

6. Малинин В. В. Моделирование и оптимизация оптико-электронных приборов с фотоприемными матрицами. Новосибирск : Наука, 2005.

7. Аванесов Г. А., Бессонов Р. В., Карелов А. И. Интеграция командных приборов как путь оптимизации системы управления космического аппарата // Космическое приборостроение. Координатно-временные системы с использованием космических технологий. Приборы для космических исследований планет и Земли : сб. тр. по результатам выездного семинара ИКИ РАН под ред. Р. Р. Назирова, Таруса, 2006. М. : ИКИ РАН, 2007. С. 43–54.

References

1. Bright Star catalog. 5th Revised Ed. Hoffleit E. D., Warren Jr. W. H.

2. Star 1000 datasheet <http://www.cypress.com/products/?rpn=STAR-1000>.

3. Bogaerts J., Dierickx B., Meynants G., Uwaerts D. Total Dose and Displacement Damage Effects in a Radiation-Hardened CMOS APS. *IEEE transaction on electron devices*. January 2003. Vol. 50, № 1, p. 84–90.

4. Avanesov G. A., Akimov V. V., Voronkov S. V. *Kosmicheskoye priborostroyeniye. Koordinatno-vremennyye sistemy s ispol'zovaniyem kosmicheskikh tekhnologiy. Pribory dlya kosmicheskikh issledovaniy planet i Zemli : sb. tr. po rezul'tatam vyyezdnogo*

seminara IKI RAN pod red. R. R. Nazirova (Space instrumentation. Coordinate-time systems with use of space technologies. Devices for space researches of planets and Earth: Proceedings of an seminar ИКИ RAS under the editorship of R.R.Nazirov). Tarusa, 2006. Moscow, ИКИ RUSSIAN ACADEMY OF SCIENCES, 2007, p. 55–70.

5. Healey G. E., Kondepudy R. Radiometric CCD camera Calibration and Noise estimation // *IEEE transaction on pattern analysis and machine intelligence*. March 1994. Vol. 16, No. 3. P. 267–276.

6. Malinin V. V. *Modelirovaniye i optimizatsiya optiko-elektronnykh priborov s fotopriyemnymi matritsami* (Modeling and optimization of optiko-electronic devices with photosensitive array sensors). Novosibirsk : Nayka, 2005.

7. Avanesov G. A., Bessonov R. V., Karelov A. I. *Kosmicheskoye priborostroyeniye. Koordinatno-vremennyye sistemy s ispol'zovaniyem kosmicheskikh tekhnologiy. Pribory dlya kosmicheskikh issledovaniy planet i Zemli : sb. tr. po rezul'tatam vyyezdnogo seminara IKI RAN pod red. R. R. Nazirova* (Space instrumentation. Coordinate-time systems with use of space technologies. Devices for space researches of planets and Earth. Proceedings of an seminar ИКИ RAS under the editorship of R. R. Nazirov). Tarusa, 2006. Moscow, ИКИ RUSSIAN ACADEMY OF SCIENCES, 2007, p. 43–54.

© Липатов А. Н., Ляш А. Н., Экономов А. П., Антоненко С. А., Захаркин Г. В., 2013

УДК 681.323

МИКРОЭЛЕКТРОННЫЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ИСПОЛНИТЕЛЬНОЙ АВТОМАТИКОЙ ПЕРСПЕКТИВНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ*

О. В. Непомнящий¹, К. Г. Охоткин², В. А. Хабаров¹

¹Сибирский федеральный университет

Россия, 660041, Красноярск, просп. Свободный, 79. E-mail: 2955005@gmail.com

²Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева
Россия, 660014, Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. E-mail: okg2000@mail.ru

Изложены результаты анализа основных проблемных направлений, возникающих при проектировании электронных систем управления исполнительной автоматикой перспективных космических аппаратов. Рассмотрены методы и решения известных проблем технологического и алгоритмического планов, а так же системной организации проектируемых комплексов управления. Предложен интегрированный подход к системной организации бортовых устройств управления, базирующийся на применении в качестве центральных управляющих систем однокристалльных, микропроцессорных вычислительных комплексов высокой надежности с динамически реконфигурируемой архитектурой в цифровой части. Рассмотрен пример организации и реализации модуля управления шаговым двигателем для системы раскрытия антенны в рабочее положение, выделены основные достоинства предлагаемого подхода на примере конкретной реализации.

Ключевые слова: Исполнительная автоматика, космический аппарат, микропроцессор, дестабилизирующие факторы, контроллер, шаговый двигатель

* Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации в рамках ФЦП «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2007–2013 годы», государственный контракт 14.513.11.0117.

MICROELECTRONIC SYSTEMS FOR AUTOMATION OF PERSPECTIVE SPACE VEHICLES

O. V. Nepomnuashy¹, K. G. Ohotkin², V. A. Habarov¹

¹Siberian Federal University

79 Svobodny prosp., Krasnoyarsk, 660041, Russia. E-mail: 2955005@gmail.com

²Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev

31 "Krasnoyarskiy Rabochiy" prosp., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: okg2000@mail.ru

The article considers the major problems of the control unit organization for spacecraft automation equipment. The advantages of transition to the program of microprocessor control by automation for perspective space vehicles are stated. The methods and solutions of the known problems and algorithmic technology plans, as well as the systemic organization of the designed control systems are discussed. The authors propose an integrated approach to the system organization of the on-board control devices based on the application of single-chip microprocessor-based computer systems of high reliability with a dynamically reconfigurable architecture in the digital part, as the central control systems. An example of organization and implementation of a module for stepper motor control system for disclosure of the antenna to operating position is considered, along with the main advantages of the proposed approach on the example of its implementation.

Keywords: automation, spacecraft, microprocessor, destabilizing factors, controller, stepper motor.

В условиях космической среды функционирование электронных систем подвержено значительным нагрузкам: излучение тяжелых ионов, значительные перепады температур, вибрационные нагрузки при старте и торможении и др. Сегодня, к электронным системам управления (ЭСУ) исполнительных автоматикой космических аппаратов (КА) предъявляются крайне жесткие требования.

Высокая надежность существенна для всех видов исполнительных автоматик (ИА) и систем управления КА. Она обеспечивается комплексом мероприятий на всех этапах создания и подготовки, включая повