг	10	20	40	40	100
Цена поверочного деления (e), кг	0,5	1	2	2	5
Дискретность отсчета (d), кг	0,5	1	1	1	1
Класс точности весов по ДСТУ EN 45501:2007	Средний				
Тип индикатора	128x64, графический ЖК дисплей				
Электропитание - весового терминала - весоизмерительных плат-форм	4x1,2В NiMH аккумулятора Кислотный необсл. аккумулятор. 1x6,3В; 5А·ч				
Доп. влажность окружающего воздуха, не более, %	95				
Подключение персонального компьютера	Через интерфейс RS-232				
Выборка массы тары	Во всем диапазоне взвешивания (без превышения Max)				
Время установления показаний, с	2...5				
Дальность действия радиоканала на открытом пространстве, не менее, м	100				
Диапазон рабочих температур, °C	-10...+40				
Габаритные размеры весоизмерительной платформы, (д-ш-в), мм	400x360x100				
Масса одной платформы, не более, кг	12				

Принцип работы системы основан на преобразовании деформаций тензометрических датчиков весоизмерительных платформ в электрические сигналы и последующем преобразовании выходных напряжений измерительных мостов тензометрических датчиков в цифровой код. Через передающее

устройство по радиоканалу каждая платформа посылает на приемно-передающее устройство весового терминала значение измеренного веса. Весовой терминал обрабатывает полученную информацию и отображает значения веса на дисплее.

Структурная схема системы взвешивания и центровки летательных аппаратов изображена на рис. 1. Данная система работает как в режиме платформенных измерений (определение массы груза на каждой одинарной платформе), так и в режиме суммирования массы на всех использованных в данной конфигурации системы платформах (общая масса самолета или вертолета) с индикацией значения массы на каждой одинарной или двояной платформе. Платформы могут использоваться по одной или объединяться по две с помощью соединительных пластин для удвоения Max измерительных каналов, образуя при этом семь возможных конфигураций системы.

Для определения центра тяжести летательного аппарата относительно средней аэродинамической хорды (САХ) крыла информация с терминала по интерфейсному кабелю передается на персональный компьютер.

Внешний вид авиационных тензометрических платформенных комбинированных весов с радиоканалом ВАТ – 5РК представлен на рис. 2, стоечных весов ВАТ – 130Р - на рис. 3. Достоинством ВАТ–5РК, как и других систем взвешивания и центровки [4], является универсальность при высокой точности. В платформенных весах это достигается за счет комбинирования платформ, что позволяет взвешивать самолеты различных типов и разного веса без снижения точности. В весах стоечного типа такое преимущество обеспечивается путем использования съемных наконечников на гидropодъемниках при взвешивании самолетов различных типов. Еще одним не менее важным достоинством рассматриваемых систем является наличие в них радиоканала, что обеспечивает их гибкость и мобильность.

Расчетные схемы для определения центра тяжести самолетов и вертолетов

Типовые расчетные схемы [5] для определения положения центра тяжести летательных аппаратов сложны и их использование достаточно трудоемко и не дает высокой точности. Оценка точности определения центра тяжести самолетов и вертолетов с применением таких схем является приближенной и достаточно грубой. Следовательно, необходимо усовершенствовать способ расчета положения центра тяжести и, тем самым, повысить точность центровки летательных аппаратов.

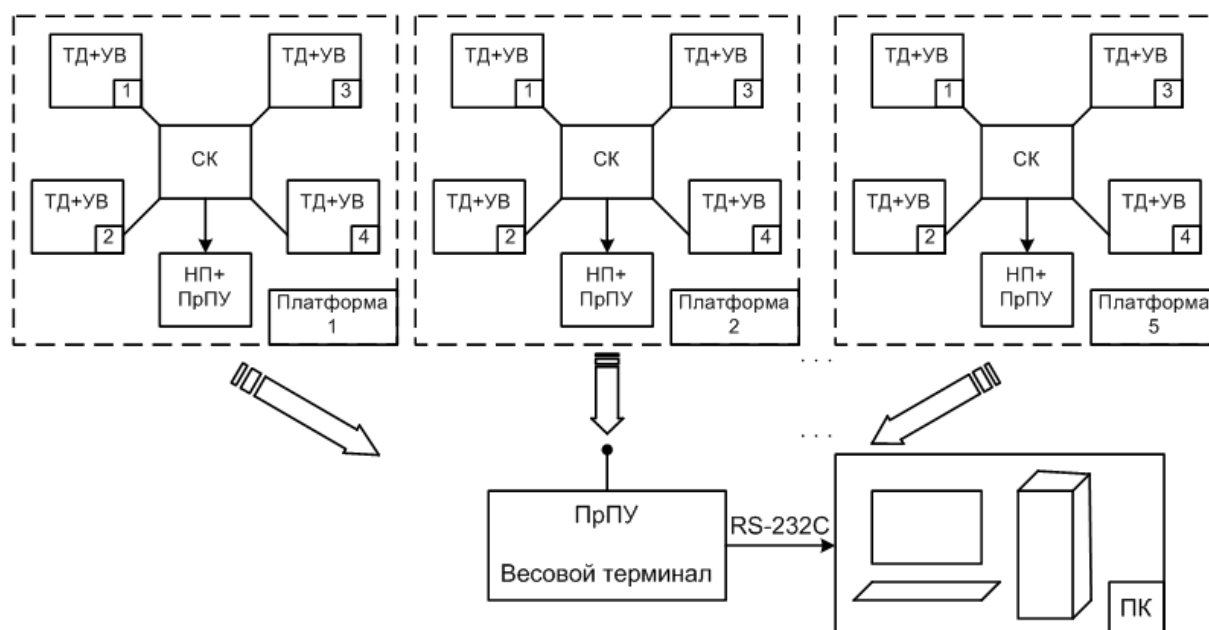


Рис. 1. Структурная схема системы взвешивания и центровки:

ТД – тензодатчик, УВ – узелстройки, СК – суммирующая коробка, НП – нормирующий преобразователь, ПрПУ – прямо-передающее устройство, ПК – персональный компьютер



Рис. 2. Взвешивание самолета на авиационных платформенных весах ВАТ – 5РК



Рис. 3. Взвешивание самолета Ил-76 на стоечных авиационных весах ВАТ-130Р

Предлагается для определения центра тяжести летательных аппаратов в расчетных схемах использовать условное начало координат, находящееся в определенных фиксированных точках в зависимости от типа самолета. Условное начало координат (О) может находиться впереди или позади передних либо задних стоек шасси самолета. В зависимости от этого возможны четыре варианта расчетных схем и, соответственно, формул для нахождения положения центра тяжести. Оно характеризуется расстоянием от точки условного начала координат до точки центра тяжести. Прежде всего, определяются моменты сил тяжести относительно оси переднего или заднего шасси самолета. Затем, сумма моментов делится на полный вес самолета [6]:

$$\overline{X_T} = \frac{\sum M}{G_{\Sigma}}.$$

Рассмотрим четыре возможных схемы для нахождения положения центра тяжести самолета:

Условное начало координат находится впереди стойки переднего шасси самолета (рис. 4).

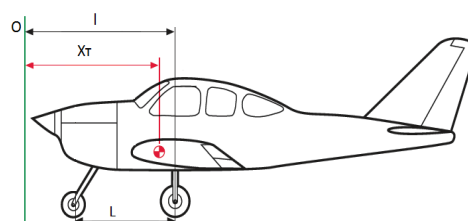


Рис. 4. Первая схема для нахождения положения центра тяжести самолета

Тогда координата центра тяжести определяется как:

$$\overline{X}_T = l - \frac{G_{\text{нос}} \cdot L}{G_{\Sigma}},$$

где l – расстояние от условного начала координат до опоры заднего шасси, измеряемое для каждого типа самолета;

L – расстояние между опорами переднего (носового) и заднего шасси самолета, измеряемое для каждого типа самолета;

$G_{\text{нос}}$ – величина силы тяжести, приходящаяся на носовую опору шасси;

G_{Σ} – суммарная величина силы тяжести самолета (полный вес самолета).

Условное начало координат находится позади заднего шасси самолета (рис. 5).

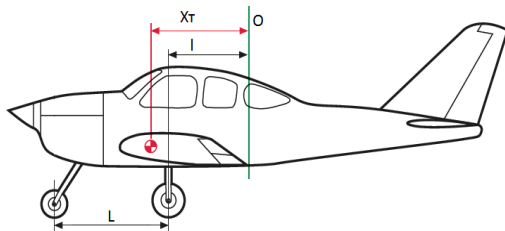


Рис. 5. Вторая схема для нахождения положения центра тяжести самолета

Координата центра тяжести самолета определяется как:

$$\overline{X}_T = -(l + \frac{G_{\text{нос}} \cdot L}{G_{\Sigma}}),$$

где l – расстояние от условного начала координат до опоры заднего шасси, измеряемое для каждого типа самолета.

Условное начало координат находится впереди заднего шасси самолета (рис. 6).

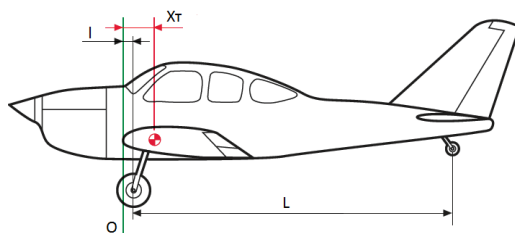


Рис. 6. Третья схема для нахождения положения центра тяжести самолета

Тогда координата центра тяжести определяется как:

$$\overline{X}_T = l + \frac{G_{\text{зад}} \cdot L}{G_{\Sigma}},$$

где l – расстояние от условного начала координат до опоры переднего (носового) шасси, измеряемое для каждого типа самолета.

Условное начало координат находится позади переднего (носового) шасси самолета (рис. 7).

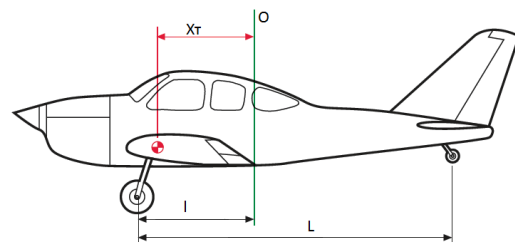


Рис. 7. Четвертая схема для нахождения положения центра тяжести самолета

Координата центра тяжести самолета определяется как:

$$\overline{X}_T = -l + \frac{G_{\text{зад}} \cdot L}{G_{\Sigma}},$$

где l – расстояние от условного начала координат до опоры переднего (носового) шасси, измеряемое для каждого типа самолета.

Полученные формулы показывают, что искомая координата $\overline{X}_T$ является функцией геометрических и весовых параметров:

$$\overline{X}_T = f(\overline{L}, \overline{G}). \quad (1)$$

Для нахождения положения центра тяжести самолета в процентах от длины САХ необходимо полученные значения $\overline{X}_T$ привести в соответствие с требованиями НТД. Для этого необходимо:

– при нахождении условного начала координат в крайней передней точке САХ $\overline{X}_T$ разделить на $\cos \alpha$ (угол наклона САХ к строительной горизонтали фюзеляжа) и подставить полученное значение $\overline{X}_T'$ в выражение:

$$\overline{X}_T \% = \frac{\overline{X}_T'}{B_{\text{САХ}}} \cdot 100\%, \quad (2)$$

где $B_{\text{САХ}}$ – длина САХ;

– при нахождении условного начала координат в крайней задней точке САХ из $B_{\text{САХ}}$ вычесть $\overline{X}_T$, разделить полученное значение на $\cos \alpha$ и подставить в выражение (2).

Предложенный способ расчета положения центра тяжести самолета проще традиционного, так как требует измерения меньшего количества геометрических параметров.

Оценка неопределенности измерения положения центра тяжести летательных аппаратов

Определение положения центра тяжести летательных аппаратов как расстояния от условного

начала координат до центра тяжести производится косвенным способом. Основываясь на выражении (1), оценим суммарную стандартную неопределенность, вычисляемую по типу В:

$$U_{c,B} = \left[\left(\frac{\partial f}{\partial L} \right)^2 \cdot U_{B,L}^2 + \left(\frac{\partial f}{\partial l} \right)^2 \cdot U_{B,l}^2 + \left(\frac{\partial f}{\partial G_{\text{нос}}} \right)^2 \cdot U_{B,G_{\text{нос}}}^2 + \left(\frac{\partial f}{\partial G_{\Sigma}} \right)^2 \cdot U_{B,G_{\Sigma}}^2 \right]^{1/2},$$

где $U_{B,L}$, $U_{B,G_{\Sigma}}$, $U_{B,G_{\text{нос}}}$, $U_{B,l}$ – неопределенности по типу В измерения расстояния между опорами переднего (носового) и заднего шасси самолета; расстояния от условного начала координат до опоры шасси, определяемого для каждого типа самолета; значения веса, приходящегося на носовую опору шасси, и полного веса самолета соответственно.

В качестве примера оценим неопределенность нахождения положения центра тяжести легкого моноплана [7] при использовании первой схемы расчета. Пусть $l = 3,251$ м – расстояние от условного начала координат до опоры заднего шасси; $L = 1,981$ м – расстояние между опорами переднего и заднего шасси самолета; $G_{\text{нос}} = 154$ кг – значение силы тяжести, приходящееся на носовую опору шасси; $G_{\Sigma} = 910$ кг – суммарное значение силы тяжести самолета (полный вес самолета). Максимальная абсолютная погрешность измерения геометрических параметров, определяемых для каждого типа самолета, составляет $0,005$ м, измерения значений сил тяжести, получаемых при взвешивании самолета – $0,5$ кг. С учетом равномерного закона распределения неопределенность по типу В равна:

$$u_{B,L} = \frac{0,005}{\sqrt{3}} = 0,003 \text{ м}; u_{B,l} = \frac{0,005}{\sqrt{3}} = 0,003 \text{ м};$$

$$u_{B,G_{\text{нос}}} = \frac{0,5}{\sqrt{3}} = 0,29 \text{ кг}; u_{B,G_{\Sigma}} = \frac{0,5}{\sqrt{3}} = 0,29 \text{ кг}.$$

Суммарная стандартная неопределенность по типу В:

$$U_{c,B} = \left[\left(-\frac{G_{\text{нос}}}{G_{\Sigma}} \right)^2 \cdot U_{B,L}^2 + U_{B,l}^2 + \left(-\frac{L}{G_{\Sigma}} \right)^2 \cdot U_{B,G_{\text{нос}}}^2 + \left(-\frac{G_{\text{нос}} \cdot L}{G_{\Sigma}^2} \right)^2 \cdot U_{B,G_{\Sigma}}^2 \right]^{1/2} = 0,003 \text{ м}.$$

Полученный результат показывает, что использование предложенных расчетных схем позволяет обеспечить точность, соответствующую требованиям НТД.

Метрологическое обеспечение систем взвешивания и центровки летательных аппаратов

Системы взвешивания и центровки ЛА [4] проходят метрологическую аттестацию на Государ-

ственном предприятии «Харьковский региональный научно-производственный центр стандартизации, метрологии и сертификации» с определением метрологических характеристик лишь для каналов измерения веса, в то время как оценка точности определения положения центра тяжести самолетов и вертолетов пока не производится. Для полного исследования таких систем необходимо иметь эталонный объект (самолет) с точно известным положением центра тяжести, но воспроизведение такого объекта в реальном масштабе практически невозможно. Исходя из этого, предлагается применять метод метрологического моделирования с заменой исследуемого объекта упрощенной уменьшенной моделью.

Метрологическое моделирование – метод экспериментального и/или аналитического изучения различных явлений, процессов и изделий, основанный на их подобии [8]. В данном случае под подобием подразумевается соблюдение соответствия не только физических критериев подобия, но также и нормируемых метрологических характеристик [9]. Таким образом, целесообразно использовать термин «метрологическое подобие», который объединит в себе как физические, так и метрологические критерии подобия.

Критерии подобия можно разделить на существенные и несущественные в зависимости от влияния, которое они оказывают на параметры объекта и модели. Исходя из этого, метрологическое подобие получается полным и частичным. Полное метрологическое подобие достигается в случае учета всех критериев подобия, как существенных, так и несущественных. Частичное – при соблюдении только существенных на данном этапе исследования критериев подобия. На практике обеспечить полное равенство критериев подобия в объекте и его модели чрезвычайно трудно, если только не делать модель тождественной объекту моделирования. Поэтому чаще используется приближенное моделирование, при котором второстепенные процессы, происходящие в объекте, либо не моделируются совсем, либо моделируются приближенно. Следовательно, при применении метода метрологического моделирования целесообразнее использовать частичное подобие.

Метод сводится к построению и изучению метрологических моделей объекта исследования. Метрологические модели по назначению можно разделить на концептуальные и реалистические [10]. Реалистические модели в свою очередь делятся на аналитические и экспериментальные.

При метрологических исследованиях систем взвешивания и центровки ЛА следует применять метод метрологического моделирования, основан-

ный на построении реалистической экспериментальной модели, так как воспроизведение исследуемого объекта в реальном масштабе практически невозможно. При этом необходимо и достаточно соблюдение соответствия метрологических критериев подобия определяющих параметров (частичное метрологическое подобие) объекта и реалистической экспериментальной модели.

Рассмотрим физическую модель ЛА, упрощенная схема которой представлена на рис. 8. Физическая модель состоит из продольной балки 1 с нанесенной на нее линейкой-шкалой 4 и поперечной балки 2, которая свободно перемещается по балке 1 и может быть точно зафиксирована на ней в заданном положении. На концах балок предусмотрены места 5 для нагружения модели образцовыми грузами. Таким образом, создается возможность путем перемещения поперечной балки, имитирующей крылья ЛА, вдоль продольной балки, имитирующей фюзеляж ЛА, и нагружения балок в фиксированных точках образцовыми грузами точно регулировать положение центра тяжести физической модели объекта измерений. Концы поперечной балки (в точках приложения дополнительной нагрузки) и начало продольной балки устанавливаются на тензорезисторные датчики силы. Тензорезисторные датчики модели имеют такие же точностные характеристики, как и датчики системы взвешивания и центровки, которая исследуется, но меньший в определенное число раз по сравнению с ними диапазон измерения и заменяют их. Таким образом, модель имеет три опоры, как у большинства самолетов, соответствующие шасси носовой части и левому и правому задним шасси. При необходимости исследования систем с большим количеством опор к конструкции может быть добавлена еще одна поперечная балка 3 с такими же конструктивными и точностными параметрами, как и у первой балки. Точность характеристик предлагаемой модели определяется геометрическими и весовыми параметрами и зависит от точности задания веса и геометрических размеров ее конструкции.

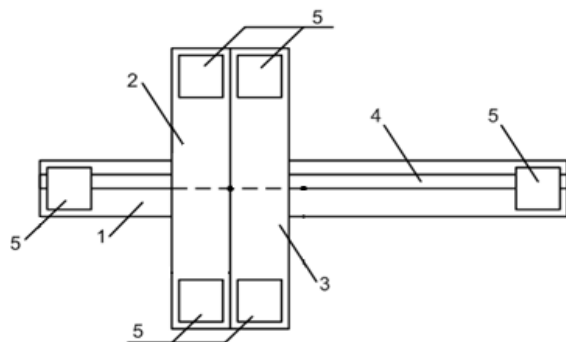


Рис. 8. Упрощенная схема физической модели ЛА

В процессе метрологических исследований системы взвешивания и центровки ЛА ее нормирующие преобразователи отключаются от выходов датчиков весоизмерительных платформ или стоек и соединяются с тензорезисторными датчиками модели. Испытания производятся при нескольких положениях поперечной балки, контролируемых по шкале линейки, и нескольких значениях веса, задаваемых образцовыми грузами. Полученные по показаниям системы положения ЦТ сравниваются с образцовыми значениями, найденными путем расчета. Расчет осуществляется по достаточно простым и точным математическим соотношениям, соответствующим конструктивной схеме модели. Сравнение измеренных значений положения ЦТ с образцовыми позволяет оценить статические характеристики преобразования и точность исследуемой системы. Вычисляется результирующая погрешность с учетом погрешности физической модели и погрешности замены реального объекта моделью.

Благодаря простоте модели и возможности точного определения ее параметров обеспечивается высокая точность метрологических испытаний систем взвешивания и центровки ЛА.

Заключение

Рассмотрены системы взвешивания и центровки ЛА [4] и подчеркнуты их достоинства. Уточнены расчетные схемы для определения положения центра тяжести летательных аппаратов и оценена точность измерения, что позволяет повысить надежность работы систем взвешивания и центровки летательных аппаратов. Рассмотрено понятие метрологического моделирования. Установлены метрологические критерии подобия модели и исследуемого объекта. Обоснована целесообразность применения метода метрологического моделирования при метрологических испытаниях систем взвешивания и центровки ЛА. Предложена реалистическая экспериментальная модель летательного аппарата для метрологических исследований систем взвешивания и центровки. Метод метрологического моделирования является достаточно универсальным и дает ряд преимуществ по сравнению с выполнением экспериментов над реальным летательным аппаратом и использованием других методов, а, именно, уменьшение стоимости, сокращение затрат времени, повторение эксперимента необходимое число раз, повышение точности, наглядность.

Литература

1. Требования Federal Aviation Administration [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.faa.gov/aircraft>. – 17.05.2007.

2. Романов, А. Н. Определение смещения центра тяжести груз в железнодорожном вагоне [Текст] / А. Н. Романов, Ф. И. Гиревка, Д. Г. Заворотный. – М.: ПуКАД, 2007. – № 3. – С. 34-38.

3. Весовое оборудование для статического взвешивания ЛА фирмы Аксис [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://axis-ua.com/catalog_ru/c_165/p_471.html. – 26.07.2010.

4. Завада, А. Л. Ваговимірювальні системи з бездротовими лініями зв'язку [Текст] / А. Л. Завада, Г. О. Черепашук // Метрологія та прилади. – 2009. – № 3. – С. 26-32.

5. Борзенкова, А. В. Оценка точности центровки летательных аппаратов [Текст] / А. В. Борзенкова, Г. А. Черепашук // Інтегровані інтелектуальні робото-технічні комплекси (ІРТК-2011): тези доп. міжнар. наук.-техн. конф., Київ, Україна. – К.: НАУ, 2011. – С. 135.

6. Строганов, А. Г. Центровка самолета [Текст] / А. Г. Строганов. – М.: Оборонгиз, 1940. – 80 с.

7. Avia DeJaVu [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://crimso.msk.ru/Site/Crafts/Craft31788.htm>. – 03.09.2011.

8. Тирский, Г. А. Подobie и физическое моделирование [Текст] / Г. А. Тирский // Соросовский образовательный журнал. – 2001. – Т. 7, № 5. – С. 122-127.

9. ГОСТ 8.009-84. Нормируемые метрологические характеристики средств измерений [Текст]. – Взамен ГОСТ 8.009-72; введ. 01.01.86. – М.: Изд-во стандартов, 1988. – 38 с.

10. Соколовский, С. С. Метрологическое моделирование как основа проектирования и реализации методик выполнения измерений [Текст] / С. С. Соколовский, Д. В. Соломахо, Б. В. Цитович // Приборы и методы измерений. – 2010. – № 1. – С. 147-152.

Поступила в редакцию 15.01.2014, рассмотрена на редколлегии 12.02.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., лауреат Государственной премии Украины, зав. каф. авиационных приборов и измерений Н. Д. Кошевой, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ПІДВИЩЕННЯ ТОЧНОСТІ ЗВАЖУВАННЯ І ЦЕНТРУВАННЯ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

Г. О. Черепашук, О. П. Потильчак, А. В. Борзенкова

У роботі розглянуто системи зважування та центрування літальних апаратів (ЛА). Уточнено розрахункові схеми для визначення положення центра ваги ЛА і оцінено точність вимірювання, що дозволило підвищити надійність роботи даних систем. Розглянуто поняття метрологічного моделювання. Встановлено метрологічні критерії подібності моделі і досліджуваного об'єкта. Обґрунтовано застосування методу метрологічного моделювання при метрологічних випробуваннях систем зважування та центрування ЛА. Порівняння вимірних значень положення ЦТ із зразковими, певними для спрощеної зменшеної моделі, дозволяє оцінити статичні характеристики перетворення і точність досліджуваної системи.

Ключові слова: система зважування і центрування, центр ваги, метрологічне моделювання, зважування, невизначеність, метрологічні випробування.

ACCURACY IMPROVING IN AIRCRAFT WEIGHING AND BALANCING

G. A. Cherepaschuk, A. P. Potylchak, A. V. Borzenkova

In this paper, the weighing systems and of aircraft balance are considered. The calculation scheme, which used in position of gravity center determination, was improved. Furthermore, we present the estimation for measurement accuracy as the result of what we raise the reliability factor for kind of systems. We consider the concept of metrological modeling. Metrological similarity criteria for models and researched objects presented based on concept of metrological modeling. The application of metrological modeling method in weighing system and balancing of aircrafts test was justified. Finally, the comparison of actual gravity center in real model with simplified scaled model allowed us to estimate statistical characteristics of transformation and the accuracy of studied system.

Key words: weighing and centering system, center of gravity, metrological modeling, weighing, uncertainty, metrological tests.

Черепашук Григорій Александрович – канд. техн. наук, доцент, доцент каф. авиационных приборов и измерений, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: Cherepaschuk@bignir.net.

Потильчак Алексей Петрович – канд. техн. наук, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: cabanist@ukr.net

Борзенкова Анна Викторовна – аспирант каф. авиационных приборов и измерений, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: Ane4ka_Borzenkova@mail.ru

УДК 629.197

А. Л. МАКАРОВ

*Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля», Украина***МЕТОДЫ МАТЕМАТИЧЕСКОГО ОПИСАНИЯ ПРОТЯЖЕННЫХ ОБЪЕКТОВ СПУТНИКОВОЙ СЪЕМКИ**

Приведена методика математического описания протяженных объектов сложной конфигурации при планировании съемки с применением спутников дистанционного зондирования Земли с оптико-электронными сканерами высокого пространственного разрешения. Методика основана на использовании сплайн-интерполяции. Она позволяет получать оптимальное покрытие съемки с учетом полосы захвата съемочного прибора, требуемого направления сканирования и ограничений системы ориентации спутника. Результаты компьютерного моделирования подтвердили высокую эффективность предложенной методики.

Ключевые слова: дистанционное зондирование Земли, планирование спутниковой съемки, протяженные объекты сложной конфигурации, оптико-электронный сканер, сплайн-аппроксимация.

Постановка проблемы

При планировании спутниковой съемки протяженных территорий сложной конфигурации (границы, дороги, реки, береговые линии и т.п.), расположенных не вдоль подспутниковой трассы, возникает проблема, связанная с узкой (обычно от 5 до 20 км) полосой захвата оптико-электронных сканеров высокого пространственного разрешения, не позволяющей оперативно снимать произвольно расположенные протяженные участки за один виток [1-3, 15]. Как правило, в таких случаях необходима съемка нескольких сцен с разных витков, причем для солнечно-синхронных орбит, характерных для спутников дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) с оптико-электронными сканерами, за сутки одна и та же территория может быть снята только на одном витке. Поэтому даже двухвитковая съемка может потребовать при отсутствии облачности и ограничений на минимальные углы съемки нескольких дней (в зависимости от полосы захвата сканера и диапазона углов перенацеливания спутника). С учетом условий облачности съемка может потребовать еще больше времени, что для большинства прикладных и научных задач неприемлемо [4-6].

Некоторые зарубежные спутники с оптико-электронными сканерами высокого пространственного разрешения позволяют выполнять съемку произвольно-ориентированных прямолинейных протяженных участков. Однако съемка протяженных территорий сложной конфигурации обычно выполняется за несколько витков [7, 8].

Задачи исследования

Существенно повысить оперативность спутниковой съемки протяженных территорий сложной конфигурации позволяет новый метод съемки в процессе перенацеливания (т.е. с ненулевыми угловыми скоростями), реализуемый с помощью программного управления ориентацией спутника [9, 10].

Основными этапами планирования такой съемки являются:

- аппроксимация протяженного объекта, заданного отдельными точками на цифровой картооснове (линейная, квадратичная, сплайновая и т.п.);
- определение оптимального покрытия протяженного объекта путем моделирования съемки с учетом полосы захвата съемочного прибора, требуемого направления сканирования и ограничений системы ориентации спутника.

Метод сплайн-интерполяции

Для математического описания протяженного объекта функцией $S(x)$, используется естественный кубический интерполирующий сплайн [1-3], в котором $S''(x_0) = 0$ и $S''(x_n) = 0$, с последующим сглаживанием методом наименьших квадратов. Снимаемый объект задается на карте узловыми точками x_i с произвольным шагом по широте и долготе (количество узловых точек объекта $n = 6...9$).

Функция $S(x)$ интерполируется полиномом

$$S_i(x) = \omega y_i + \bar{\omega} y_{i-1} + h_i^2 \left[(\omega^3 - \bar{\omega}) \delta_i + (\bar{\omega}^3 - \bar{\omega}) \delta_{i-1} \right],$$

$$\text{где } h_i = x_{i+1} - x_i, \quad \omega = \frac{x - x_i}{h_{i+1}}, \quad \bar{\omega} = 1 - \omega.$$

Коэффициенты сплайна $\delta_0 = 0$, $\delta_n = 0$, а $\delta_1 \dots \delta_{n-1}$ находятся из системы линейных уравнений

$$\begin{pmatrix} 2[h_1 + h_2] & h_2 & \dots & 0 \\ h_2 & 2[h_2 + h_3] & \dots & 0 \\ 0 & h_3 & \dots & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & 0 & h_{n-1} & 2[h_{n-1} + h_n] \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} \delta_1 \\ \delta_2 \\ \delta_3 \\ \dots \\ \delta_{n-1} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \Delta_2 - \Delta_1 \\ \Delta_3 - \Delta_2 \\ \Delta_4 - \Delta_3 \\ \dots \\ \Delta_n - \Delta_{n-1} \end{pmatrix}. \quad (1)$$

Ее матрица является трехдиагональной, симметричной, со строгим диагональным преобладанием. Система (1) эффективно решается методом прогонки.

На рисунке 1 показан кубический интерполирующий сплайн (а) и сглаживающие сплайны при коэффициентах сглаживания 0,8 (б) и 0,3 (в). Узловые точки сплайна показаны крестиками, а пунктиром показана их линейная аппроксимация методом наименьших квадратов.

Метод наименьших квадратов

При использовании метода наименьших квадратов наилучшими коэффициентами $a_1, a_2, \dots, a_m$ аппроксимирующей функции S считаются те, для которых сумма квадратов отклонений найденной теоретической функции от заданных эмпирических значений будет минимальной [4, 5, 11].

Следовательно, задача состоит в определении коэффициентов $a_1, a_2, \dots, a_m$ таким образом (т.е. в выборе одной кривой из множества), чтобы сумма квадратов отклонений была наименьшей

$$S(a_1, a_2, \dots, a_m) = \sum_{i=1}^n [f(x_i; a_1, a_2, \dots, a_m) - y_i]^2 \rightarrow \min, \quad (2)$$

где $a_1, a_2, \dots, a_m$ – коэффициенты аппроксимации.

Чтобы найти набор коэффициентов $a_1, a_2, \dots, a_m$, которые обеспечивают минимум функции S , определяемой формулой (1), используется необходимое условие экстремума функции нескольких переменных – равенство нулю частных производных. В результате получим нормальную систему

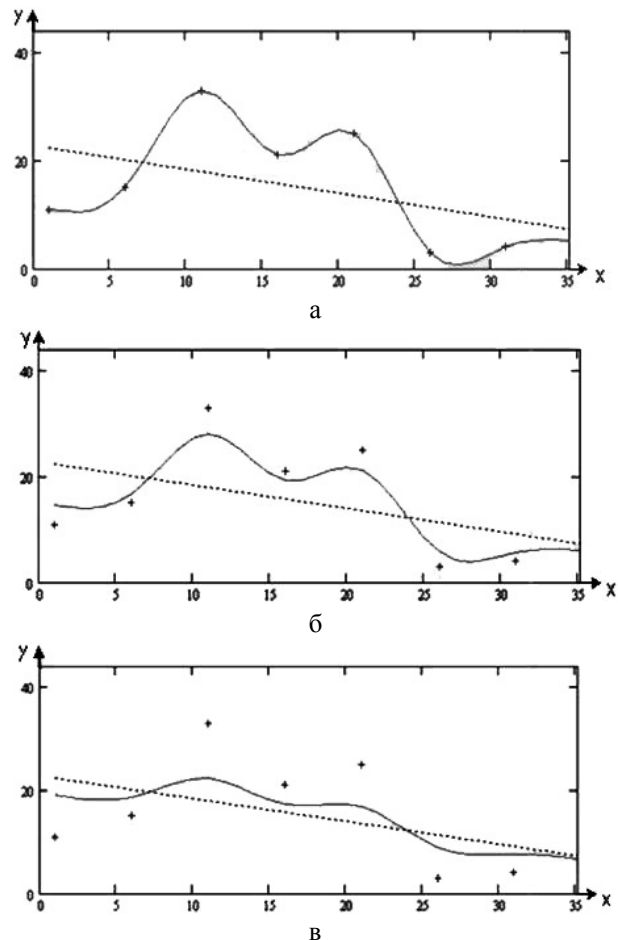


Рис. 1. Кубические сплайны:

- а – кубический интерполирующий сплайн;
- б – сглаживающий сплайн при коэффициенте сглаживания 0,8;
- в – сглаживающий сплайн при коэффициенте сглаживания 0,3

для определения коэффициентов a_i

$$\frac{\partial S}{\partial a_1} = 0; \quad \frac{\partial S}{\partial a_2} = 0; \quad \frac{\partial S}{\partial a_m} = 0. \quad (3)$$

Эта система упрощается, если эмпирическая формула (2) линейна относительно параметров a_i , тогда система (3) будет линейной.

В случае линейной зависимости $y = a_1 + a_2 x$ система (3) примет вид

$$\begin{cases} a_1 \sum_{i=1}^n x + a_2 \sum_{i=1}^n x^2 = \sum_{i=1}^n x_i y_i, \\ a_2 \sum_{i=1}^n x_i + a_1 \cdot n = \sum_{i=1}^n y_i. \end{cases}$$

Коэффициенты a_i определяются по формулам

$$a_0 = \frac{\sum_{i=1}^n y_i \sum_{i=1}^n x_i^2 - \sum_{i=1}^n x_i \sum_{i=1}^n x_i y_i}{\sum_{i=1}^n x_i^2 - \left(\sum_{i=1}^n x_i \right)^2},$$

$$a_1 = \frac{\sum_{i=1}^N x_i y_i - \sum_{i=1}^N x_i \sum_{i=1}^N y_i}{\sum_{i=1}^N x_i^2 - \left(\sum_{i=1}^N x_i \right)^2}.$$

Метод прогонки

Систему уравнений (1) для нахождения коэффициентов кубического интерполирующего сплайна можно представить в виде [2, 9, 12]

$$\begin{pmatrix} a_0 & b_0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ c_1 & a_1 & b_1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & c_2 & a_2 & b_2 & 0 & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & 0 & 0 & \dots & b_{n-2} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \dots & a_{n-1} & b_{n-1} \\ 0 & 0 & 0 & \dots & c_n & a_n \end{pmatrix} \times$$

$$\begin{pmatrix} m_0 \\ m_1 \\ m_2 \\ \vdots \\ m_{n-2} \\ m_{n-1} \\ m_n \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} d_0 \\ d_1 \\ d_2 \\ \vdots \\ d_{n-2} \\ d_{n-1} \\ d_n \end{pmatrix}, \quad (4)$$

$$\text{где } a_0 = \frac{h_1}{3}, \quad b_0 = \frac{h_1}{6}, \quad d_0 = -p_0 + \frac{y_1 - y_0}{h_1}, \quad c_n = \frac{h_n}{6},$$

$$a_n = \frac{h_n}{3}, \quad d_n = p_n + \frac{y_n - y_{n-1}}{h_n}, \quad c_i = \frac{h_i}{6},$$

$$a_i = \frac{h_i + h_{i+1}}{3}, \quad b_i = \frac{h_{i+1}}{6}, \quad d_i = \frac{y_{i+1} - y_i}{h_{i+1}} - \frac{y_i - y_{i-1}}{h_i},$$

$$i = 1, \dots, n-1.$$

Решение трехдиагональной системы (4) находится в виде

$$m_i = \lambda_i m_{i+1} + \mu_i, \quad i = 1, \dots, n-1,$$

где λ_i, μ_i - прогоночные коэффициенты ($m_n = \mu_n$ при $b_n = 0$).

Рекуррентные формулы для прогоночных коэффициентов λ_i, μ_i такие

$$\lambda_0 = -\frac{b_0}{a_0}, \quad \mu_0 = \frac{d_0}{a_0}, \quad \lambda_i = \frac{-b_i}{a_i + c_i \lambda_{i-1}},$$

$$\mu_i = \frac{d_i - c_i \mu_{i-1}}{a_i + c_i \lambda_{i-1}}, \quad i = 1 \dots n.$$

Модель рельефа территории съемки

Модель рельефа территории съемки может быть создана одним из следующих способов [7, 13]: по данным спутниковой стереосъемки; по данным спутниковой радиолокационной съемки; по данным наземной геодезической съемки; по данным GPS-съемки; синтезирована из слоя рельефа цифровой карты местности.

В настоящее время в картографии и ГИС используются векторные (изолинии, TIN-сетки) и растровые (матрицы высот, светотени) цифровые модели рельефа. В данной работе используется растровая модель рельефа территории съемки SRTM-90, полученная по данным спутниковой радиолокационной съемки и преобразованная в файл формата DEM.

Переходы между картографическими системами координат

Поскольку выбор узловых точек протяженного объекта и последующая сплайн-аппроксимация выполняются в географической (широтно-долготной) системе координат, а большинство современных крупномасштабных электронных карт выполнены в картографических проекциях (как правило, в UTM), то при планировании и моделировании спутниковой съемки необходимо выполнять преобразование картографических координат в географические и обратно [4, 5].

Переход от геодезических координат к картографическим

Переход от геодезических координат спутника φ и λ к картографическим координатам x и y производится по формулам

$$y = B(\varphi) + \frac{t}{2} \cdot N \cdot \cos^2 \varphi \cdot l^2 + \frac{t}{24} \cdot N \cdot \cos^4 \varphi \times$$

$$\times (5 - t^2 + 9\eta^2) \cdot l^4 + \frac{t}{720} \cdot N \cdot \cos^6 \varphi \times$$

$$\times (61 - 58t^2 + 270\eta^2 - 330t^2\eta^2) \cdot l^6 +$$

$$+ \frac{t}{40320} \cdot N \cdot \cos^8 \varphi \cdot (1385 - 3111t^2 + 543t^4 - t^6) \cdot l^8,$$

$$x = N \cdot \cos \varphi \cdot 1 + \frac{1}{6} \cdot N \cdot \cos^3 \varphi \cdot (1 - t^2 + \eta^2) \cdot 1^3 + \\ + \frac{1}{120} \cdot N \cdot \cos^5 \varphi \cdot (5 - 18t^2 + t^4 + 14\eta^2 - 58t^2 \cdot \eta^2) \cdot 1^5 + \\ + \frac{t}{5040} \cdot N \cdot \cos^7 \varphi \cdot (61 - 479t^2 + 179t^4 - t^6) \cdot 1^7,$$

где $B(\varphi)$ – длина дуги меридиана от экватора;

$$N = \frac{a^2}{b\sqrt{1+\eta^2}} - \text{радиус кривизны в первом вер-}$$

тикале;

$\eta^2 = e'^2 \cos^2 \varphi$ – вспомогательный параметр;

$e'^2 = (a^2 - b^2) / b^2$ – второй числовой эксцентриситет;

$t = \operatorname{tg} \varphi$ – вспомогательная величина;

$l = \lambda - \lambda_0$ – разность долгот;

λ_0 – долгота центрального меридиана.

Длина дуги меридиана $B(\varphi)$ вычисляется при помощи следующего разложения в ряд

$$B(\varphi) = \alpha \cdot [\varphi + \beta \cdot \sin 2\varphi + \gamma \sin 4\varphi + \delta \sin 6\varphi + \varepsilon \sin 8\varphi],$$

$$\text{где } \alpha = \frac{a+b}{2} \left(1 + \frac{1}{4}n^2 + \frac{1}{64}n^4 \right),$$

$$\beta = -\frac{3}{2}n + \frac{9}{16}n^3 - \frac{3}{32}n^5, \quad \gamma = \frac{15}{16}n^2 - \frac{15}{32}n^4,$$

$$\delta = -\frac{35}{48}n^3 + \frac{105}{256}n^4, \quad \varepsilon = \frac{315}{512}n^4, \quad n = \frac{a-b}{a+b}.$$

Переход от картографических координат к геодезическим

Переход от картографических координат спутника x и y к геодезическим координатам φ и λ производится по формулам

$$\varphi = \varphi' + \frac{t}{2N^2}(-1 - \eta^2) \cdot x^2 + \frac{t}{24N^4} \times \\ \times (5 + 3t^2 + 6\eta^2 - 6t^2\eta^2 - 3\eta^4 - 9t^2\eta^4) \cdot x^4 + \frac{t}{720N^6} \times \\ \times (-61 - 90t^2 - 45t^4 - 107\eta^2 + 162t^2\eta^2 + 45t^4\eta^2) \cdot x^6 + \\ + \frac{t}{40320N^8} (1385 + 3633t^2 + 4095t^4 + 1575t^6) \cdot x^8, \\ \lambda = \lambda_0 + \frac{1}{N \cdot \cos \varphi} \cdot x + \frac{1}{6N^3 \cdot \cos \varphi} (-1 - 2t^2 - \eta^2) \cdot x^3 + \\ + \frac{1}{120N^5 \cdot \cos \varphi} (5 + 28t^2 + 24t^4 + 6\eta^2 + 8t^2\eta^2) \cdot x^5 + \\ + \frac{1}{5040N^7 \cdot \cos \varphi} (-61 - 662t^2 - 1320t^4 - 720t^6) \cdot x^7,$$

где N , η , t вычисляются для значения широты точки пересечения φ'

$$\varphi' = y' + \beta \cdot \sin 2y' + \gamma \cdot \sin 4y' + \delta \cdot \sin 6y' + \varepsilon \cdot \sin 8y',$$

$$\text{где } \alpha = \frac{a+b}{2} \left(1 + \frac{1}{4}n^2 + \frac{1}{64}n^4 \right),$$

$$\beta = \frac{3}{2}n - \frac{27}{32}n^3 + \frac{269}{512}n^5, \quad \gamma = \frac{21}{16}n^2 - \frac{55}{32}n^4,$$

$$\delta = \frac{151}{96}n^3 - \frac{417}{128}n^4, \quad \varepsilon = \frac{1097}{512}n^4, \quad y' = \frac{y}{\alpha}.$$

Аппроксимация протяженного объекта

Для аппроксимации протяженных объектов сложной конфигурации наиболее эффективны методы сплайн-аппроксимации [2, 7, 14]. На рисунке 2 показана кусочно-линейная аппроксимация узловых точек объекта съемки (приграничной территории).

На рисунке 3 показан контур покрытия при линейной аппроксимации заданного протяженного участка (полоса захвата сканера в надири 40 км).

Как видно из рисунка 3, линейная аппроксимация не обеспечивает полного покрытия объекта съемки.

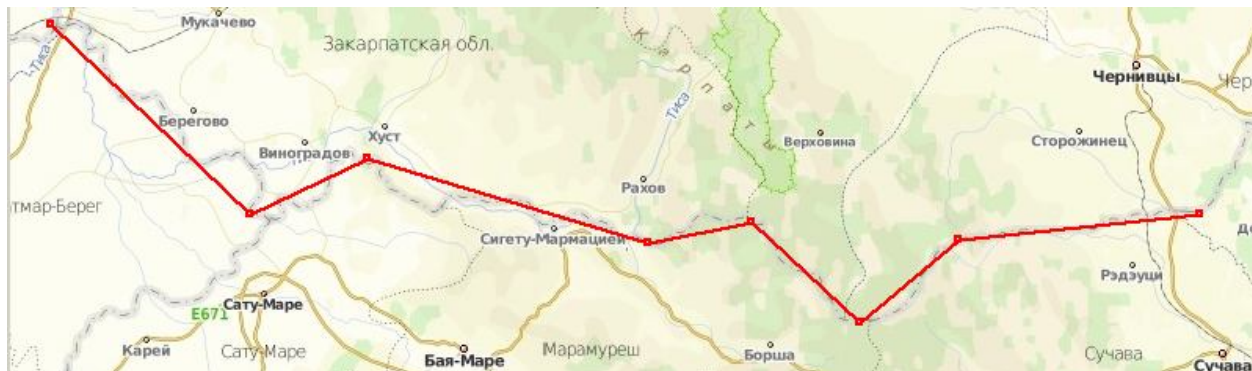


Рис. 2. Кусочно-линейная аппроксимация объекта съемки

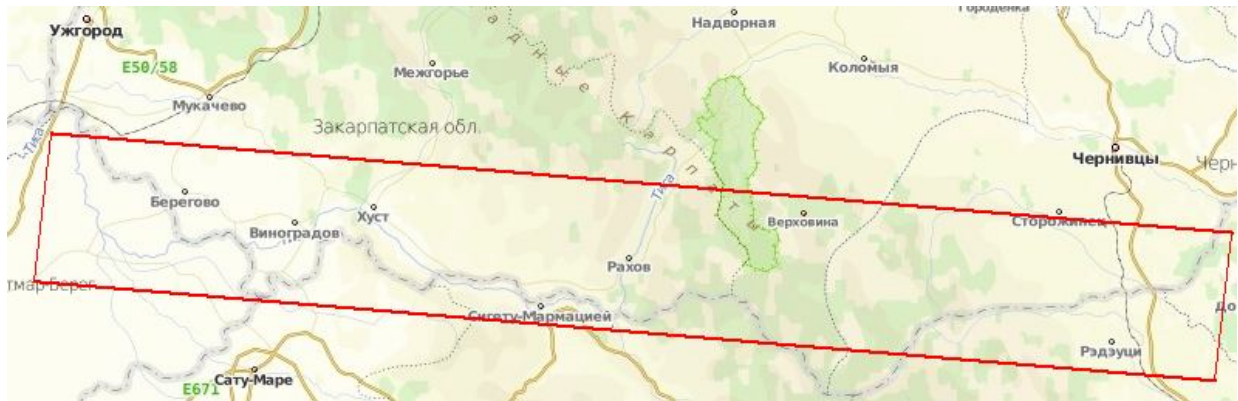


Рис. 3. Контур покрытия при линейной аппроксимации объекта съемки

На рисунке 4 показаны контуры покрытия при сплайн-интерполяции заданного протяженного участка приграничной территории.

Как видно из рисунка 4, сплайн-интерполяция имеет существенную кривизну, что требует динамичного перенацеливания спутника.

Определение оптимального покрытия протяженного объекта с учетом полосы захвата съемочного прибора и требуемого направления сканирования производится путем подбора коэффициента

сглаживания сплайна и при необходимости сдвигов и поворотов контура покрытия.

На рисунке 5 показаны контуры покрытия при сплайн-аппроксимации заданного протяженного участка приграничной территории.

Как видно из рисунка 5, сплайн-аппроксимация обеспечивает полное покрытие заданного участка приграничной территории при меньшей кривизне контура сцены.

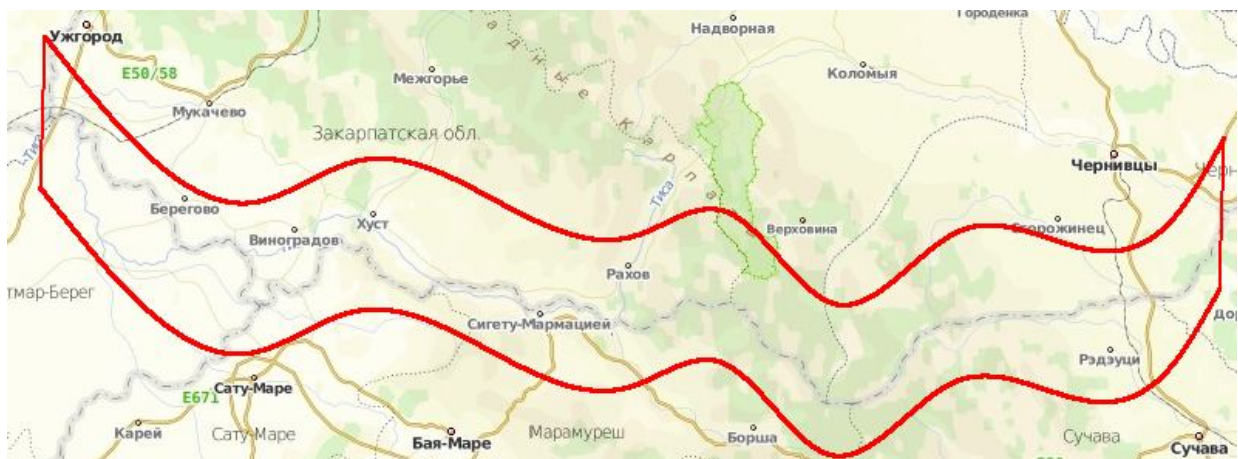


Рис. 4. Контур покрытия при сплайн-интерполяции объекта съемки



Рис. 5. Контур покрытия при сплайн-аппроксимации объекта съемки

Заключение

Предложена эффективная методика математического описания протяженных объектов сложной конфигурации с использованием сплайн-аппроксимации.

Данная методика позволяет получать оптимальное покрытие протяженного объекта путем подбора коэффициента сглаживания сплайна и при необходимости сдвигов и поворотов контура покрытия с учетом полосы захвата съемочного прибора, требуемого направления сканирования и ограниченный на диапазоны углов перенацеливания и угловых скоростей спутника.

Результаты компьютерного моделирования подтвердили высокую эффективность предложенной методики. При спутниковой съемке протяженных приграничных территорий запада Украины (участок Ужгород – Черновцы) угловые скорости перенацеливания спутника в среднем составили менее 0.5 град/с. При этом сплайн-аппроксимация объекта съемки оказалась наиболее эффективной как в части оперативности съемки (выполняется за один виток), так и в части процента покрытия территории (100 %).

Литература

1. Мозговой, Д. К. Спутниковая съемка с высоким разрешением при ненулевых угловых скоростях [Текст] / Д. К. Мозговой // Доклад на заседании научного семинара «Космическая техника и технологии», 17 декабря 2008 г.: тезисы докл. – Днепропетровск: Физико-технический факультет ДНУ, 2008. – 4 с.
2. Мозговий, Д. К. Методика супутникової зйомки малорозмірних слабоконтрастних об'єктів [Текст] / Д. К. Мозговий // Програма наук. конф. за підсумками наук.-досл. роботи університету за 2010 рік. – Дніпропетровськ : ДНУ, 2010. – С. 108.
3. Технология спутниковой съемки в процессе перенацеливания [Текст] / О. Л. Макаров, Д. К. Мозговий, А. М. Кулабухов и др. // Космічна наука і технологія. – 2011. – Т. 17, № 6. – С. 3–9.
4. Долинец, Ю. С. Технология спутниковой съемки с ненулевыми угловыми скоростями [Текст] / Ю. С. Долинец, Д. К. Мозговой // X Міжнар. молодіжна наук.-практ. конф. «Людина і космос»: Збірник тез. – Дніпропетровськ : НЦАОМ, 2008. – С. 495.
5. Мозговой, Д. К. Технология съемки прибрежных зон [Текст] / Д. К. Мозговой, В. И. Волошин // Современные проблемы рационального природопользования в прибрежных морских акваториях Украины. Тезисы докладов Междунар. конф. молодых ученых (Кацивели, 12 – 14 июня 2007). – Севастополь, 2007. – С. 21–22.
6. Мозговой, Д. К. Спутниковая съемка протяженных объектов [Текст] / Д. К. Мозговой, В. И. Волошин // Вісник Дніпропетр. ун-ту. Сер. «Ракетно-космічна техніка». – 2006. – Вип. 10, т. 2. – С. 239 – 241.
7. Мозговой, Д. К. Технология съемки протяженных объектов [Текст] / Д. К. Мозговой // IX Міжнар. молодіжна наук.-практ. конф. «Людина і космос»: Зб. тез. – Дніпропетровськ, 2007. – С. 439.
8. Мозговой, Д. К. Управление ориентацией КА ДЗЗ высокой разрешающей способности [Текст] / Д. К. Мозговой // Вісник Дніпропетр. ун-ту. Сер. «Ракетно-космічна техніка». – 2009. – Вип. 13, т. 1. – С. 59 – 65.
9. Методы повышения эффективности спутниковой съемки произвольно расположенных протяженных участков Земли [Текст] / А. Л. Макаров, Д. К. Мозговой, В. С. Хорошилов и др. // 21-я Междунар. конф. «СВЧ-техника и телекоммуникационные технологии». Материалы конф. (Севастополь, 12 – 16 сент. 2011 г.). – Севастополь : Вебер, 2011. – С. 182 – 183.
10. Повышение оперативности спутниковой съемки протяженных территорий сложной конфигурации [Текст] / А. Л. Макаров, Д. К. Мозговой, А. М. Кулабухов и др. // Авиационно-космическая техника и технология. – 2012. – № 6. – С. 113–122.
11. Мозговий, Д. К. Підвищення інформативності супутникової зйомки малорозмірних об'єктів земної поверхні [Текст] / Д. К. Мозговий // Програма наукової конференції за підсумками науково-дослідної роботи університету за 2012 рік. – Дніпропетровськ : ДНУ, 2012. – С. 92.
12. Учет погрешностей ориентации КА при съемке с ненулевыми угловыми скоростями [Текст] / О. Л. Макаров, Д. К. Мозговой, А. М. Кулабухов и др. // Космічна наука і технологія. – 2013. – №1. – С. 20 – 27.
13. Мозговой, Д. К. Метод программного управления угловым движением спутника ДЗЗ в процессе съемки [Текст] / Д. К. Мозговой // Международная конференция "Космические технологии: настоящее и будущее": Тезисы докладов (Днепропетровск, 16–20 апреля 2013 г.). – Днепропетровск : ГКБ "Южное", 2013. – С. 61.
14. Mozgovoy, D. Method of program's control of angle motion of remote sensing satellite during the shooting [Text] / D. Mozgovoy // Technologies: Present and Future. International Conference. – Dnepropetrovsk : Yuzhnoe State Design Office, 2013. – P. 158 – 159.
15. Мозговой, Д. К. Использование данных MODIS и ASTER для решения актуальных прикладных задач [Текст] / Д. К. Мозговой // Международная научно-практическая конференция «Стратегические решения информационного развития экономики, общества и бизнеса на современном этапе»: Тезисы докладов (п. Научный, АР Крым, Украина, 17–19 июля 2013 г.). – Днепропетровск, 2013. – С. 113–114.

Поступила в редакцию 18.12.2013, рассмотрена на редколлегии 12.02.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., начальник расчетно-теоретического сектора конструкторского бюро космических аппаратов, систем и комплексов В. С. Хорошилов, Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля», г. Днепропетровск.

МЕТОДИ МАТЕМАТИЧНОГО ОПИСУ ПРОТЯЖНИХ ОБ'ЄКТІВ СУПУТНИКОВОЇ ЗЙОМКИ

О. Л. Макаров

Наведено методику математичного опису протяжних об'єктів складної конфігурації при плануванні зйомки із застосуванням супутників дистанційного зондування Землі (ДЗЗ) з оптико-електронними сканерами високої просторової роздільної здатності. Методика базується на використанні сплайн-інтерполяції. Вона дозволяє одержувати оптимальне покриття зйомки з урахуванням полоси захоплення знімального пристрою, потрібного напрямлення сканування і обмеження системи орієнтації супутника. Результати комп'ютерного моделювання підтвердили високу ефективність запропонованої методики.

Ключові слова: дистанційне зондування Землі, планування супутникової зйомки, протяжні об'єкти складної конфігурації, оптико-електронний сканер, сплайн-апроксимація.

METHODS OF MATHEMATICAL DESCRIPTION OF ELONGATED OBJECTS DURING SATELLITE IMAGERY

A. L. Makarov

The method of the mathematical description of extended objects with complex configuration during planning of satellite imagery with high spatial resolution electro-optical scanners with using cubic splines. The technique is based on spline-interpolation use. It allows to receive optimum cover of shooting taking into account a band of acquisition of the film-making device demanded a direction of scanning and limitations of the satellite attitude control system. Computer simulation results have confirmed high efficiency of the proposed technique.

Key words: remote sensing, planning satellite imagery, extended objects of complex configuration, cubic splines.

Макаров Александр Леонидович – канд. техн. наук, Заслуженный машиностроитель Украины, лауреат Государственной премии Украины в области науки и техники, Главный конструктор – начальник конструкторского бюро космических аппаратов, систем и комплексов, Государственное предприятие "Конструкторское бюро "Южное" им. М. К. Янгеля", Днепропетровск, Украина.

УДК 629.7.036.5

Ю. А. МИТИКОВ, Р. М. ПЕТРЕНКО

Днепропетровский национальный университет им. Олеса Гончара, Украина

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ГЕЛИЕВОЙ СИСТЕМЫ НАДДУВА ПУТЕМ НАГРЕВА БАЛЛОНОВ ГОРЮЧИМ

Проведено математическое моделирование параметров новой гелиевой системы наддува с нагревом баллонов керосином. Ее идеей является максимальное захлаживание баллонов с гелием до запуска двигателя и максимально простой нагрев баллонов при его работе. Баллоны размещаются в специальной емкости, например, в хвостовом отсеке ракеты-носителя. До запуска двигательной установки емкость заправлена криогенным теплоносителем, например, переохлажденным жидким азотом. Непосредственно перед самым запуском двигателя криогенную жидкость сливают и начинают нагрев баллонов. Для этого вводят в емкость горючее – керосин. Результаты расчетов положительные. Показано позитивное влияние на конечную температуру гелия в баллонах (неиспользуемый остаток гелия) температуры керосина, применяемого в качестве теплоносителя и скорости его обтекания баллонов. Существует возможность снизить потребности в баллонах с гелием в системах наддува только за счет нагрева баллонов на $20 \div 25\%$.

Ключевые слова: гелиевая система наддува, баллоны в специальной емкости, захлаживание баллонов переохлажденным азотом, нагрев баллонов керосином.

Введение

По мнению ряда зарубежных аналитиков [1], с выходом на космическую арену частных компаний США, в первую очередь SpaceX и Orbital Science, произошли революционные изменения в подходах к ракетно-космической технике. Указанные компании в рекордно короткие сроки обеспечили собственными носителями доставку грузов на международную космическую станцию (МКС) по столь низкой цене, что впору говорить о демпинге [2]. Также следует отметить и тот факт, что в тендере, объявленном правительством США по доставке грузов на МКС, участвовало более 20 венчурных компаний.

В связи с отмеченными новыми тенденциями в космической индустрии существенно возрастает конкуренция на рынке предоставления пусковых услуг. Естественно, повышается актуальность работ, направленных на оптимизацию параметров систем ракет-носителей (РН), на поиск более эффективных проектных решений. Уместно отметить в этой связи, что конечная масса систем наддува (СН), которые являются предметом настоящих исследований, может достигать 7% конечной массы ступени [3, 4].

Постановка проблемы в общем виде и ее связь с важными научными и практическими задачами

Исторически первыми газобаллонными СН топливных баков двигательных установок (ДУ) были

так называемые холодные. В соответствии с принятой классификацией [3] таковыми считаются те, которые подают газ на вход в бак с температурой близкой к температуре топлива. В качестве примера можно привести СН ракет Фау-2, «Авангард», Р-2, Р-12. Для наддува топливных баков ДУ современных РН, использующих компоненты топлива жидкий кислород и углеводородное топливо типа керосин, в силу ряда причин наибольшее распространение нашли гелиевые газобаллонные СН [5]. Данные системы успешно применяются в двух вариантах – с подогревом гелия в теплообменниках ДУ (т.н. «горячие») и без него (т.н. «сверххолодные»). Горячие СН применяются для наддува баков окислителя РН «Зенит», всех баков РН «Ангара», Falcon 9. Сверххолодные – для наддува баков горючего РН «Зенит», РН Antares, Atlas V. Однако, несмотря на обилие ДУ, на которых они внедрены, и горячие, и сверххолодные СН повсеместно применяются в «каноническом» виде, т.е. практически в том, в котором они были впервые внедрены. Если и встречаются в конструкциях некоторые отличия, то они не носят принципиального характера, а касаются лишь локального улучшения отдельных узлов (устройств ввода газа в баки [7], теплообменников [6], и т.п.).

В настоящее время существует большая положительная история применения гелиевых газобаллонных СН, накоплен заметный объем экспериментальных данных по всем их важнейшим параметрам. Таким образом, имеются все условия для проведения анализа конструкций гелиевых СН с целью на-

хождения узких мест, нуждающихся в улучшении.

Выделение нерешенных ранее частей общей проблемы, которым посвящается данная статья

Анализ принципиальных схем горячей и сверххолодной гелиевых газобаллонных СН показывает, что при всем различии конструкций обе системы имеют и некоторые общие моменты. В частности, баллоны с гелием в обоих случаях размещены в жидком кислороде бака окислителя. Такое техническое решение позволяет, как известно, в одном и том же объеме баллонов разместить почти в два раза больше газа (с учетом сжимаемости гелия) по сравнению с вариантом их размещения в двигательном отсеке с нормальной температурой. Далее, титановый сплав, который подобран для баллонов, при криогенной температуре дополнительно упрочняется, что еще более улучшает параметры газобаллонной СН.

Однако размещение баллонов с гелием в низкотемпературной среде имеет и обратную сторону. Так, например, при опорожнении баллонов за время, характерное для работы ДУ первых ступеней РН ($100 \div 150$ с), и конечном давлении гелия в них 30×10^5 Па, конечная масса гелия в баллонах составляет около 30% начальной на момент включения СН. В определенном смысле, треть баллонов является балластом или ценой, которую приходится платить за, казалось бы, однозначно позитивное решение. Это происходит по причине падения температуры гелия в баллонах при их опорожнении с 90К до $40 \div 50$ К (при использовании в ДУ кипящего кислорода). При использовании в ДУ переохлажденного кислорода конечная температура гелия в баллонах еще ниже. Анализ технической литературы показывает, что этот момент более 50 лет оставался вне поля зрения специалистов по системам питания ДУ космических РН.

Формулирование целей статьи

Одно из возможных решений отмеченной выше проблемы рассмотрено в техническом решении [8]. Его идеей является максимальное захлаживание баллонов с гелием до запуска ДУ, и максимально простой нагрев баллонов до приемлемых по прочности температур при работе ДУ. Естественно, такие операции желательно проводить вне бака с жидким кислородом. На рис. 1 для пояснения сути предложения приведена принципиальная схема конструкции, лишенная указанного выше недостатка.

Целью данной статьи является математическое моделирование параметров предложенной СН на

примере I ступени носителя среднего класса, оценка ее параметров и эффективности, а также формулирование направлений дальнейших исследований.

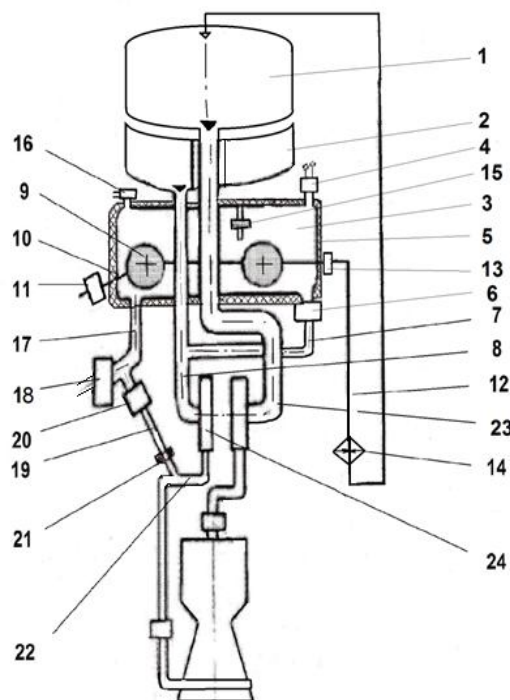


Рис. 1. Схема рассматриваемой СН [8]

Изложение основного материала исследования с полным обоснованием полученных научных результатов

Как видно из приведенного рисунка, рассматриваемая система включает бак окислителя 1, бак горючего 2, специальную емкость 3, размещенную вне бака окислителя, например, в хвостовом отсеке 23. Емкость 3 с дренажным клапаном 4 и теплоизоляцией 5 соединена через клапан 6 со сливным трубопроводом 7 из расходной магистрали 8 горючего и входом в насос 24 высокого давления. Внутри емкости 3 расположены баллоны 9, которые соединены, с одной стороны, с трубопроводом 10 их заправки гелием с клапаном 11, с противоположной стороны - по трубопроводу 12 с агрегатом автоматики 13 теплообменником 14 с верхней точкой свободного объема бака 1. В верхней части емкости 3 снабжена датчиком 15 контроля заправки и эжектором 16. В нижней части емкости 3 имеет трубопровод 17 с заправочно-сливным клапаном 18 хладагента, который в свою очередь соединен трубопроводом 19 с клапаном 20 и дозирующим элементом 21 с полостью 22 высокого давления топлива.

Работа предложенной системы происходит следующим образом. При заправке компонентами топлива баков 1, 2 при открытом дренажном клапане 4 открывают заправочно-сливной клапан 18 и подают хладагент (криогенную жидкость) по трубопроводу 17 в специальную емкость 3, которая расположена в хвостовом отсеке 23. По достижению уровнем хладагента датчика уровня 15 заполнение емкости 3 прекращается и начинается заправка гелия в баллоны 9. Для этого открывают агрегат автоматики 10 и по трубопроводу 11 гелий заполняет баллоны 9.

За счет нагрева гелия при заполнении баллонов, их стенок, греется и хладагент. Для поддержания необходимой температуры хладагента в специальной емкости 3 закрывают дренажный клапан 4 и включают эжектор 16. При падении уровня хладагента ниже заданного уровня от датчика уровня 15 подается команда на открытие заправочно-сливного клапана 18 и начинается подпитка емкости хладагентом. Наличие теплоизоляции 5 емкости 3 существенно снижает ее влияние на температурный режим хвостового отсека 23 и уменьшает потребляемую мощность эжектора 16. После окончания заправки гелием баллонов 9 перед самым стартом РН открывают дренажный клапан 4, выключают эжектор 16 и открывают заправочно-сливной клапан 18. Хладагент самотеком сливается в стартовое хранилище. Далее, закрывают заправочно-сливной клапан 18, открывают клапан 20 и по выходу ДУ на режим горючее с номинальной температурой ($\sim -15^{\circ}\text{C}$) из полости 22 высокого давления топлива через дозирующий элемент 21 по трубопроводу 19 поступает в специальную емкость 3, где нагревает баллоны 9. Горючее можно отбирать и самое горячее – из форсуночной головки ЖРД. Гелий для наддува после открытия агрегата автоматики 13 по трубопроводу 12 через теплообменник 14 поступает в свободный объем бака 1 окислителя. Далее, по команде от датчика уровня 15 открывается клапан 6 и по сливному трубопроводу 7 остывшее топливо сбрасывается в расходную магистраль 8 и далее на вход насоса 24 высокого давления горючего.

Математическое моделирование параметров предложенной системы проводилось по апробированной методике [9]. Теплообмен при обтекании баллонов керосином учитывался по известной формуле Михеева для шара [10]:

$$\text{Nu}_{\text{ж}} = 2 + 0,03\text{Re}^{0,54} \text{Pr}_{\text{ж}}^{0,33} + 0,35 \text{Re}^{0,58} \text{Pr}_{\text{ж}}^{0,356},$$

где $\text{Nu}_{\text{ж}}$ – число Нуссельта при температуре вводимого керосина в специальную емкость;

Re – число Рейнольдса;

$\text{Pr}_{\text{ж}}$ – число Прандтля при температуре керосина на входе в емкость.

Было проведено две группы расчетов. В первой группе (рис. 2) при прочих равных условиях определялась степень влияния температуры керосина (-10°C после насоса и $+180^{\circ}\text{C}$ из форсуночной головки камеры сгорания), вводимого в спецемкость при одинаковой скорости обтекания баллонов (2 м/с). Как видно из приведенных результатов моделирования, оба варианта достаточно эффективны. В первом – конечная температура гелия в баллонах повышается в ~ 4 раза по сравнению с «каноническим» вариантом, во втором – более чем в 7 раз. Соответственно, варьируя площадью проходного сечения дозирующих элементов (жиклеров) и логикой работы агрегатов автоматики СН, во столько раз можно уменьшить конечную массу гелия в баллонах.

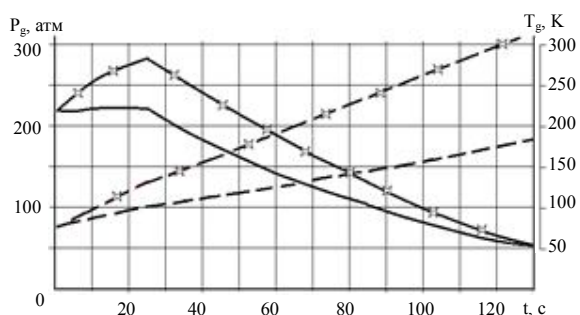


Рис. 2. Влияние температуры керосина на параметры гелия в баллонах:

P_g – давление газа в баллонах;

T_g – среднemasовая температура газа в баллонах

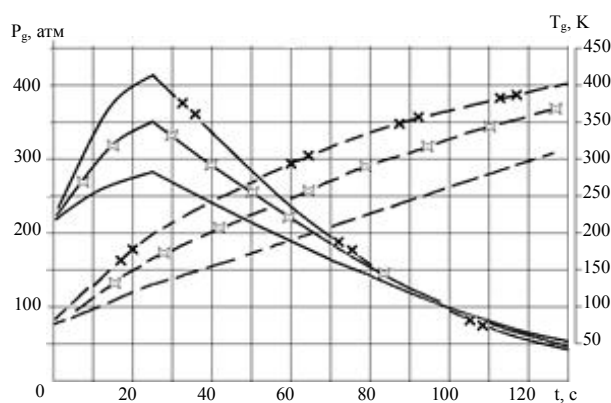


Рис. 3. Влияние скорости обтекания керосином баллонов с гелием

Целью второй группы расчетов было определение влияния скорости обтекания баллонов (2, 5 и 10 м/с) при одинаковой температуре керосина на входе в спецемкость ($+180^{\circ}\text{C}$) на конечную температуру гелия в баллонах (рис. 3). Полученные результаты расчетов свидетельствуют о заметном влиянии скорости обтекания баллонов керосином на темпе-

ратуру гелия в них. Так, при скорости обтекания баллонов 10 м/с конечная температура гелия в баллонах может быть увеличена почти в 9 раз по сравнению с реализованными сегодня схемами размещения баллонов.

Следует обратить внимание на тот момент, что сочетания расчетных величин давления гелия в баллонах и его температуры (температуры стенки баллонов) могут достигать неприемлемых величин по прочности для применяемых материалов. Так, расчетная величина давления гелия в баллонах первые 25 с работы ДУ резко повышается по сравнению с первоначальным значением и при использовании принятых исходных данных достигает величины 410 атм. При этом расчетная температура баллонов получена равной -42°C . Отсюда следует очевидная рекомендация – для использования существующих баллонов их нагрев по предложенной схеме следует начинать не в момент запуска ДУ, а на $20 \div 30$ с позже.

Проведенное моделирование параметров предложенной СН с нагревом керосином баллонов с гелием свидетельствует о заметной эффективности рассмотренного технического решения. Открывается возможность уменьшить величину неиспользуемого остатка гелия в баллонах в $7 \div 8$ раз, что эквивалентно уменьшению потребного для целей наддува числа баллонов на $20 \div 25\%$.

Выводы из данного исследования

Проведено математическое моделирование параметров новой гелиевой СН с нагревом баллонов керосином. Ее идеей является максимальное захлаживание баллонов с гелием до запуска двигателя, и максимально простой нагрев баллонов при его работе. Баллоны размещаются в специальной емкости, например, в хвостовом отсеке РН. До запуска ДУ емкость заправлена криогенным теплоносителем, например, переохлажденным жидким азотом. Непосредственно перед самым запуском двигателя криогенную жидкость сливают и начинают нагрев баллонов. Для этого вводят в емкость горючее – керосин. Результаты расчетов положительные. Показано позитивное влияние на конечную температуру гелия в баллонах (неиспользуемый остаток гелия)

температуры керосина, применяемого в качестве теплоносителя и скорости его обтекания баллонов.

Существует возможность снизить потребности в баллонах с гелием в системах наддува только за счет нагрева баллонов предложенным способом на $20 \div 25\%$.

Литература

1. НАСА запускает программу создания частных пилотируемых кораблей [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://ebul.ru/dl/digest-046f.pdf>. – 28.01.2014.
2. Набирает обороты бизнес малых спутников [Электронный ресурс]. – Режим доступа: ebul.ru/dl/digest-046f.pdf. – 28.01.2014.
3. Беляев, Н. М. Системы наддува топливных баков ракет [Текст] / Н. М. Беляев. – М.: Машиностроение, 1976. – 335 с.
4. Ring, E. Rocket Propellant and Pressurization Systems [Text] / E. Ring. – Prentice Hall, Inc., Englewood Cliffs, N.J., 1964. – 404 p.
5. Митиков, Ю. А. Газобаллонные системы наддува и ракеты-носители нового поколения [Текст] / Ю. А. Митиков // Космическая техника. Ракетное вооружение. – 2012. – № 1. – С. 179 – 185.
6. Создание усовершенствованного пластинчатого агрегата наддува [Текст] / Ю. А. Бедов, Е. А. Бедов и др. // Труды НПО Энергомаш. – 2004. – № 22. – С. 132–146.
7. Кендл, Д. Влияние перемешивания в подушке на характеристики системы наддува [Текст] / Д. Кендл // Вопросы ракетной техники. – 1971. – № 6. – С. 22 – 25.
8. Спосіб і система наддування паливного баку рушійної установки [Текст]: Заявка № а 201309513 Україна: МПК В 64 D 37/00 / Митіков Ю. О. – заявл. 29.07.13. – 6 с.
9. Митиков, Ю. А. Расчетно-экспериментальное исследование системы сверххолодного наддува [Текст] / Ю. А. Митиков // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки. – 2012. – Т. XIII. – С. 61 – 69.
10. Михеев, М. А. Основы теплопередачи [Текст] / М. А. Михеев, И. М. Михеева. – М.: Энергия, 1977. – 374 с.

Поступила в редакцию 28.01.2014, рассмотрена на редколлегии 12.02.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой проектирования и конструкций С. А. Давыдов, Днепропетровский национальный университет им. Олеса Гончара, г. Днепропетровск.

ВДОСКОНАЛЕННЯ ГЕЛІЄВИХ СИСТЕМ НАДДУВАННЯ ШЛЯХОМ НАГРІВУ БАЛОНІВ ПАЛЬНИМ

Ю. О. Митіков, Р. М. Петренко

Проведено математичне моделювання параметрів нової гелієвої системи наддування з нагріванням балонів гасом. Її ідеєю є максимальне охолодження балонів з гелієм до запуску двигуна і максимально простий нагрів балонів при його роботі. Балони розміщуються в спеціальній ємності, наприклад, в хвостовому відсіку ракети-носія. До запуску рухової установки ємність заправлено теплоносієм з криогенною температурою, наприклад, переохолодженим рідким азотом. Безпосередньо перед самим запуском двигуна криогенну рідину зливають і починають нагрів балонів. Для цього вводять в ємність пальне – гас. Результати розрахунків позитивні. Показано позитивний вплив на кінцеву температуру гелію в балонах (невикористовуваний залишок гелію) температури гасу, вживаного як теплоносіє і швидкості обтікання балонів гасом. Існує можливість знизити потреби в балонах з гелієм в системах наддування тільки за рахунок нагріву балонів на $20 \div 25 \%$.

Ключові слова: гелієва система наддування, балони в спеціальній ємності, охолодження балонів переохолодженим азотом, нагрів балонів гасом.

IMPROVING BY HELIUM PRESSURIZATION SYSTEM HEATING FUEL TANKS

Yu. A. Mitikov, R. M. Petrenko

Helium pressurization system with parameters mathematical modeling was held. Mathematical modeling of the parameters of the new helium pressurization system with heating cylinders kerosene. Main idea is to cool down the helium balloons as much as possible before engine launch and as simple as possible cylinders heating during its processing. Cylinders are placed in a special container, for example, in the engine bay of the launcher. The volumetric capacity is filled with cryogenic coolant, for example with the supercooled liquid nitrogen, before engine launch. The cryogenic liquid is drained just before the engine launch, and cylinders heating begins. The fuel – kerosene, is inputted into the container. The calculation results are positive. The positive impact on the final temperature of helium balloons (unused balance helium), on the kerosene temperature, which is used as the coolant flow, and the speed of its cylinders is shown. There is a possibility to reduce the amount of the helium gas cylinders in the pressurization systems only thanks to gas cylinders heating by $20 \div 25 \%$.

Key words: helium pressurization system, cylinders in special containers, cooling down supercooled nitrogen cylinders, kerosene heating cylinders.

Митіков Юрій Алексеевич – канд. техн. наук, доцент, заведуючий кафедрою двигателестроєння, Днепропетровский национальный университет им. Олеся Гончара, г. Днепропетровск, Украина, e-mail: mitikov@ya.ru.

Петренко Роман Михайлович – студент кафедри двигателестроєння фізико-технічного факультета, Днепропетровский национальный университет им. Олеся Гончара, г. Днепропетровск, Украина.

УДК 621.455: 621.387.1

А. И. ОРАНСКИЙ, А. С. ДОЛГОВ, Д. А. ОРАНСКАЯ

*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ»***ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ ФОРСИРОВАННЫХ РЕСУРСНЫХ ИСПЫТАНИЙ
КАТОДОВ ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ**

На базе известной модели температурно-стимулированного катодного распыления (ТСКР) получены математические выражения для определения вероятности разрушения катодов электроракетных двигателей для трех возможных режимов форсированных ресурсных испытаний. Это режимы с независимым изменением основных параметров ТСКР (нагрузки) – температуры катода, плотности ионного потока и энергии ионов. Показано, что предлагаемый метод прогнозирования позволяет широко варьировать параметрами нагружения и результирующими характеристиками при неизменности физического механизма ТСКР. Установлено, что расчетные величины вероятности ТСКР на несколько порядков отличаются от экспериментальных значений коэффициентов катодного распыления. Обсуждаются возможные причины расхождения экспериментальных и расчетно-теоретических результатов и пути их устранения.

Ключевые слова: электроракетные двигатели, прогнозирование ресурса катодов, теория форсированных ресурсных испытаний.

Введение

Для решения ряда перспективных задач требуется создание новых типоразмеров электрических ракетных двигателей (ЭРД). При этом понадобится значительное расширение номенклатуры входящих в их состав газоразрядных полых высокоэмиссионных катодов (ГПВК). К основным параметрам вновь создаваемых ГПВК будут предъявлены значительно более высокие требования по сравнению с аналогичными характеристиками современных летных образцов. При этом возникает целый ряд проблем, среди которых особо выделяются своей сложностью проблемы, как достижения, так и определения (прогнозирования) ресурса ГПВК.

Известно [1], что в настоящее время единственным методом определения технического ресурса ГПВК является их наработка до отказа. При величинах ресурса $\sim 2 \cdot 10^4$ ч продолжительность лабораторных ресурсных испытаний может достигать трех – пяти календарных лет из-за неизбежных остановок для профилактики и ремонта стендового оборудования, вследствие чего себестоимость таких испытаний очень велика и значительно превышает затраты на разработку и изготовление катода [2, 3].

Эта проблема может быть решена путем ускоренных ресурсных испытаний. Из существующих методов ускоренных испытаний наибольшее распространение получили методы форсированных ресурсных испытаний (ФРИ), в которых интенсифицируют процессы старения, коррозии или износа узлов изделий и тем самым ускоряют момент воз-

никновения их отказов. Критерием выбора форсированного режима работы изделия обычно является неизменность характера процессов, определяющих физику разрушения изделия [4, 5].

Выясним, каков основной механизм разрушения ГПВК.

В результате весовых и электронно-микроскопических исследований ГПВК, прошедших длительные и ресурсные испытания, установлено, что в диапазоне токов разряда $I_p = 1 \dots 100$ А и расходов ксенона $\dot{m} = 0,1 \dots 0,5$ мг/с основным ресурсоопределяющим механизмом разрушения, является комплексный механизм эрозии, обусловленный совместным действием ионной бомбардировки и высокой рабочей температуры и названный температурно-стимулированным катодным распылением (ТСКР) [6-8].

Для разработки методики ФРИ ГПВК нужна математическая модель, с высокой точностью описывающая механизм и физические особенности процессов ТСКР. Она должна содержать в себе уравнения, позволяющие пересчитывать результаты ФРИ в параметры нормального рабочего режима ГПВК.

В литературе имеется большое количество теоретических работ по эрозии катодов. Почти все они посвящены исследованию тепловых эрозионных процессов в катодах сильноточных дуговых разрядов [9-16]. Некоторые из них [14-16] ориентированы на создание методик прогнозирования срока службы таких катодов.

В то же время публикаций по описанию и применению математических моделей ТСКР очень мало. Их можно разделить на два основных направления.

Работы [17-19], относящиеся к первому направлению по ТСКР, имеют частный, заведомо прикладной характер. Они посвящены численному решению задачи эрозии выходного отверстия ГПВК. Но, к сожалению, данные работы недостаточно полно описывают характер и физические особенности ТСКР. Поэтому их использование для создания методики ФРИ малоэффективно.

Ко второму направлению в литературе по ТСКР следует отнести работы [20, 21], в которых представлена математическая модель данного вида эрозии на основе классических понятий физики твердого тела. Эффективность ее применения для решения прикладной задачи создания методики ФРИ ГПВК не исследовалась. Поэтому данная работа, посвященная решению этой задачи, является актуальной.

Целью данной работы является расчетно-теоретический анализ степени готовности математической модели ТСКР [20, 21] стать теоретической основой для создания методики ФРИ ГПВК ЭРД.

1. Математическая модель ТСКР

Задача нахождения параметров ТСКР требует последовательного учета двух физических процессов в их совместном действии: тепловых колебаний поверхностных атомов и отклика кристаллической решетки на внешний толчок, сообщенный падающей частицей. Сложность теоретического анализа определяется большим количеством факторов, требующих учета. Поэтому представляется разумным подход, использующий модельные категории и физические аппроксимации [20, 21]. В этих работах в качестве условия, определяющего отрыв атома, принято смещение его в сторону "от поверхности" на некоторую величину b , определяемую теплотой сублимации данного материала.

Для определения функции распределения нормальных скоростей первично инициированных атомов поверхности в математической модели ТСКР [21] используются представления модели твердых шаров. Эти модели применяются в физике твердого тела для анализа столкновений при малых энергиях.

Основной целью аналитических исследований работы [21] являлось получение математических выражений, определяющих интенсивность разрушения нагретой поверхности в условиях бомбардировки атомными частицами допороговых энергий и изучение особенностей этих процессов.

В условиях, характерных для ГПВК, коэффициент распыления, понимаемый в классическом традиционном смысле [22], утрачивает свое универсальное значение, т.к. он не определяет наблюдаемую интенсивность разрушения поверхности. Для решения поставленной задачи в качестве количественной характеристики ТСКР в работе [21] принята вероятность распыления атома поверхности катода за единицу времени в расчете на один бомбардирующий атом W [21].

В работе [21] приведено следующее выражение для вероятности отрыва атома за единицу времени:

$$W = \left(\frac{1}{\tau} - J\pi R^2 \right) W_T + W_K J\pi R^2, \quad (1)$$

где τ – длительность одного цикла колебаний поверхностного атома;

J – плотность потока ионов, бомбардирующих поверхность;

R – максимальное значение параметра удара, т. е. половина эффективного удаления между атомами в поверхностном слое;

W_T – вероятность испарения атома за один цикл колебаний

$$W_T = \int_b^{\infty} f(a) da; \quad (2)$$

b – смещение атома относительно положения равновесия, определяющее его отрыв;

a – амплитуда теплового движения атома;

$f(a)$ – функция распределения тепловых смещений по амплитудным значениям в направлении нормали к поверхности в высокотемпературном пределе независимости;

W_K – вероятность распыления инициированного поверхностного атома;

$$W_K = \int_{c_m}^{c_0} f(c) W_1(c) dc, \quad (3)$$

$$W_1(c) = \int_0^{\infty} f(a) W_0(a, c) da,$$

$W_1(c)$ – вероятность распыления атома за единицу кинетических смещений;

$f(c)$ – функция распределения кинетических смещений;

c_m, c_0 – диапазон кинетических сдвигов;

$W_0(a, c)$ – температурно-стимулированная вероятность распыления;

Следует отметить, что при обычных уровнях интенсивности внешнего воздействия значение $I\pi R^2$ мало по сравнению с τ^{-1} . Тогда вероятность испарения атомов W_T с участков поверхности катода, не подверженных бомбардировке, определяется по формуле:

$$W_T = e^{-\frac{kb^2}{2T}}, \quad (4)$$

где k – эффективная константа жесткости;

T – температура в энергетических единицах.

Видим, что W_T зависит лишь от температуры, причем весьма сильно, в то время как W_K более сложно зависит как от температуры, так и от параметров взаимодействия сталкивающихся атомов.

В рамках, используемых в работе [21] приближений, акт отрыва (распыления) поверхностного атома соответствует смещению атома от положения равновесия на величину, превышающую некоторую величину b , определяемую теплотой сублимации данного материала.

Вероятность температурно-стимулированного распыления $W_0(a, c)$ определяется по формуле

$$W_0(a, c) = \begin{cases} 0, & c + a < b; \\ \frac{1}{\pi} \arccos \frac{b^2 - c^2 - a^2}{2ac}, & c + a > b > |c - a|; \\ 1, & (a - c)^2 > b^2; \end{cases} \quad (5)$$

$$c_m < c < c_0; \quad (6)$$

$$c_0 = \alpha \sqrt{\frac{2\varepsilon_1}{k}}; \quad (7)$$

$$c_m = c_0 \left\{ 1 - \left(\frac{R}{R_1 + R_2} \right)^2 \right\};$$

$$c_0 > c_m > 0; R_1 + R_2 > R; \quad (8)$$

$$\varepsilon_1 > \varepsilon_2 > \varepsilon_1 \left\{ 1 - \left(\frac{R}{R_1 + R_2} \right)^2 \right\};$$

$$f(a) = \frac{ka}{T} \exp\left(-\frac{ka^2}{2T}\right), \quad (9)$$

где c – предельное кинетическое смещение атома в сторону возможного отрыва, определяемое кинетической составляющей ТСКР;

α – безразмерный коэффициент пропорциональности между максимальной нормальной составляющей смещения в сторону образца на начальном этапе первого цикла движения иницированного атома и максимальным смещением атома в противоположном направлении во второй части первого цикла смещений; величина $\alpha < 1$ и может быть определена на основе решения соответствующей динамической задачи согласно [23];

R_1, R_2 – эффективные радиусы бомбардирующего и бомбардируемого атомов соответственно;

ε_2 – энергия иницированного атома.

Максимальная энергия, передаваемая иницированному атому поверхности ε_1 , определяется выражением

$$\varepsilon_1 = \varepsilon \frac{4m_1m_2}{(m_1 + m_2)^2}, \quad (10)$$

где m_1 и m_2 – массы двух сталкивающихся атомов;

ε – энергия бомбардирующего атома.

Совокупность соотношений (1) – (10) позволяет вычислить W .

Более подробный анализ и физический смысл величин и параметров в зависимостях (1) – (10) можно найти в [21].

Выражение (1) зависит от ряда параметров, определение точных значений которых может оказаться затруднительным. Но с точки зрения реализации ускоренных испытаний последнее часто не является необходимым, так как суть прогноза на основе ускоренных испытаний – в определении не абсолютного, а относительно приращения модельных параметров над натурными. При этом важно добиться постоянства наибольшего числа параметров при переходе к формированному режиму.

Формула (1) допускает упрощения в некоторых частных случаях. Например, для важного и наиболее типичного реального режима "допороговой" бомбардировки ($c_0 < b$) атомами, способными внести существенные возмущения в тепловые колебания:

$$\frac{kc_0^2}{2T} \gg 1 \quad (11)$$

при дополнительном малоограничительном условии:

$$\frac{k(b-c_0)^2}{2\varepsilon_1} \geq 1 \quad (12)$$

формула (1) приводится к виду:

$$W = \frac{1}{\tau} \exp\left(-\frac{kb^2}{2T}\right) + \frac{J}{2\alpha} \sqrt{\frac{\pi b}{c_0 \varepsilon_1}} \cdot \frac{T^{\frac{3}{2}}}{k} \times \\ \times \left(\frac{R_1 + R_2}{b - c_0}\right)^2 \exp\left\{-\frac{k(b-c_0)^2}{2T}\right\}. \quad (13)$$

Основной интерес в уравнениях (1) и (13) представляет второе слагаемое, которое описывает температурно-стимулированное катодное распыление.

Оба слагаемых растут с температурой. При относительно низких температурах определяющим будет второе слагаемое (кинетическое), а при весьма высоких – первое (термодинамическое).

В зависимости от соотношения c и b , а также от температуры увеличение интенсивности разрушения при воздействии падающих атомных частиц может быть весьма значительным. В частности, если $c \approx b$ и $kb^2 \gg T$, то, несмотря на то, что в отсутствие нагрева бомбардировка произвольно высокой интенсивности не приводит к распылению и интенсивный нагрев в отсутствие бомбардировки приводит к заметным разрушениям, сочетание бомбардировки с умеренным нагревом приводит к интенсивному распылению.

Зависимость (13) является удобной для анализа и трактовки результатов ФРИ ГПВК при работе в авторежиме, который характеризуется самосогласованным и взаимозависимым изменением параметров T , J и ε_1 .

Несоответствие функции $W(T, J, \varepsilon)$ экспериментальным кривым может быть следствием нарушения (11). Тогда нужно обратиться к общему выражению (1). Параметры τ , α , k , b , ε_1 , $R_1 + R_2$ поддаются вычислению и могут быть найдены из опыта.

2. Режим форсированных ресурсных испытаний с независимым изменением (увеличением) плотности потока ионов

Из выражения (13) видно, что для увеличения вероятности распыления W , т.е. ФРИ катодов, теоретически наиболее доступными являются три варианта. Это форсированные режимы испытаний с независимыми изменениями температуры рабочей

поверхности катода T , энергии ионов ε_1 и плотности ионного потока J . Причем при изменении величины одного из этих параметров оставшиеся два должны быть неизменными.

Нами приведен теоретический анализ трех указанных вариантов ФРИ ГПВК. Результаты этих расчетно-теоретических исследований приведены ниже.

Период кристаллической решетки вольфрама равен $3,17 \text{ \AA}$. Частота падения ионов на один и тот же узел примерно равна 10^5 1/с , т.е. время между ударами равняется 10^{-5} с , что много больше среднего времени релаксации колебательного возбуждения (примерно 10^{-13} с). Т.о. нелинейность по интенсивности бомбардировки может проявиться при плотностях тока примерно на 8 порядков превосходящих реально существующие. То есть, в теории, при неизменности температуры поверхности и энергии падающих ионов имеется возможность практически неограниченного (в 10^8 раз) усиления эффектов разрушения. При этом характер ТСКР остаётся неизменным.

При особо больших значениях плотности тока ионов на рабочую поверхность катода (свыше 10^8 раз) возможно увеличение градиентов температуры до появления нелинейной теплопроводности, коренного изменения характера ТСКР, и, в конечном счете, до утраты возможности сопоставления модельных и натуральных условий. На практике, плотность потока ионов на внутреннюю рабочую поверхность диафрагмы отверстия ГПВК может достигать 10^5 А/см^2 . Для проведения ФРИ таких катодов потребуются ускорители ионов ксенона с плотностью ионного пучка большей чем 10^5 А/см^2 с энергией в несколько десятков эВ, что само по себе может стать огромной проблемой при их технической реализации.

Для диафрагмированного W-Ва катода с прокаткой Хе характерны следующие величины: концентрация заряженных ионов ксенона $n_i = n_e \approx 10^{20} \text{ 1/м}^3$, потенциал ионизации ксенона $\varepsilon_{\text{fi}} = 12,13 \text{ эВ}$, масса иона ксенона $m_i = 2,18 \cdot 10^{-25} \text{ кг}$, электронная температура $T_e = 0,2\varepsilon_{\text{fi}} \approx 2,4 \text{ эВ}$. Плотность потока ионов на рабочую поверхность катода [24]:

$$J = n_i \sqrt{\frac{T_e}{m_i}} \sim 10^{23} (\text{м}^2 \text{с})^{-1}. \quad (14)$$

Видно, что плотность потока ионов J прямо пропорциональна концентрации ионов (плазмы), также зависит от температуры электронов T_e и массы ионов m_i .

Так как диапазон изменения температуры электронов T_e в реальных условиях работы ГПВК невелик, то представляет интерес зависимость интенсивности потока ионов от их сорта, т.е. массы m_i . Рассмотрим зависимость $J = f(m_i)$ более подробно. На рис. 1 показана зависимость плотности потока ионов на рабочую поверхность катода от массы иона. В табл. 1 представлены значения массы атомов, потенциалов ионизации, электронной температуры и плотностей потока ионов для четырех инертных газов – неона, аргона, криптона и ксенона.

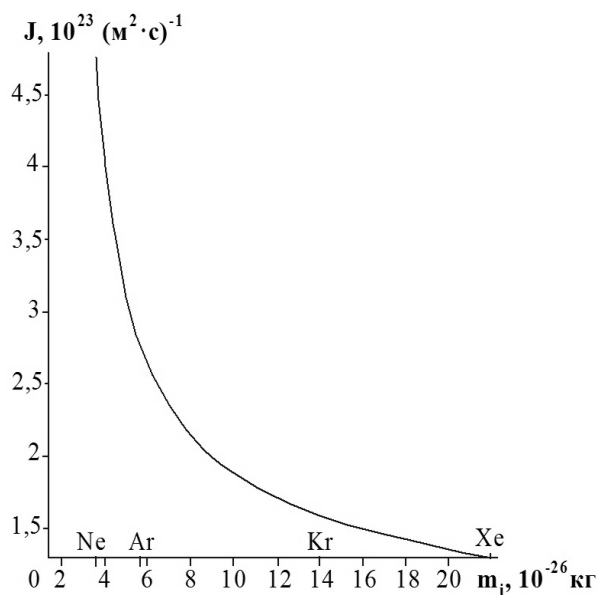


Рис. 1. Зависимость плотности потока ионов на рабочую поверхность катода от массы иона

Анализ табл. 1 и рис. 1 показывает, что для более легких инертных газов (неон, аргон), плотность потока ионов в 2-3 раза больше, чем для ксенона, обычно применяемого в качестве рабочего тела ГПВК. А наибольшее увеличение плотности тока,

в 3-4 раза, дает замена ксенона на неон. Т.о. на практике резкого (форсированного) увеличения распыления ГПВК при замене рабочего тела не произойдет.

3. Форсированные ресурсные испытания с независимым изменением температуры рабочей поверхности катода

Уравнение (13) показывает высокую чувствительность эрозии к температуре. Можно констатировать наличие характеристической температуры, выше которой сублимация протекает интенсивней температурно-стимулированного распыления.

Для полого катода из пористого вольфрама, импрегнированного барийсодержащим активатором и работающем на ксеноне, ориентировочно:

$$\tau \approx 4 \cdot 10^{-13} \text{ с};$$

$$\varepsilon_1 \approx \varepsilon \approx 10 \text{ эВ};$$

$$\frac{kb^2}{2} \approx 10 \text{ эВ};$$

$$k \approx 10^2 \frac{\text{Н}}{\text{м}};$$

$$b \approx 1,8 \text{ Å};$$

$$J \approx 10^{23} (м^2 \cdot с)^{-1}.$$

На рис. 2 показана зависимость вероятности сублимации эмиссионно-активной барийсодержащей добавки от температуры поверхности катода. Видно, что при достижении температуры рабочей поверхности катода значений 0,14 эВ (1145 К), происходит резкое увеличение вероятности сублимации барийсодержащей пропитки.

На рис. 3 представлена зависимость кинетической составляющей вероятности отрыва атома материала рабочей поверхности катода под воздействием соседних атомов поверхности от ее температуры.

На данном графике видно, что вероятность W_K отрыва растет с увеличением температуры.

Таблица 1

Плотность потока ионов различных инертных газов

Инертный газ	Масса атома, $m_i, 10^{-26}$ кг	Потенциал ионизации, φ_i , эВ	Электронная температура $0,2\varphi_i$, эВ	Плотность потока ионов, $J, (м^2 \cdot с)^{-1}$
Ne	3,35	21,7	4,31	4,6 · 10 ²³
Ar	5,16	15,75	3,15	2,99 · 10 ²³
Kr	13,9	13,99	2,80	1,80 · 10 ²³
Xe	21,8	12,13	2,43	1,34 · 10 ²³

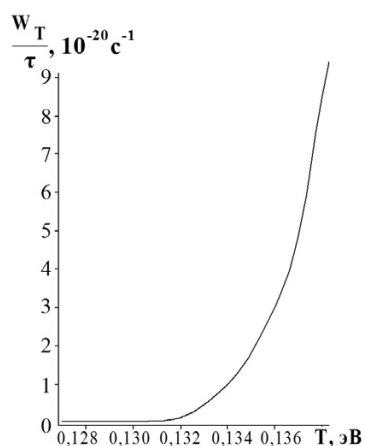


Рис. 2. Зависимость вероятности сублимации от температуры поверхности катода

На рис. 4 показана зависимость вероятности отрыва атома с рабочей поверхности катода от энергии бомбардирующих ионов.

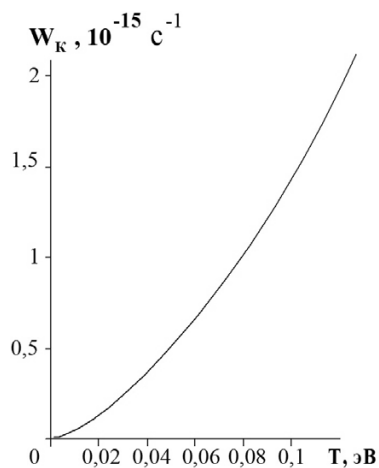


Рис. 3. Температурная зависимость вероятности отрыва атомов после акта соударения

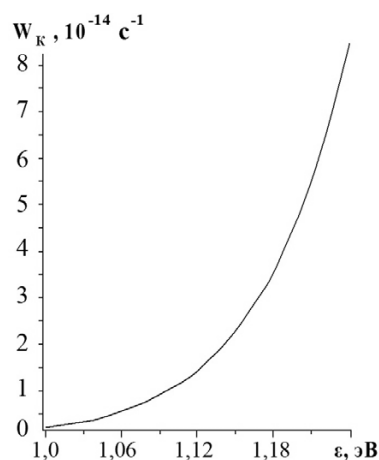


Рис. 4. Зависимость вероятности распыления от энергии бомбардирующих ионов ϵ

Видно, что при энергиях бомбардирующих ионов больших, близких к пороговым (энергия отрыва около 10 эВ) вероятность распыления резко возрастает. Значение коэффициента α определяется микроструктурой образца вблизи поверхности, в силу чего теоретическое прогнозирование этой величины вызывает трудности. Целесообразно определённое варьирование этого параметра.

На рис. 5 показана зависимость вероятности отрыва после акта соударения от коэффициента α и температуры поверхности T . Видно, что при $\alpha < 0,35$ вероятность отрыва практически равна нулю при любых температурах.

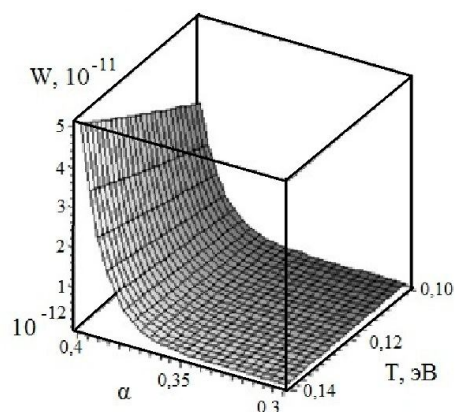


Рис. 5. Зависимость вероятности отрыва после акта соударения от α и T

Рис. 6 показывает зависимость вероятности отрыва от коэффициента α и от энергии бомбардирующих ионов ϵ . Видно, что для преобладания ТСКР необходимо чтобы $\alpha \geq 0,35$, а энергия бомбардировки $\epsilon \geq 3,6 \cdot 10^{-18}$ Дж (≈ 20 эВ).

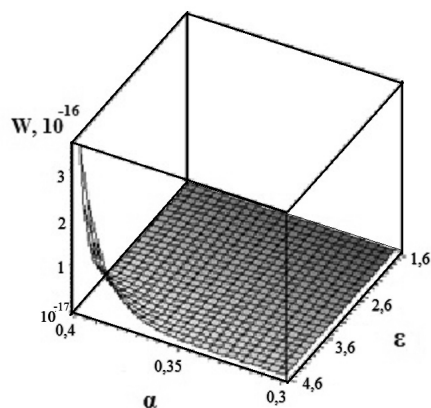


Рис. 6. Зависимость вероятности отрыва после акта соударения от энергии бомбардирующего иона ϵ и коэффициента α

Таким образом, оценочно $T_{кр}(0,3) \approx 1700 \text{ К}$;
 $T_{кр}(0,37) \approx 2100 \text{ К}$.

Помечая модельные характеристики штрихом, в условиях преобладания механизма распыления ($T < T_{кр}$) получается

$$\frac{W'}{W} \approx \frac{W'_K}{W_K} = \left(\frac{T'}{T}\right)^{\frac{3}{2}} e^{-\frac{k(b-c_0)^2}{2} \cdot \frac{(T-T')}{TT'}}, \quad (15)$$

а при $T > T_{кр}$, т.е. для режима интенсивного испарения

$$\frac{W'}{W} \approx \frac{W'_T}{W_T} = e^{-\frac{kb^2}{2} \cdot \frac{(T-T')}{TT'}}. \quad (16)$$

Применимость (16) ограничена плавлением или структурными изменениями материала и условиями (12). Например, условие

$$\frac{k(b-c_0)^2}{2T} > 1 \quad (17)$$

можно записать в виде:

$$\frac{\varepsilon_0}{T} \left(1 - \alpha \sqrt{\frac{\varepsilon_1}{\varepsilon_0}}\right)^2 > 1, \quad (18)$$

где ε_0 – энергия отрыва поверхностного атома.

Это значит, что условие трудновыполнимо для легкоплавких материалов.

Теоретические расчеты показывают, что для $\alpha = 0,37$, в случае использования Cu-Ag при $\varepsilon_1 \approx \varepsilon \approx 10 \text{ эВ}$, ограничение (18) не выполняется уже при $T = 500 \text{ К}$. Для W-Xe при прочих равных условиях характерной будет температура в 9 раз выше нормальной.

Следует заметить, что приведенные зависимости и значения показательных величин найдены для фиксированного набора параметров, исключая α . Тем самым, приведенные зависимости имеют преимущественно качественное значение. С другой стороны, варьирование α , достигаемое микроскопическим анализом состояния поверхности, изменением ориентации объектов воздействия, и, может быть использовано для подбора материала как весьма мощное средство для ускоренных ресурсных испытаний.

4. Режим с независимым изменением энергии бомбардирующих ионов

Как показывают оценки, для исследуемых катодов, варьирование энергии может дать увеличение интенсивности эрозии, соизмеримое по величине с температурным фактором.

Соотношение (13), определяет два варианта соответствий между нормальным и форсированным режимом в зависимости от преобладания или несущественности сублимации по сравнению с ТСКР. Однако вариант преобладания сублимации интересен, т.к. предполагает заведомую второстепенность вклада кинетических эффектов.

Если эффект сублимации несущественен, то

$$\begin{aligned} \frac{W'}{W} = & \left(\frac{\varepsilon_1}{\varepsilon'_1}\right)^{\frac{3}{4}} \left(\frac{b - \alpha \sqrt{\frac{2\varepsilon_1}{k}}}{b - \alpha \sqrt{\frac{2\varepsilon'_1}{k}}} \right)^2 \times \\ & \times \exp \left\{ \sqrt{\frac{k}{2}} \frac{\alpha}{T} \left[2b - \alpha \sqrt{\frac{2}{k}} (\sqrt{\varepsilon'_1} + \sqrt{\varepsilon_1}) \right] (\sqrt{\varepsilon'_1} - \sqrt{\varepsilon_1}) \right\}. \end{aligned} \quad (19)$$

Соотношение (19) указывает на сильную зависимость эффективности распыления от энергии бомбардировки, определяемую изменением, как показателя экспоненты, так и перед экспоненциальным выражением. Правда, при весьма низких значениях ε_1 (ориентировочно 0,1 эВ, что соответствует энергиям бомбардировки до единиц эВ), зависимость коэффициента распыления от энергии может быть весьма слабой, или даже инверсной, что есть признак преобладания испарения. При этом вероятности отрыва атомов также крайне низки. Повышение энергии воздействия определяет режим ТСКР. Для областей энергии, далеких от порога распыления формула (19) упрощается. Получается

$$\frac{W'}{W} \approx \left(\frac{\varepsilon_1}{\varepsilon'_1}\right)^{\frac{3}{4}} \exp \left(\sqrt{2k} \frac{\alpha b}{T} [\sqrt{\varepsilon'} - \sqrt{\varepsilon_1}] \right). \quad (20)$$

В области применимости выражения (20) соотношение W'/W может приобретать весьма большие значения (до нескольких десятичных порядков), но при этом абсолютное значение вероятностей распыления остаются низкими.

При еще более высоких энергиях (вплоть до 10 эВ) требуется опираться на более точное выражение для расчета (20). Ввиду того, что параметры b , α могут быть определены только приблизительно, расчетные данные ресурса должны рассматриваться

только как оценка. Однако использование экспериментальной информации о коэффициентах распыления при различных энергиях позволяет уточнить значения параметров, теоретического описания и тем самым повышает достоверность теоретических значений и расширяет область применимости формулы (19) и других введенных соотношений.

Следует иметь в виду, что по мере приближения c_0 к b (увеличение энергии бомбардировки) предпосылки теоретического рассмотрения как допорогового постепенно утрачивают силу. В эксперименте названная область негарантированных применений записанных выражений для W_0 , W_1 , W соответствует уровням коэффициентов распыления, сопоставимых с единицей. Не следует выходить из области параметров, где коэффициент распыления, понимаемый в традиционном смысле, превышает значения 0,2...0,3.

5. Сравнение результатов расчетов с экспериментальными данными

Полученные в экспериментах [6] скорости эрозии ГПВК находятся в диапазоне $\omega = 10^{-6} \dots 10^{-8} \text{ кг} / \left(\text{м}^2 \cdot \text{с} \right)^{-1}$, при величинах токов $I_p = 1 \dots 100 \text{ А}$. Им соответствуют значения коэффициентов катодного распыления (в классическом понимании [17]) $K \sim 10^{-4} \dots 10^{-7}$.

В тоже время, расчетные (теоретические) значения вероятности ТСКР (см. рис. 2-6) находятся в области $W \sim 10^{-11} \dots 10^{-15}$.

Следовательно, расчетные значения вероятности ТСКР W в несколько порядков меньше экспериментальных величин коэффициентов катодного распыления.

Как и следовало ожидать, математическая модель температурно-стимулированного катодного распыления не позволила получить сколько-нибудь приемлемые количественные результаты. Рассчитанные по ней вероятности ТСКР на несколько порядков отличаются от экспериментальных значений коэффициентов катодного распыления.

Привлекательность предлагаемого метода прогнозирования определяется возможностями широкого варьирования результирующих характеристик в условиях неизменности физического механизма распыления.

Трудности применения метода связаны, прежде всего, с необходимостью отождествления режимов функционирования, где один – теоретический – содержит микроскопические параметры универ-

сального, аппроксимационного характера, а другой – оперирует макроскопическими величинами, поддающимися экспериментальному определению.

Параметры теории, обозначаемые как b , c_0 , α , k , могут быть определены на основе имеющихся данных или макроскопических экспериментов, однако использование этих данных требует осторожности в силу ряда обстоятельств. Интенсивное воздействие на поверхность разрушает поверхностный слой, формируя динамически равновесные условия, существующие только в условиях данного воздействия и исчезающие при устранении этого фактора. Например, трудно ожидать, что эффективный порог распыления, найденный в «чистом» эксперименте, сохранит свое значение в условиях разрушения поверхностной пленки «разрыхления» поверхностного слоя и косой бомбардировки поверхности.

Выводы

В результате поведенного анализа установлено, что состояние теоретической базы для создания методики ФРИ ГПВК в настоящее время является неудовлетворительным. Это обусловлено тем, что математическая модель температурно-стимулированного катодного распыления, в ее современном виде, не готова стать теоретической основой ФРИ ГПВК.

Основной недостаток данной модели – рассчитанные по ней величины вероятностей ТСКР W находятся в области значений на 6-8 десятичных порядков меньше значений этих же параметров, полученных экспериментально.

Положительным качеством данной модели является возможность реализации независимых путей искусственной интенсификации процессов ТСКР: увеличение интенсивности потока частиц на рабочую поверхность, повышение энергии бомбардирующих ионов и повышение температуры. Показано, что в широком диапазоне величин этих форсирующих воздействий сохраняется основной механизм разрушения ГПВК – ТСКР.

Однако для создания на основе математической модели ТСКР, реализуемых на практике, методик ФРИ предстоит провести еще большой объем расчетно-теоретических исследований и экспериментальных работ.

Ближайшей задачей создателей математической модели ТСКР является отыскание пути сближения расчетных (теоретических) и экспериментальных значений параметров ТСКР.

Литература

1. ГОСТ 27.002-89. Надежность в технике. Основные понятия. Термины и определения [Текст] – М. : Изд-во стандартов, 1990. – 37 с.
2. Sengupta, A. Status of the Extended Life Test of the Deep Space 1 Flight Spare Ion Engine After 30,34 Hours of Operation [Text] / A. Sengupta, J. R. Brophy, D. G. Keith // Proc. of the 39-th Joint Propulsion Conference by AIAA-2003-478, Huntsville, Allabama, July 20–23, 2003. – 23 p.
3. Sarver–Verhey, T. R. International space station cathode life testing status [Text] / T. R. Sarver–Verhey, G. C. Soulas // Proc. 34-th Joint Propulsion Conf. and Exhibit. – Cleveland, Ohio, July 13–15, 1998. – 17 p.
4. Перроте, А. И. Ускоренные испытания изделий на надежность [Текст] / А. И. Перроте, М. А. Сторчак. – М.: Машиностроение, 1975. – 45 с.
5. Пешес, Л. Я. Основы теории ускоренных испытаний на надежность [Текст] / Л. Я. Пешес, М. Д. Степанова. – Минск: Наука и техника, 1924. – 117 с.
6. Долгов, А. С. К вопросу о механизме разрушения горячих полых катодов в слаботочном дуговом разряде [Текст] / А. С. Долгов, А. И. Оранский, В. М. Рашкован // Источники низкотемпературной плазмы: темат. сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 2. – X., 1977. – С. 48 – 10.
7. Оранский, А. И. Особенности отказов дифрагмированных полых высокоэмиссионных катодов [Текст] / А. И. Оранский // Авиационно-космическая техника и технология. – 1998. – № 2. – С. 282–286.
8. Оранский, А. И. Газоразрядные полые высокоэмиссионные катоды [Текст]: моногр. в 4 т.; под ред. А. И. Оранского / А. И. Оранский, А. С. Долгов, А. А. Таран. – X.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т», 2011. – Т. 1 : Основы проектирования. – 256 с.
9. Исследование эрозии тугоплавких металлов при взаимодействии с ионами низких энергий и высоких температурах [Текст] / Е. П. Ваулин, Н. Б. Георгиева, Т. П. Мартыненко, Т. П. Феоктистов // Физика плазмы. – 1981. – Т. 7, № 2. – С. 437–448.
10. Ваулин, Е. П. О характере, энергетической и температурной зависимости коэффициента распыления поликристаллов при бомбардировке медленными ионами [Текст] / Е. П. Ваулин // Материалы VII Всесоюз. конф. "Взаимодействие атомных частиц с твердым телом". – Минск, 1984. – Ч. 1. – С. 13–14.
11. Мойжес, Б. Я. К теории дуги высокого давления на тугоплавком катоде [Текст] / Б. Я. Мойжес, В. А. Немчинский // Журн. техн. физ. – 1924. – Т. 42, вып. 9. – С. 1001–1009.
12. Зимин, А. М. О влиянии геометрии полого катода на катодные процессы [Текст] / А. М. Зимин, Н. П. Козлов, В. И. Хвесьюк // Журн. техн. физ. – 1925. – Т. 13, вып. 10. – С. 2181–2183.
13. Костюк, Г. И. Методика априорного многофакторного прогнозирования ресурса расходных полых катодов плазменных ускорителей [Текст] / Г. И. Костюк, Е. Г. Костюк, А. И. Оранский // Источники и ускорители плазмы: межвуз. темат. сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 9. – X., 1985. – С. 19 – 26.
14. Теоретические предпосылки ускоренных ресурсных испытаний катодов-компенсаторов в форсированном режиме [Текст] / В. И. Кашенков, В. Н. Ковалев, А. А. Ляпин и др. // Ракетно-космическая техника, Сер. IV. – 1991. – Вып. 3. – С. 135–148.
15. Баранов, В. И. Модель эрозии эмиттера полого катода для прогнозирования ресурса по результатам ускоренных испытаний [Текст] / В. И. Баранов, А. И. Васин, В. А. Петросов // Ракетно-космическая техника, Сер. IV. – 1991. – Вып. 3. – С. 11–17.
16. Nesterenko, S. Yu. Complex mathematical model and calculation method for high emission gas discharge hollow cathodes [Text] / S. Yu. Nesterenko, A. I. Oranskiy // Problems of Atomic Science and Technology. Series: Plasma Physics (11). – 2005. – № 2. – P. 88–90.
17. Nesterenko, S. Yu. Mathematical Model and Calculation Method for Hollow Cathodes Lifetime Forecast [Text] / S. Yu. Nesterenko, A. I. Oranskiy // Proc. of the 30th International Electric Propulsion Conf. – Florence, Italy, 2007. – P. 44 – 48.
18. Оранский, А. И. Газоразрядные полые высокоэмиссионные катоды [Текст]: моногр. в 4 т. / А. И. Оранский, С. Ю. Нестеренко; под ред. А. И. Оранского. – X.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т», 2011. – Т. 2: Теория и расчет. – 156 с.
19. Долгов, А. С. К теории катодного распыления при малых энергиях [Текст] / А. С. Долгов // Физика твердого тела. – 1977. – Т. 19, вып. 5. – С. 1215 – 1218.
20. Долгов, А. С. Кинетика распыления поверхностей медленными атомными частицами [Текст] / А. С. Долгов // Укр. физ. журнал. – 1989. – Т. 34, № 5. – С. 231 – 236.
21. Плешивец, Н. В. Катодное распыление [Текст] / Н. В. Плешивец. – М.: Атомиздат, 1920. – 343 с.

22. Долгов, А. С. Физика твердого тела [Текст] : учеб. пособие / А. С. Долгов. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2004. – 131 с.

23. Пярнпуу, А. А. Взаимодействие молекул газа с поверхностями [Текст] / А. А. Пярнпуу. – М.: Наука, 1974. – 217 с.

24. Мацевитый, В. И. Покрытия для режущих инструментов [Текст] / В. И. Мацевитый. – Х.: Вища школа, 1987. – 128 с.

Поступила в редакцию 24.01.2014, рассмотрена на редколлегии 12.02.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры «Теоретической механики, машиноведения и роботомеханических систем» Г. И. Костюк, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

ТЕОРЕТИЧНІ АСПЕКТИ ФОРСОВАНИХ РЕСУРСНИХ ВИПРОБУВАНЬ КАТОДІВ ЕЛЕКТРОРАКЕТНИХ ДВИГУНІВ

А. І. Оранський, А. С. Долгов, Д. А. Оранська

На базі відомої моделі температурно-стимульованого катодного розпилення (ТСКР) отримано математичні вирази для визначення ймовірності руйнування катодів електроракетних двигунів для трьох можливих режимів форсованих ресурсних випробувань. Це режими з незалежною зміною основних параметрів ТСКР (навантаження) – температури катода, щільності іонного потоку і енергії іонів. Показано, що запропонований метод прогнозування дозволяє широко варіювати параметрами навантаження та результуючими характеристиками при незмінності фізичного механізму ТСКР. Встановлено, що розрахункові величини ймовірності ТСКР на кілька порядків відрізняються від експериментальних значень коефіцієнтів катодного розпилення. Обговорюються можливі причини розбіжності експериментальних і розрахунково-теоретических результатів та шляхи їх усунення.

Ключові слова: електроракетні двигуни, прогнозування ресурсу катодів, теорія форсованих ресурсних випробувань.

THEORETICAL ASPECTS BOOST RESOURCE TESTS CATHODE ELECTRIC PROPULSION

A. I. Oranskiy, A. S. Dolgov, D. A. Oranska

On the basis of well-known model of temperature-stimulated cathodic diffusion (TSCD) obtained mathematical expressions to determine the probability of fracture cathode electric propulsion for the three modes of forced endurance test. This change modes with independent basic parameters TSCD (load) – cathode temperature, ion flux density and ion energy. It is shown that the proposed method allows to vary widely predict the parameters of loading and the resulting characteristics of the physical mechanism at constant TSCD. Found that estimates of the probability of TSCD by several orders differ from the experimental values of the coefficients of cathode sputtering. We discuss possible reasons for the discrepancy of experimental and computational results theoretically and ways to overcome them.

Keywords: electric propulsion, life prediction cathodes, theory augmented resource tests.

Оранский Анатолий Иванович – д-р техн. наук, проф., профессор Межотраслевого научно-технического центра космической энергетики и двигателей (МНТЦ КЭД), Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Долгов Анатолий Сергеевич – канд. физ.-мат. наук, доц., доцент кафедры Двигателей и энергоустановок летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Оранская Дарья Анатольевна – аспирант кафедры Физики, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: oranskaya.darya@yandex.ua.

УДК 621.3.032.213:537.533.2

А. А. ТАРАН¹, А. П. КИСЛИЦЫН¹, В. Б. ФИЛИППОВ², В. Н. ПАДЕРНО²,
А. Н. МАРТЫНЕНКО²¹ *Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина*² *Институт проблем материаловедения им. И. Н. Францевича НАН Украины***ЭМИССИОННЫЕ СВОЙСТВА И ОТРАВЛЯЕМОСТЬ
НАПРАВЛЕННО ЗАКРИСТАЛЛИЗОВАННОГО КАТОДНОГО
МАТЕРИАЛА 60 % GdV₆ – 40 % VB₂ (ПО МАССЕ)**

Представлены результаты экспериментальных исследований квазибинарного сплава 60 мас. % GdV₆ – 40 мас. % VB₂, полученного методом направленной кристаллизации. Определены значения максимальной плотности термоэмиссионного тока, работы выхода электрона и спектральной излучательной способности в диапазоне температур от 1285 до 1944 К. При напуске воздуха и кислорода обнаружено, что этот композиционный катодный материал не только не отравляется, но и значительно увеличивает электронную эмиссию. После прекращения напуска кислорода имеет место устойчивое возрастание эмиссионного тока при $T = 1700 \dots 1800$ К.

Ключевые слова: направленно закристаллизованный сплав, термоэмиссионный ток, гексаборид гадолиния, диборид ванадия, отравляемость.

**1. Общая постановка проблемы, связь
с научно-практическими задачами, обзор
публикаций и анализ нерешенных
проблем**

Одним из основных направлений в области разработки новых модификаций электрореактивных двигателей (ЭРД) со значительно улучшенными характеристиками их работы является создание таких новых высокоэмиссионных композиционных катодных материалов, которые проявляли бы более высокую стойкость к отравлению кислородосодержащими газами по сравнению с другими эмиттерами в процессе их работы.

К таким катодным материалам можно отнести катодные материалы на основе гексаборида гадолиния. Ранее [1] были проведены исследования эмиссионных свойств и отравляемости композиционных спеченных катодных материалов на основе системы GdV₆–VB₂. Содержание диборида ванадия в таком композите составляло 0, 20, 40, 60, 80 мас. %. При этом было показано, что максимальной эмиссионной активностью во всем температурном диапазоне характеризуется катод состава 40 мас. % GdV₆ – 60 мас. % VB₂. Для этого материала при $T = 2000$ К плотность тока насыщения достигает $j_{\max} = 13,9$ А/см².

При исследовании воздействия атмосферного воздуха на эмиссионную способность катодов в системе GdV₆–VB₂ экспериментально доказано, что максимальную склонность к отравлению в диапазоне температур 1500–1700 К имеет катод с 80 мас. %

VB₂, а в диапазоне 1800...1900 К – 60 мас. % VB₂. При $T = 2000$ К влияния напуска воздуха на эмиссию не обнаружено ни для одного из катодов. Отметим, что давление при напуске воздуха изменялось от $(1-3) \cdot 10^{-5}$ до $1,3 \cdot 10^{-2}$ Па.

При исследовании термоэлектронной эмиссии катодных материалов на основе LaV₆–MeV₂, где Me – переходной металл IV–VI групп периодической системы элементов, было обнаружено [2], что в большинстве случаев термоэмиссионная активность направленно закристаллизованных эвтектик превосходит активность соответствующих спеченных композиционных материалов.

По аналогии с катодными материалами на основе LaV₆–MeV₂ можно прогнозировать, что направленно закристаллизованная эвтектика на основе GdV₆–VB₂ также будут отличаться более высокими эксплуатационными и термоэмиссионными характеристиками по сравнению со спеченными композициями.

По данным [3] в системе GdV₆–VB₂ реализуется эвтектика с 72 мас. % GdV₆ и 28 мас. % VB₂. Однако при таком содержании VB₂ в спеченных материалах минимальной работы выхода электрона не наблюдалось [1].

2. Цель исследований

Провести комплекс исследований эмиссионных свойств, спектральной излучательной способности и отравляемости направленно закристаллизованного квазибинарного сплава 60 мас. % GdV₆ – 40 мас. % VB₂

3. Результаты исследований

Программа исследований катодного материала 60 мас. % GdB_6 –40 мас. % VB_2 , полученного методом направленной кристаллизации, была такой же, как и для спеченных катодов в системе GdB_6 – VB_2 [1]. Выбор материала именно такого состава с 40 мас. % VB_2 (67 мол. % VB_2) был обусловлен тем, что для него реализовалась волоконная структура VB_2 в GdB_6 при получении сплава методом направленной кристаллизации.

На рисунке 1 приведено электронно-микроскопическое изображение поверхности композита 60 мас. % GdB_6 –40 мас. % VB_2 с характерной структурой волокон (вискеров) VB_2 (после химического травления) до проведения эмиссионных испытаний.

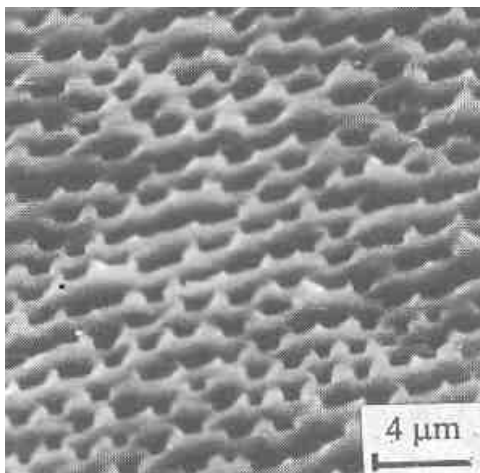


Рис. 1. Электронно-микроскопическое изображение поверхности направленно закристаллизованного композита 60 мас. % GdB_6 –40 мас. % VB_2 до проведения эмиссионных испытаний

Активирование проводилось при $T = 1700$ К в течение 20 ч. При этом максимальная скорость активирования имела место в течение первых 5 ч отжига, а затем эмиссионный ток изменялся незначительно.

После достижения стабильной эмиссии снимались температурные зависимости плотности термоэмиссионного тока и рассчитывались значения работы выхода электрона.

Полученные экспериментальные данные по максимальной плотности термоэмиссионного тока j при вытягивающем напряжении, равном 5 кВ, а также рассчитанные значения работы выхода и спектральной излучательной способности для разных температур приведены в табл. 1.

Значения плотности термоэмиссионного тока для направленно закристаллизованного материала

60 мас. % GdB_6 –40 мас. % VB_2 существенно ниже значений j для спеченных катодов в системе GdB_6 – VB_2 (для всех составов и при всех температурах).

После проведения активирования и измерений эмиссионных характеристик в высоком вакууме проводилось исследование отравляемости катода 60 мас. % GdB_6 –40 мас. % VB_2 при напуске воздуха. Этот катод во всех исследованных диапазонах температур и давлений не отравляется, а при давлении воздуха, равном $1,3 \cdot 10^{-2}$ Па, даже проявляет повышенную эмиссионную способность. Так, при $T = 1600$ К величина эмиссионного тока возрастает в 1,67 раза, а при $T = 1700$ К – в 1,16 раза. При $T = 1800$ К напуск воздуха не влиял на эмиссию.

При этом возврат к прежним значениям плотности тока имел место после нагрева при $T = 1800$ К и $p = 2 \cdot 10^{-5}$ Па (без напуска воздуха) в течение 2 ч.

Следующим этапом по изучению отравляемости этого катода было проведение экспериментов при напуске молекулярного кислорода O_2 .

Относительные изменения эмиссионного тока при напуске кислорода представлены в табл. 2.

Результаты по отравлению кислородом требуют некоторых комментариев. Первоначальное отравление проводилось при $T = 1796$ К и при этом $I/I_0 = 2,33$ при $p_{\text{O}_2} = 2,7 \cdot 10^{-2}$ Па. Величина возросшего эмиссионного тока была стабильной в течение как минимум 20 мин (выдержку при таком давлении более 20 мин не проводили). После этого проводилось кратковременное (в течение 2 мин) увеличение давления кислорода до 0,1 Па. При этом эмиссионный ток возрастал в 8,9 раза. Затем напуск прекращался, давление уменьшалось до $2 \cdot 10^{-5}$ Па, и снова начинался напуск O_2 при той же температуре равной 1796 К.

Напуск O_2 приводит к росту эмиссионного тока во всем исследованном температурном интервале. Максимальный рост эмиссии (почти в 20 раз) имеет место при $T = 1705$ К, что соответствует уменьшению работы выхода на 0,44 эВ. Такой напуск O_2 приводит к существенному увеличению эмиссионного тока и после прекращения действия кислорода. В высоком вакууме ($p = 2 \cdot 10^{-5}$ Па) после отжига в течение 4 ч при 1796 К наблюдалось стабильное (в течение 30 ч) увеличение плотности тока (в 6 раз при $T = 1705$ К и в 8 раз при $T = 1796$ К) по сравнению со значениями j в табл. 1.

Исследования поверхности эмиттера 60 мас. % GdB_6 –40 мас. % VB_2 показали, что после эмиссионных испытаний в высоком вакууме и экспериментов по отравляемости атмосферным воздухом и отдельно кислородом на поверхности реализуется весьма необычная структура (рис. 2).

Таблица 1

Эмиссионные характеристики и спектральная излучательная способность направленно закристаллизованного сплава 60 мас. % GdB₆–40 мас. % VB₂

Яркостная температура T _я , К	Истинная температура T, К	Максимальная плотность термоэмиссионного тока j, А/см ²	Работа выхода электрона φ, эВ	Спектральная излучательная способность ε _λ
1273	1285	1,29·10 ⁻³	2,85	0,85
1373	1392	3,36·10 ⁻³	2,99	0,80
1473	1497	6,19·10 ⁻³	3,16	0,79
1573	1601	1,50·10 ⁻²	3,28	0,78
1673	1705	2,79·10 ⁻²	3,42	0,78
1760	1796	1,15·10 ⁻¹	3,40	0,78
1838	1877	2,94·10 ⁻¹	3,41	0,78
1902	1944	7,74·10 ⁻¹	3,38	0,78

Таблица 2

Относительные изменения термоэмиссионного тока при напуске кислорода для направленно закристаллизованного сплава 60 мас. % GdB₆–40 мас. % VB₂

Температура T, К	Давление p _{O₂} , Па					
	До напуска O ₂	2,7·10 ⁻⁴	2,7·10 ⁻³	1,3·10 ⁻²	2,7·10 ⁻²	10 ⁻¹
1796	1	–	1,47	2,22	2,33	8,90
1796	1	4,78	4,11	3,89	2,89	–
1705	1	7,38	5,54	9,97	19,86	–
1601	1	3,78	2,57	1,63	2,91	–
1877	1	6,32	5,94	5,43	5,43	–

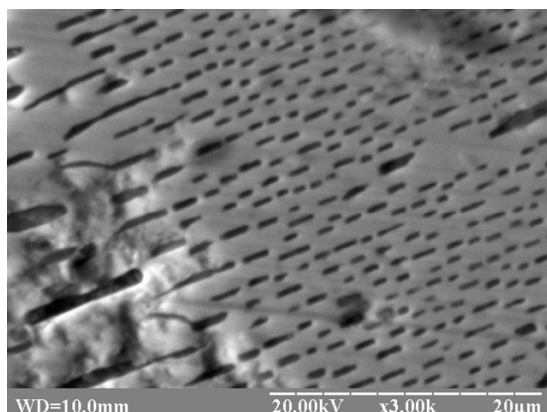


Рис. 2. Электронно-микроскопическое изображение поверхности направленно закристаллизованного композита 60 мас. % GdB₆– 40 мас. % VB₂ после проведения экспериментов по отравляемости

На эмитирующей поверхности наблюдаются поры, в которых, скорее всего, находились волокна диборида ванадия. Волокна VB₂ непосредственно на поверхности не наблюдаются. Причины аномального поведения направленно закристаллизованного сплава 60 мас. % GdB₆ – 40 мас. % VB₂ при напуске воздуха и/или кислорода, а также изменения при

этом структуры эмитирующей поверхности предстоит выяснить в дальнейшем.

Выводы

Полученный направленной кристаллизацией квазибинарный сплав 60 мас. % GdB₆–40 мас. % VB₂ проявляет значительно худшие эмиссионные способности по сравнению со спеченными композициями всех составов. При напуске кислорода до давления 0,1 Па обнаружено, что этот композиционный катодный материал не только не отравляется кислородом, но и значительно увеличивает электронную эмиссию (до 20 раз при T = 1705 К). После прекращения напуска кислорода имеет место устойчивое (в течение, как минимум, 30 ч) возрастание эмиссионного тока в 6–8 раз при T = 1700–1800 К.

Литература

1. Термоэмиссионные свойства катодов на основе системы GdB₆ – VB₂ [Текст] / А. А. Таран, Е. К. Островский, С. С. Орданьян, П. А. Комозынский // Бориды и материалы на их основе : сб. науч.

тр. – К. : АН Украины, Ин-т пробл. Материаловедения им. И. Н. Францевича, 1994. – С. 103–110.

2. Review of LaB₆, Re-W Dispenser, and BaHfO₃-W Cathode Development [Text] / A. Taran, D. Voronovich, S. Plankovskyy et al. // IEEE Transactions on Electron Devices. – 2009. – Vol. 56, no. 5. – P. 812–817.

3. Взаимодействие в системах GdB₆-M^VB₂ [Текст] / С. С. Орданьян, И. К. Хорошилова, Е. Е. Николаева, С. В. Карандашева // Изв. АН СССР. Неорг. материалы. – 1990. – Т. 26, № 8. – С. 1635–1637.

Поступила в редакцию 27.01.2014, рассмотрена на редколлегии 12.02.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. авиационного материаловедения Я. С. Карпов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ЕМІСІЙНІ ВЛАСТИВОСТІ ТА ОТРУЮВАНІСТЬ СПРЯМОВАНО ЗАКРИСТАЛІЗОВАНОГО КАТОДНОГО МАТЕРІАЛУ 60 % GdB₆ – 40 % VB₂ (ЗА МАСОЮ)

А. О. Таран, О. П. Кислицын, В. Б. Філіпов, В. М. Падерно, Г. М. Мартиненко

Наведено результати експериментальних досліджень квазібінарного сплаву 60 мас. % GdB₆ – 40 мас. % VB₂, одержаного методом спрямованої кристалізації. Визначено значення максимальної густини термоемісійного струму, роботи виходу електрона і спектральної випромінювальної здатності в діапазоні температур від 1285 до 1944 К. При напуску повітря та кисню знайдено, що цей композиційний катодний матеріал не тільки не отруюється, але й значно збільшує електронну емісію. Після припинення напуску кисню має місце стійке зростання емісійного струму при T = 1700...1800 К.

Ключові слова: спрямовано закристалізований сплав, термоемісійний струм, гексаборид гадолінію, диборид ванадію, отруюваність.

EMISSION PROPERTIES AND POISONING OF THE DIRECTIONAL SOLIDIFIED CATHODE MATERIAL 60 % GdB₆ – 40 % VB₂ BY MASS

A. O. Taran, O. P. Kyslytsyn, V. B. Filipov, V. M. Paderno, H. M. Martynenko

The results of experimental investigation of the quasi-binary alloy 60 mas. % GdB₆ – 40 mas. % VB₂ are represented. The values of highest thermionic current density, electron work function, and spectral emissivity are determined at the temperature range from 1285 to 1944 K. This composition cathode material not only poisons but also considerably increases of electron emission at the air and oxygen leaking. The stable increase of emission current takes place after stopping of oxygen leaking at T = 1700...1800 K.

Key words: directional solidified alloy, thermionic current, gadolinium hexaboride, vanadium diboride, poisoning.

Таран Анатолій Алексеевич – д-р техн. наук, проф., зав. каф. фізики, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: anatoliytaran@rambler.ru.

Кислицын Александр Петрович – канд. техн. наук, доц., доцент каф. фізики, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: apkyslytsyn@mail.ru.

Філіппов Владимир Борисович – канд. физ.-мат. наук, и.о. заведующего лабораторией тугоплавких соединений РЗМ, Институт проблем материаловедения им. И. Н. Францевича НАН Украины, Киев, Украина, e-mail: filipov54@gmail.com.

Падерно Варвара Николаевна – канд. техн. наук, старший научный сотрудник лаборатории тугоплавких соединений РЗМ, Институт проблем материаловедения им. И. Н. Францевича НАН Украины, Киев, Украина, e-mail: dep60@ipms.kiev.ua.

Мартиненко Анна Николаевна – ведущий инженер лаборатории тугоплавких соединений РЗМ, Институт проблем материаловедения им. И. Н. Францевича НАН Украины, Киев, Украина, e-mail: dep60@ipms.kiev.ua.

УДК 629.7.02

А. В. КОНДРАТЬЕВ¹, М. Е. ХАРЧЕНКО²¹ *Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина*² *Днепропетровский национальный университет им. О. Гончара, Украина*

ТЕРМОРАЗМЕРОСТАБИЛЬНОСТЬ КОРПУСА СКАНЕРА ВЫСОКОЙ РАЗРЕШАЮЩЕЙ СПОСОБНОСТИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ИЗ ТРЕХСЛОЙНЫХ ПАНЕЛЕЙ С УГЛЕСОТОПЛАСТОМ

Представлены результаты исследований возможности применения цельноуглепластиковой сотовой конструкции для терморазмеростабильных агрегатов космического назначения. Для регламентированных температурных воздействий корпуса сканера высокой разрешающей способности в составе космического аппарата проведен сравнительный анализ монолитной углепластиковой конструктивно-силовой схемы и трехслойной, состоящей из углепластиковых несущих обшивок и углесотопласта. Показано, что цельноуглепластиковая сотовая конструкция имеет существенное массовое совершенство при практически одном уровне несущей способности и тепловой деформативности.

Ключевые слова: космический аппарат, корпус сканера, термостабильность, углесотопласт, сэндвичевая конструктивно-силовая схема, сотовая конструкция, прочность, тепловая деформативность.

Введение

В настоящее время в Украине, как и во всех странах, имеющих замкнутый цикл производства космической техники, развиваются наукоемкие технологии создания конкурентоспособных на мировом рынке космических аппаратов (КА), предназначенных для систем телекоммуникации, дистанционного зондирования Земли и др [1, 2]. В современных экономических условиях дальнейшее развитие таких прецизионных комплексов неразрывно связано с созданием перспективных КА с длительным сроком их активного существования с широким использованием прогрессивных конструктивно-технологических решений (КТР), обеспечивающих выполнение жестких требований по массе, несущей способности, терморазмеростабильности, стоимости и т.д. [3, 4].

Постановка задачи

Одним из эффективных направлений в создании конструкций данного класса явилось применение для них трехслойной (сэндвичевой) конструктивно-силовой схемы (КСС), состоящей из несущих обшивок, изготовленных из высокопрочных и высококомодульных полимерных композиционных материалов на основе углеродных волокон, в сочетании с заполнителями различных типов, среди которых наиболее широкое распространение нашли сотовые на основе алюминиевой фольги [5]. Данная КСС получила широкое распространение в таких агрегатах КА, как корпусные элементы разгонных блоков,

солнечные панели, элементы рабочей поверхности космических радиотелескопов, платформы для размещения спутникового оборудования [6]. Применяемые в конструкциях КА трехслойные панели обычно предназначены для точной ориентации ретрансляционного оборудования и используются в качестве размеростабильной опоры высокочувствительных приемопередающих устройств [6].

Однако контакт алюминиевая фольга – углепластиковая несущая обшивка на сегодняшний день является основным сдерживающим фактором более широкого применения сотовых конструкций для КА с длительным сроком активного существования. Такое соединение химически неинертно и вызывает существенную коррозию [7]. Решение данной проблемы видится в применении химически однородных сотовых конструкций [8, 9], изготовленных целиком из углепластика. Одновременное применение углепластика в качестве материала для несущих обшивок и сотового заполнителя создает возможности в широком диапазоне регулировать их физико-механические характеристики (ФМХ) путем изменения угла укладки армирующих волокон с целью получения оптимального сочетания искомых свойств, предопределяющих несущую способность и размеростабильность сотовой конструкции в целом. Углесотопласт по сравнению с другими типами сотов обладает самыми высокими удельными показателями прочности и жесткости в сочетании с минимальным коэффициентом линейного расширения [10, 11].

Одним из первых результатов в направлении создания химически однородных сотовых конструк-

ций на территории России и Украины была работа, выполненная при участии авторского коллектива [12], в которой разработана и апробирована опытно-промышленная технология создания углесотопласта и сотовой конструкции на его основе для блока оптико-электронного модуля автоматического КА, эффективность которых подтверждена результатами статических и наземных автономных испытаний.

Учитывая выше сказанное, представляется актуальным проведение исследования возможности применения цельноуглепластиковой сотовой конструкции для отечественного агрегата данного класса. В качестве объекта исследования рассмотрен корпус сканера высокой разрешающей способности (СВРС) КА разработки ГП «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля», для которого нами ранее в работе [13] был проведен анализ его напряженно-деформированного состояния и дано заключение о соответствии его конструкции требованиям технического задания для регламентированных силовых и температурных воздействий среды.

Результаты исследований

Конструкция корпуса состоит из стенки и короба, состоящего из пяти граней прямоугольного параллелепипеда (рис. 1).

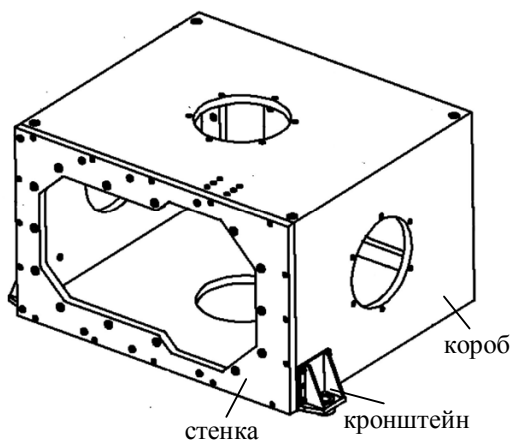


Рис. 1. Схема корпуса сканера высокой разрешающей способности

Для возможности проведения сравнительного анализа в качестве базового был рассмотрен вариант монолитного корпуса из углепластика на основе волокон марки ТС 36S-12K со схемой армирования $[0; \pm 45; 90; 90; \mp 45; 0]_n$ и толщиной боковых граней 18 мм, торцевой – 20 мм [13].

В качестве нагрузки был принят равномерный нагрев корпуса СВРС до температуры $+50^\circ \text{C}$. Расчет температурного напряженно-деформированного состояния (НДС) короба и стенки был проведен с

помощью комплекса программ конечно-элементного анализа. Для этого были дискретизированы пластинчатые многослойные трехузловые элементы. Модель была закреплена в узлах по месту расположения кронштейнов крепления корпуса.

Конечно-элементная модель, представленная 22904 элементами, глобальная система координат и условия закрепления показаны на рис. 2.

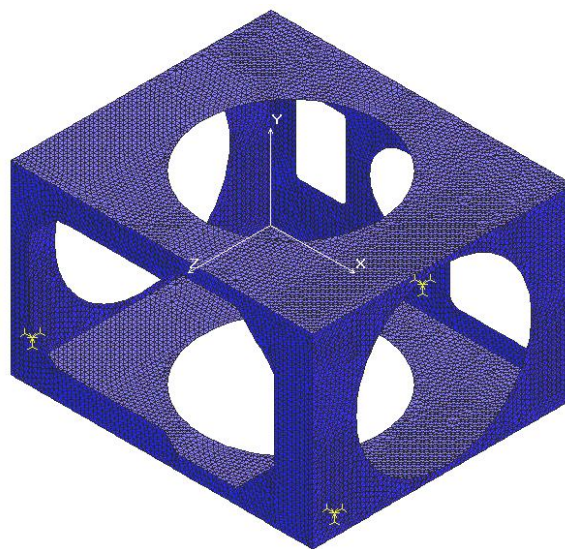


Рис. 2. Конечно-элементная модель корпуса СВРС без навесных элементов

В результате расчета было определено температурное НДС и максимальная величина энергетического критерия разрушения для слоистых композитов Мизеса-Хилла (табл. 1).

Таблица 1

Температурное НДС и максимальная величина энергетического критерия разрушения базового варианта корпуса СВРС

Монолитные углепластиковые короб и стенка со схемой армирования $[0; \pm 45; 90; 90; \mp 45; 0]_n$ с толщиной боковых граней 18 мм, торцевой – 20 мм	
Масса, кг	30,98
Максимальная величина результирующего линейного перемещения u_{rez} , мм,	0,0248
Величина углового перемещения относительно посадочной плоскости зеркала $\Delta\varphi$, угл. с	0,859
Максимальная величина энергетического критерия разрушения Мизеса-Хилла CR	0,026

На рис. 3 показана картина результирующих линейных перемещений корпуса СВРС.

В качестве альтернативы рассмотренному монолитному углепластиковому корпусу СВРС была проанализирована его сотовая конструкция, состоящая из углепластиковых несущих обшивок и углесотопласта. Как уже отмечалось выше, углесотопласт является новым конструкционным материалом, для которого в доступных литературных источниках приводятся отрывочные данные, касающиеся теоретических и экспериментально полученных ФМХ [14].

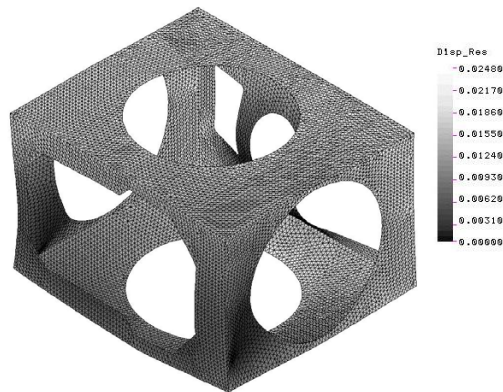


Рис. 3. Картина результирующих линейных перемещений (мм) корпуса СВРС

На основании результатов, проведенного с помощью конечно-элементной поддержки численного эксперимента, нами была дана оценка применимости существующих аналитических зависимостей ФМХ сотового заполнителя из различных типов углеродных наполнителей [12, 15] (табл. 2):

- волокно марки ЭЛУР-П-А, пропитанное связующим ЭНФБ, с толщиной монослоя 130 мкм;
- разреженное волокно марки ТС-36S-12K, пропитанное связующим ЭНФБ, с толщиной монослоя 80-90 мкм;

Таблица 2

Удельные механические характеристики полученных образцов углесотопласта на основе рассмотренных углеродных наполнителей

Материал сотов	Кол-во слоев×толщина слоя, мм	Плотность ρ , кг/м ³	Удельные механические характеристики			
			$\frac{\tau_{xz}}{\rho \cdot g}$, км	$\frac{\tau_{yz}}{\rho \cdot g}$, км	$\frac{G_{xz}}{\rho \cdot g}$, км	$\frac{G_{yz}}{\rho \cdot g}$, км
ЭЛУР-П-А	2×0,13	117,0	5,69	3,52	562	317
ТС-36S-12K	2×0,095	85,0	4,65	2,93	759	517
IMS-65	4×0,02	41	6,3	3,9	650	422

- высокомодульный углеродный наполнитель IMS-65, пропитанный связующим ЭНФБ, с толщиной монослоя 20 мкм.

Для расчета температурного НДС была синтезирована, аналогичная базовой, конечно-элементная модель, состоящая из многослойных конечных элементов. При этом несущие обшивки моделировались в виде пакета со схемой армирования $[0; \pm 45; 90]$ с ФМХ, соответствующими волокну ТС 36S-12K. Углесотопласт был представлен в виде условного, однородного слоя используемого конечного элемента с ФМХ, представленными в табл. 2 и высотой 16 мм.

Результаты расчетов сведены в табл. 3.

Таблица 3

Температурное НДС и максимальная величина энергетического критерия разрушения корпуса СВРС цельноуглепластиковой сотовой конструкции

Марка сотов	УСП-5,0 (ЭЛУР-П-А)	УСП-5,0 (ТС-36S-12K)	УСП-5,0 (IMS-65)
Результат			
Масса, кг	3,48	2,903	2,104
Максимальная величина результирующего линейного перемещения u_{rez} , мм,	0,026	0,025	0,025
Величина углового перемещения относительно посадочной плоскости зеркала $\Delta\phi$, угл. с	1,58	1,65	1,0
Максимальная величина энергетического критерия разрушения Мизеса-Хилла несущих обшивок CR	0,026	0,025	0,025

Выводы

Анализ полученных результатов позволил сделать следующие выводы.

1. Проведенный сравнительный анализ базового монолитного углепластикового корпуса и возможной для практической реализации цельноуглепластиковой сотовой конструкции выявил ее существенное массовое совершенство по отношению к базовому варианту при практически одном уровне несущей способности и тепловой деформативности. Так, при использовании углесотопласта, изготовленного из обыкновенного волокна ЭЛУР-П-А с толщиной монослоя 130 мкм, теоретическое снижение массы корпуса СВРС составляет 27,5 кг, а для более тонкого наполнителя сотов IMS-65 с толщи-

ной монослоя 20 мкм экономия массы может составить 28,876 кг.

2. Следует отметить, что в соответствии с существующими методиками расчета сотовых конструкций [16] при проведенных исследованиях не было учтено влияние углесотопласта в плоскости грани корпуса. Для маложестких сотовых заполнителей, изготовленных из алюминиевой фольги или полимерной бумаги, это является оправданным. Однако при решении задач термического деформирования сотовых конструкций с углесотопластом нельзя не учитывать влияния его термоупругих характеристик на терморазмеростаивность всей конструкции.

Литература

1. Композиционные материалы в ракетно-космическом аппаратостроении [Текст] / Г. П. Гардымов, Е. В. Мешков, А. В. Пчелинцев и др. – СПб.: СпецЛит, 1999. – 271 с.
2. Применение термостатированных сотовых конструкций в перспективных космических аппаратах и антенных системах [Текст] / Г. Д. Кесельман, Е. Н. Данилов, Е. В. Патраев и др. // Конструкции из композиционных материалов. – № 3. – 2005. – С. 10 – 13.
3. Формостабильные и интеллектуальные конструкции из композиционных материалов [Текст] / Г. А. Молодцов, В. Е. Биткин, В. Ф. Симонов и др. – М.: Машиностроение, 2000. – 352 с.
4. Харченко, М. Е. Обзор и анализ состояния разработки формостабильных композитных конструкций космического назначения [Текст] / М. Е. Харченко // Системні технології: регіональний міжвузівський зб. наук. праць. – Вып. 4 (87). – Днепропетровск, 2013. – С. 180 – 186.
5. Сотовые заполнители и панельные конструкции космического назначения [Текст]: моногр. В 2 т. Т. 1. Технологические несовершенства сотовых заполнителей и конструкций / А. В. Гайдачук, О. А. Карпикова, А. В. Кондратьев, М. В. Сливинский; под ред. А. В. Гайдачука. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т», 2012. – 279 с.
6. Степанов, Н. В. Разработка методики проектирования опорных узлов для трехслойных сотовых платформ космических аппаратов [Текст]: дис. ... канд. техн. наук: 05.07.02, защищена 2007г., утв. 2007г. / Степанов Николай Викторович – О.: 2007. – 146 с.
7. Композиционные материалы [Текст]. Т. 3 / под ред. Л. Браутмана и Р. Крока // Применение композиционных материалов в технике. – М.: Машиностроение, 1978. – 510 с.
8. New Developments in Honeycomb Core Materials. Presented by Christian Le AF/NASA ING, WWW.Ultracorinc.com. Rev. 022802. C Le. – 5 p.
9. Легкий и прочный конструкционный материал для ракетно-космической техники [Текст] / В. И. Сливинский, А. В. Кондратьев, В. А. Коваленко, А. И. Алямовский // Композиционные материалы в промышленности: сб. материалов 31 междунар. науч.-практ. конф., Ялта 6–10 июня 2011 г. / Украинский информационный Центр «Наука. Техника. Технология». – Киев, 2011. – С. 407 – 409.
10. Carbon honeycomb plastic as light-weight and durable structural material [Text] / V. I. Slyvynskyi, A. I. Alyamovskiy, A. V. Kondratiev, M. E. Kharchenko // 63th International Astronautical Congress 2012 – Naples, Italy – IAC-12.C2.4.6. – P. 1 – 11.
11. Создание облегченного углесотопласта [Текст] / В. И. Сливинский, М. Е. Харченко, А. Ф. Санин, В. Е. Гайдачук, А. В. Кондратьев // Эффективность сотовых конструкций в изделиях авиационно-космической техники: сб. материалов V междунар. науч.-практ. конф., Днепропетровск 5-7 июня 2013 г. – Днепропетровск, 2013. – С. 189 – 192.
12. Углесотопласт и сотовые конструкции на его основе для терморазмеростаивных изделий ракетно-космической техники [Текст] / А. И. Алямовский, В. И. Сливинский, А. В. Кондратьев, М. Е. Харченко, Н. И. Копыла // Композитные материалы. – 2013. – Т. 7, № 1. – С. 33 – 43.
13. Анализ напряженно-деформированного состояния корпуса из углепластика сканера высокой разрешающей способности для космического аппарата [Текст] / А. Л. Макаров, А. М. Потапов, В. А. Коваленко, А. В. Кондратьев // Авиационно-космическая техника и технология. – 2013. – № 5(102). – С. 32 – 39.
14. Сотовые заполнители в конструкциях авиационно-космического назначения [Текст] / В. И. Сливинский, В. С. Зевако, Г. В. Ткаченко, О. А. Карпикова // Космічна наука і технологія. – 2008. – Т. 14, № 3. – С. 101 – 107.
15. Сливинский, В. И. Влияние схемы армирования наполнителя на свойства углесотопласта [Текст] / В. И. Сливинский, А. В. Кондратьев, М. Е. Харченко // Композитные материалы. – 2012. – Т. 6, № 1. – С. 33 – 40.
16. Панин, В. Ф. Конструкции с сотовым заполнителем [Текст] / В. Ф. Панин. – М.: Машиностроение, 1980. – 228 с.

Поступила в редакцию 13.01.2014, рассмотрена на редколлегии 12.02.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. проектирования ракетно-космических аппаратов В. Е. Гайдачук, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

**ТЕРМОРОЗМІРОСТАБІЛЬНІСТЬ КОРПУСУ СКАНЕРА ВИСОКОЇ РОЗДІЛЬНОЇ ЗДАТНОСТІ
КОСМІЧНОГО АПАРАТА ІЗ ТРИШАРОВИХ ПАНЕЛЕЙ З ВУГЛЕСТІЛЬНИКОПЛАСТОМ***А. В. Кондратьєв, М. Є. Харченко*

Представлено результати досліджень можливості застосування цільновуглепластикової стільникової конструкції для терморозміростабільних агрегатів космічного призначення. Для регламентованих температурних навантажень корпус сканера високої роздільної здатності в складі космічного апарату проведено порівняльний аналіз монолітної вуглепластикової конструктивно - силової схеми та тришарової, що складається з вуглепластикових несучих обшивок і вуглестільникопласта. Показано, що цільновуглепластиково стільникова конструкція має істотну масову досконалість при практично одному рівні несучої здатності та теплової деформативності.

Ключові слова: космічний апарат, корпус сканера, термостабільність, вуглестільникопласт, тришарова конструктивно-силова схема, стільникова конструкція, міцність, тепла деформативність.

**THERMAL AND SIZE STABILITY OF THE HIGH-RESOLUTION SCANNERS BODY
OF SPACECRAFT MADE FROM SANDWICH PANELS WITH CARBON PLASTIC
HONEYCOMB STRUCTURE***A. V. Kondratyev, M. E. Kharchenko*

The results of studies of the possibility of applying of whole carbon plastic honeycomb structure for thermal and size stability aggregates of space assignment were presented. Comparative analysis of monolithic carbon plastic structure and sandwich structure consisting of carbon plastic load-bearing layers and carbon plastic honeycomb core was conducted for regulated temperature effects on high-resolution scanners body of spacecraft. It was shown that whole carbon plastic honeycomb structure has a significant mass perfection in almost the same level of carrying capacity and thermal deformability.

Keywords: spacecraft, scanners body, thermal stability, carbon plastic honeycomb structure, sandwich structure, honeycomb structure, strength, thermal deformability.

Кондратьев Андрей Валерьевич – канд. техн. наук, доцент каф. проектирования ракетно-космических аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: kondratyev_a_v@mail.ru.

Харченко Максим Евгеньевич – аспирант каф. технологии производства летательных аппаратов, Днепропетровский национальный университет им. О. Гончара, Днепропетровск, Украина

УДК 622.614.2

**С. И. ПЛАНКОВСКИЙ, О. В. ШИПУЛЬ, О. В. ТРИФОНОВ, Е. С. ПАЛАЗЮК,
В. Л. МАЛАШЕНКО***Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского "ХАИ"***МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕПЛООБМЕНА ПРИ ЗАТУХАНИИ
УДАРНЫХ ВОЛН В ЗАМКНУТОЙ КАМЕРЕ**

Приведены результаты численного моделирования процесса теплообмена при затухании ударных волн в камере после детонации газовых топливных смесей. Для моделирования процесса теплообмена между продуктами сгорания и твердым телом, расположенным в камере, обосновано применение SST модели турбулентности. Проведено сравнение результатов численного моделирования с данными экспериментальных исследований. Показано, что использованная модель адекватно описывает процесс теплообмена. Использование предложенной модели рекомендовано для расчетов процессов термоимпульсной обработки детонирующими газовыми смесями.

Ключевые слова: ударные волны, теплообмен, математическое моделирование, термоимпульсная обработка.

Введение

Уникальным свойством термоимпульсной обработки детонирующими газовыми смесями является возможность очистки наружных и внутренних поверхностей произвольно сложной формы, присущих элементам гидравлических и топливных систем летательных аппаратов (ЛА). Однако отсутствие автоматизированного оборудования, реализующего данный способ обработки, считается одной из основных проблем, мешающих широкому использованию термоимпульсных технологий очистки в авиационной промышленности [1].

При удалении заусенцев и обработке кромок термоимпульсным методом в качестве инструмента выступают продукты детонационного сгорания газообразных топливных смесей. Несмотря на различия возможных механизмов удаления заусенцев (оплавление, сгорание, хрупкое скалывание), обработка в основном происходит в результате интенсивного теплового воздействия на удаляемые элементы за счет возникновения ударных волн [2].

Существующие на сегодняшний день аналитические модели оплавления заусенцев под воздействием теплового потока не имеют экспериментального подтверждения и носят скорее теоретический характер. Поэтому создание верифицированных математических моделей термоимпульсной обработки на основе современных CAD/CAE-систем представляет собой актуальную задачу.

**Описание решаемой задачи
и примененной математической модели**

Для определения требуемых параметров термоимпульсной обработки становится невозможно проводить расчеты без применения программных комплексов для трехмерного газодинамического моделирования. При таком подходе крайне важным становится анализ степени адекватности результатов моделирования.

При термоимпульсной обработке удаление заусенцев происходит в результате их нагрева до высоких температур, поэтому вопросы теплопередачи являются ключевыми в исследованиях данного процесса. Особое внимание следует уделять зоне контакта твердого тела с газовой средой.

Для верификации численной модели за основу были взяты эксперименты, проведенные в Институте гидродинамики СО АН СССР [3, 4]. В рамках данной работы проводилось исследование временной зависимости температуры стальной проволоки длиной 9 см и диаметром 0,5 мм после детонации газовой смеси. В эксперименте во взрывную камеру 1 (рис. 1) помещали на электродах 2 исследуемую проволоку 3. Камеру откачивали форвакуумным насосом 4 и заполняли газовой смесью из баллона 5 до нужного давления. Затем инициировалась детонация пережиганием нихромовой проволоки 6, которую располагали под центром крышки камеры. Для измерения давления продуктов детонации на цилиндр 7, соединенный с камерой отводной трубкой, наклеивался датчик давления 8.

Для создания математической модели были ис-

пользованы результаты анализа решения тестовых задач теплообмена между газовым потоком и твердым телом с использованием различных моделей турбулентности [5]. Результаты моделирования показали, что $k-\omega$ и $k-\varepsilon$ модели турбулентности дают завышенную оценку максимального значения числа Нуссельта (до 20%), тогда как результаты расчета при применении SST модели отличаются от экспериментальных данных не более чем на 5%. Исходя из этого, в рамках данной задачи использовалась SST модель турбулентности.

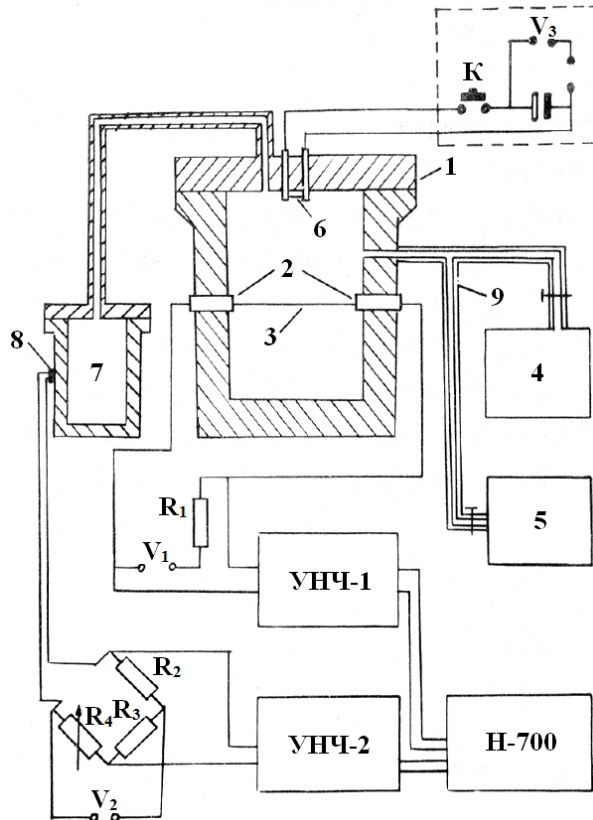


Рис. 1. Схема экспериментальной установки [5]

Рассматривалось сгорание неподвижной стехиометрической горючей смеси при различных начальных давлениях. Моделирование проводилось на основе модели скорости горения с применением подробного механизма реакций, что позволяет наиболее точно описывать детонационное сгорание.

Расчет процесса теплообмена проводился с использованием пакета ANSYS CFX. При моделировании процессов переноса в пристеночной области использовался метод масштабируемых пристеночных функций Лаундера [6]. Преимуществом такого подхода является уход от ограничений по размерам расчетной сетки в пристеночной области.

Обычным требованием при использовании различных моделей турбулентности является соблюдение в пристеночной области условия вида:

$$y^+ \geq Y_{\text{ниж}}^+,$$

где $y^+ = \frac{\rho \Delta u_{\tau}}{\mu}$ – безразмерное расстояние от стенки

первого узла сетки; $Y_{\text{ниж}}^+$ – предельное нижнее значение, величина которого определяется используемой моделью турбулентности (обычно ≈ 20).

Для определения профиля температуры в пристеночном слое использовалось аналитическое решение Кадера [7]

$$T^+ = \text{Pr} \cdot \tilde{y}^+ \exp(-\Gamma) + [2,12 \ln(1 + \tilde{y}^+) + \beta] \exp(-1/\Gamma),$$

$$\text{где } \beta = \left(3,85 \text{Pr}^{1/3} - 1,3 \right)^2 + 2,12 \ln(\text{Pr}),$$

$$\Gamma = \frac{0,01(\text{Pr} \cdot \tilde{y}^+)^4}{1 + 5 \text{Pr} \cdot \tilde{y}^+}, \quad T^+ = \frac{\rho c_p \tilde{u}_{\tau} (T_w - T_f)}{q_w}, \quad T_w - \text{тем-}$$

пература стенки; T_f – температура продуктов сгорания в ядре потока; q_w – конвективный тепловой поток в стенку.

Исходя из этого выражения, можно получить следующую зависимость для расчета величины конвективного теплового потока:

$$q_w = \frac{\rho c_p \tilde{u}_{\tau}}{T^+} (T_w - T_f).$$

Для определения профиля скорости $\tilde{u}_{\tau}$ в пристеночном слое были использованы автоматически перестраиваемые пристеночные функции [8], получаемые смешением решений в формулировке вязкого подслоя и пристеночных функций с использованием значений плотности расчетной сетки. Для этой задачи хорошо подходит уравнение для удельной диссипации энергии турбулентности ω , используемое в SST модели, так как оно имеет аналитическое решение и для вязкого подслоя и для логарифмического слоя. С его использованием определялась функция смешения с учетом величины y^+ .

Решения для ω в вязком и логарифмическом пристеночном слое могут быть записаны в виде [8]:

$$\omega_{\text{вяз}} = \frac{6\nu}{0,075 y_1^2}; \quad \omega_{\text{лог}} = \frac{1}{3k} \frac{u_{\tau}}{y_1}.$$

Они могут быть переформулированы в терминах y^+ при помощи гладкой функции смешения:

$$\omega(y^+) = \sqrt{\omega_{\text{вяз}}^2(y^+) + \omega_{\text{лог}}^2(y^+)}.$$

Аналогичная формулировка используется для задания пристеночного профиля скорости:

$$u_{\tau}^{\text{вяз}} = \frac{U_1}{y^+}; \quad u_{\tau}^{\text{лог}} = \frac{U_1}{\frac{1}{k} \ln(y^+) + C};$$

$$u_{\tau} = \left[(u_{\tau}^{\text{вяз}})^4 + (u_{\tau}^{\text{лог}})^4 \right]^{0.25},$$

где U_1 – значение скорости в ближайшем к стенке узле сетки.

Расчетная модель была геометрически аналогична описанному выше эксперименту. Теплофизические свойства проволоки (материал – Ст 20) задавались как функции от температуры (рис. 2).

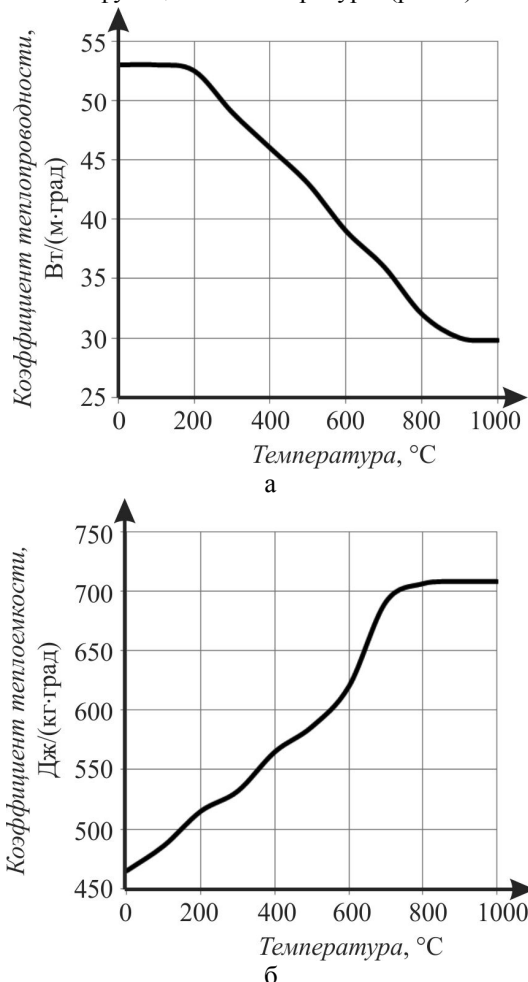


Рис. 2. Влияние температуры на теплофизические свойства стали Ст 20:

- а – коэффициент теплопроводности λ ;
б – коэффициент теплоемкости $c_{уд}$

Расчетная область делилась на три части: стенки камеры, внутренний объем, заполненный топливной смесью, и проволока. Поскольку теплообмен между продуктами сгорания и проволокой осуществляется через ее цилиндрическую поверхность, для упрощения модели и сокращения вычислительных затрат рассматривался лишь участок проволоки (рис. 3). Условия прямого инициирования детонации моделировались заданием области с повышенными значениями температуры, давления и начальным прогрессом реакции, расположенной в месте подрыва нихромовой проволоки. При построении сетки применялись тетраэдрические элементы с размерами, уменьшающимися вблизи контакта проволоки с газом и в зоне поджога.

Для более точного моделирования течений в пограничном слое вблизи проволоки и стенок камеры строились слои из призматических элементов. Размеры элементов вблизи поверхности контакта газа и проволоки задавались с учетом требований к величине y^+ .

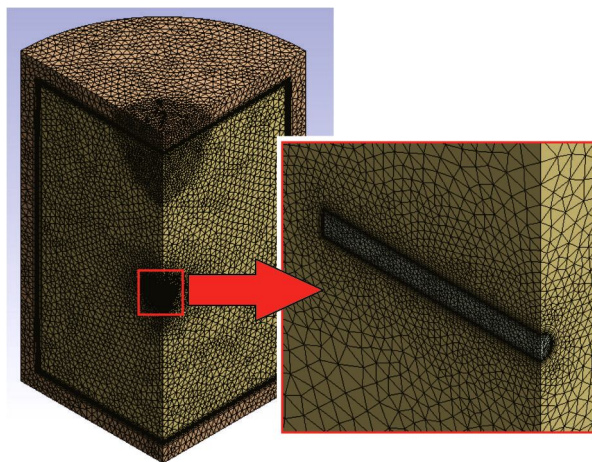


Рис. 3. Расчетная сетка конечных элементов

Анализ результатов моделирования

На первом этапе верификации модели было произведено сравнение численных и экспериментальных результатов для задачи затухания ударных волн после детонации в замкнутой камере [5]. Геометрия расчетной области соответствовала камере, которую использовали при эксперименте. Моделирование выполняли с учетом теплообмена со стенкой камеры.

Считалось, что в момент перед зажиганием в камере находится неподвижная однородная смесь с массовой концентрацией топлива в соответствии со стехиометрическим составом. При расчетах использовалась модель на основе расчета прогресса реакции с применением подробного кинетического механизма горения смеси ацетилен + кислород, которая применялась при эксперименте. Расчет производился для двух конфигураций камеры разной длины, для которых имелись экспериментальные данные.

Общее время процесса в обоих расчетных случаях составляло 6,5 мс, из которых в течение ~ 5 мс наблюдалось существование ударных волн с ярко выраженным ударным фронтом. Далее фронт волны становился более размытым, и распространение волн переходило в режим стоячих колебаний.

Так как наиболее интенсивный нагрев детали при термоимпульсной обработке наблюдается в период существования ударных волн, окончательное затухание стоячих колебаний не рассматривалось.

Сравнение результатов моделирования с экспериментальными данными (рис. 4) показывает их достаточно хорошее совпадение (с погрешностью

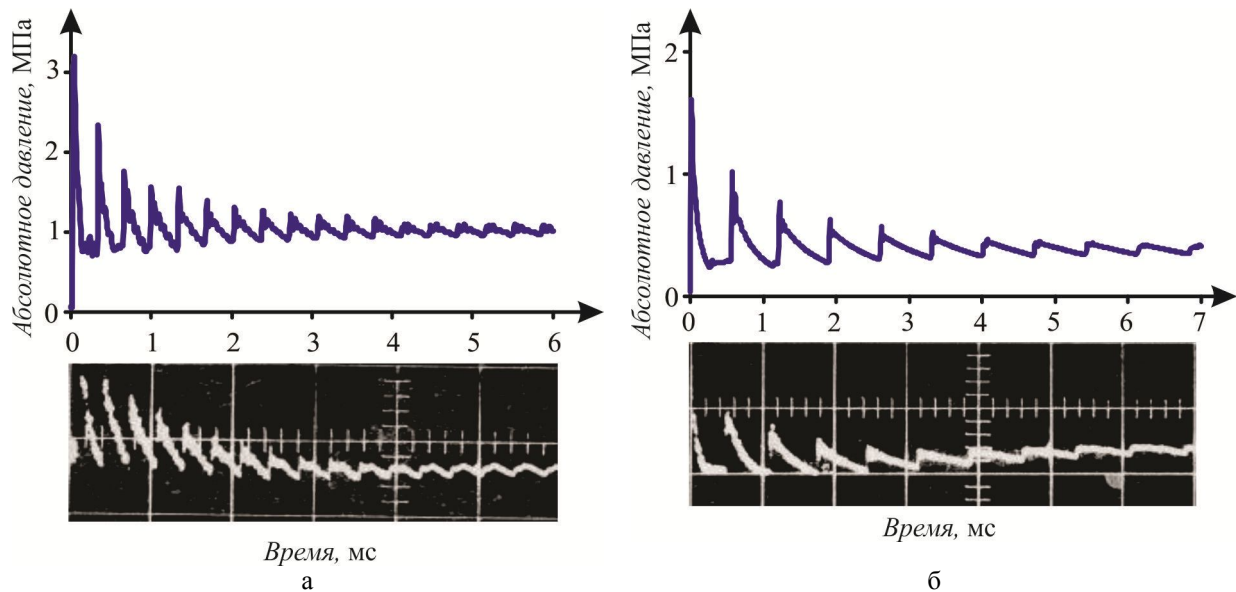


Рис. 4. Сравнение результатов численного моделирования с экспериментальными данными:
а – камера $L = 0,2$ м, $P_0 = 0,1$ МПа; б – камера $L = 0,2$ м, $P_0 = 0,04$ МПа

до 3%). В обоих случаях период распространения ударных волн и количество пробегов до затухания соответствует экспериментальным данным.

Расчетное значение средней скорости распространения ударной волны составило 1200 м/с, что в среде продуктов горения составляет $\sim 1,3$ числа Маха, что соответствует экспериментальному значению средней скорости 1,3 М [5].

Следует отметить, что в эксперименте, ввиду медленной развертки, отражения ударной волны от стенок камеры практически незаметны на осциллограммах. Наличие отраженных ударных волн наблюдается только на первом пике осциллограммы в опыте с камерой длиной $L = 0,2$ м и начальным давлением $P_0 = 0,1$ МПа. В то же время результаты численного моделирования описывают релаксацию за фронтом ударной волны на протяжении практически всего времени её затухания.

По итогам сравнения результатов моделирования с экспериментальными данными, можно утвер-

ждать, что примененная модель адекватно описывает процессы затухания ударных волн после детонации в замкнутой камере.

Моделирование нагрева проволоки проводилось для случаев детонационного сгорания стехиометрической смеси пропан + кислород при начальных давлениях 0,5; 1,5; 2,9 бар.

Качественных отличий при теплопередаче выявлено не было. Разница наблюдалась лишь в значениях количества выделяемого тепла, которое возрастало с увеличением показателей начального давления смеси. Типичная зависимость величины осредненного по поверхности проволоки теплового потока показана на рис. 5. Колебания величины теплового потока связаны с прохождением через область, занятую проволокой, фронта ударной волны. Во всех случаях основной нагрев проволоки происходил за время порядка 0,01 с.

При этом проволока в зависимости от начального давления, достигала температур порядка

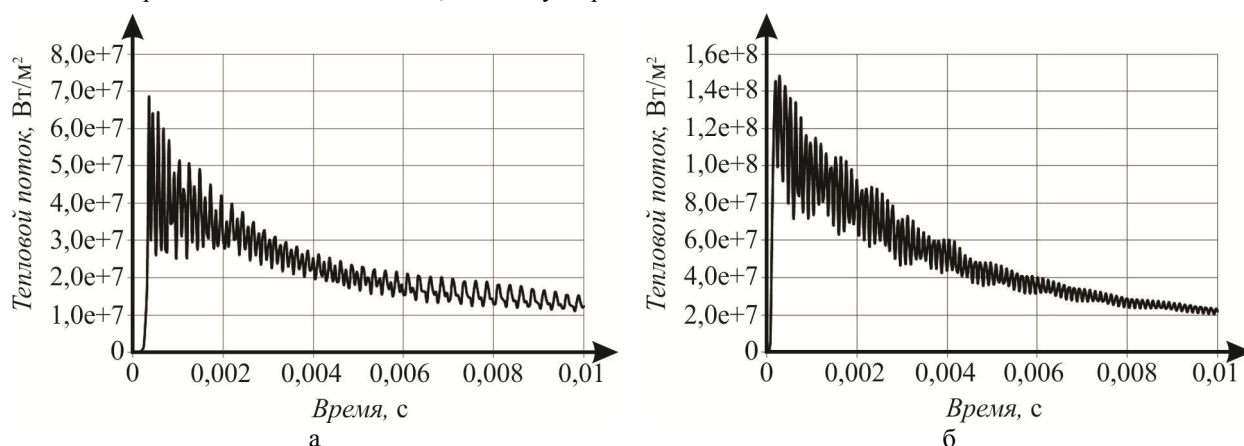


Рис. 5. Зависимости осредненного по цилиндрической поверхности проволоки теплового потока:
а – при начальном давлении смеси 0,5 бар; б – при начальном давлении смеси 2,9 бар

450 – 900 °С (рис. 6). После этого темп нагрева проволоки значительно уменьшался. Наблюдаемое время основного нагрева проволоки (0,01 – 0,02 с) является с некоторой точностью временем затухания ударных волн для случая сгорания смеси пропан + кислород, при действии которых происходит интенсивный теплообмен между продуктами сгорания и проволокой.

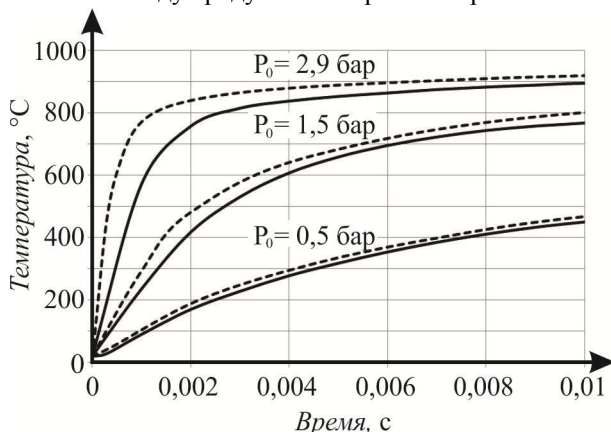


Рис. 6. Сравнение экспериментальных данных с результатами численного моделирования:

----- результаты эксперимента;
 ————— результаты численного моделирования

Как видно из результатов моделирования, при росте начального давления смеси интенсивность детонационных процессов повышается. При этом увеличивается как давление продуктов сгорания, так и амплитуда ударных волн. Это приводит к повышению значения тепловых потоков, действующих на поверхность проволоки, что объясняет различные темпы ее нагрева.

Однако чем больших значений температуры достигает проволока во время интенсивного теплообмена, тем медленнее становится ее скорость нагрева. Это может быть объяснено уменьшением коэффициента теплопроводности и ростом коэффициента теплоемкости материала с увеличением температуры.

Наблюдающийся рост погрешности в определении температуры при увеличении начального давления смеси может быть объяснен упрощенным характером примененной модели. В условиях натурального эксперимента прохождение ударной волны вызывает поперечные колебания проволоки. Амплитуда этих колебаний увеличивается с ростом давления во фронте волны. Колебания проволоки приводят к интенсификации теплообмена и увеличивают темп нагрева. Поскольку при расчетах проволока считалась неподвижной, этот фактор учтен не был, с чем может быть связано наблюдающееся отличие в погрешности численных результатов.

Рассмотренный при моделировании процесс теплообмена между продуктами детонации газовой смеси и твердым телом в замкнутой камере полно-

стью соответствует режиму термоимпульсной обработки, при котором происходит оплавление удаляемых заусенцев.

При выполнении дальнейших работ по моделированию процесса термоимпульсной обработки предполагается создание уточненной модели, учитывающей дополнительный источник тепла в удаляемом элементе, связанный с возникновением экзотермической реакции окисления металла при достижении температуры зажигания.

Выводы

1. На основе анализа численных результатов исследования теплообмена с использованием различных моделей турбулентности для задач моделирования процессов термоимпульсной обработки детонирующими газовыми смесями обоснован выбор SST модели.

2. Проведена оценка адекватности численной модели при сравнении результатов расчетов с данными экспериментальных исследований процесса теплообмена при затухании ударных волн в замкнутой камере. Относительно экспериментальных данных погрешность определения времени затухания ударных волн не превышает 3%, а температуры – 5 %.

3. При выполнении дальнейших работ по моделированию процесса термоимпульсной обработки предложено уточнить использованную модель путем учета дополнительного источника тепла от экзотермической реакции окисления металла при достижении температуры зажигания.

Литература

1. Назначение режимов обработки для автоматизированных термоимпульсных установок в условиях информационно-интегрированного производства [Текст] / С. И. Планковский, О. В. Шипуль, В. Л. Малащенко, В. Г. Козлов // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. научных трудов «ХАИ». – Вып. 45. – Х., 2012. – С. 67-77.
2. Моделирование процесса оплавления заусенцев при термоимпульсной обработке детонирующими смесями [Текст] / С. И. Планковский, А. В. Гайдачук, О. В. Шипуль, Е. С. Палазюк // Авиационно-космическая техника и технология. – 2013. – № 3 (100). – С. 4-11.
3. Манжалец, В. И. Затухание ударных волн после детонации газа в камере [Текст] / В. И. Манжалец // Гидродинамика взрыва. – 1986. – Вып. 78. – С. 142-153.
4. Адонин, С. М. О теплоотдаче продуктов детонации газовой смеси в камере [Текст] / С. М. Адонин, В. И. Манжалец // Нестационарные проблемы механики : сб. научных трудов Институ-

та гидродинамики. – Вып. 74. – Новосибирск, 1986. – С. 3-10.

5. Vieser, W. Heat transfer predictions using advanced two-equation turbulence models [Text] / W. Vieser, T. Esch, F. Menter // CFX Validation Report № CFX-VAL10/0602. – 2002. – 73 p.

6. Launder, B. E. The numerical computation of turbulent flows [Text] / B. E. Launder, D. B. Spalding // Comp. Meth. Appl. Mech. Eng. – 1974. – № 3.

– P. 269-289.

7. Kader, B. A. Temperature and concentration profiles in fully turbulent boundary layers [Text] / B. A. Kader // Int. J. of Heat and Mass Transfer. – 1981. – № 24(9). – P. 1541-1544.

8. Menter, F. R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications [Text] / F. R. Menter // AIAA-Journal. – 1994. – 32(8). – P. 269-289.

Поступила в редакцию 8.01.2014, рассмотрена на редколлегии 12.02.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. технологии производства авиационных двигателей А. И. Долматов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

МОДЕЛЮВАННЯ ТЕПЛООБМІНУ ПРИ ЗАГАСАННІ УДАРНИХ ХВИЛЬ В ЗАМКНУТІЙ КАМЕРІ

С. И. Планковский, О. В. Шипуль, О. В. Трифонов, Є. С. Палазюк, В. Л. Малащенко

Наведено результати числового моделювання процесу теплообміну при загасанні ударних хвиль в камері після детонації газових паливних сумішей. Для моделювання процесу теплообміну між продуктами згоряння і твердим тілом, розташованому в камері, обґрунтовано застосування SST моделі турбулентності. Проведено порівняння результатів числового моделювання з даними експериментальних досліджень. Показано, що використана модель адекватно описує процес теплообміну. Використання моделі запропоновано для застосування при розрахунках процесів термоімпульсного оброблення детонуючими газовими сумішами.

Ключові слова: ударні хвилі, теплообмін, математичне моделювання, термоімпульсне оброблення.

THE SIMULATION OF THE HEAT TRANSFER DURING SHOCK WAVES DAMPING IN AN ENCLOSED CHAMBER

S. I. Plankovsky, O. V. Shypul, O. V. Tryfonov, E. S. Palazyuk, V. L. Malashenko

Results of numerical simulation of the heat transfer during shock waves damping in an enclosed chamber after the detonation of gas mixtures are presented. The use of the SST turbulence model for heat transfer simulation between the combustion products and a solid body, located in the chamber, is substantiated. It is done the comparison of numerical and experimental results. It is shown that the used model describes adequately the heat transfer process. Using of this model is proposed for simulation of thermal shock processing with detonating gas mixtures.

Keywords: shock waves, heat transfer, mathematical simulation, thermal shock processing.

Планковский Сергей Игоревич – д-р техн. наук, проф., проф. кафедры технологии производства летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: s.plank@khai.edu.

Шипуль Ольга Владимировна – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры технологии производства летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: o.shipul@khai.edu.

Трифонов Олег Валерьевич – канд. техн. наук, ассистент кафедры технологии производства летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: o.v.trifonov@gmail.com.

Палазюк Евгений Сергеевич – аспирант кафедры технологии производства летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: e.palaz@mail.ru.

Малащенко Владимир Львович – старший преподаватель кафедры технологии производства летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.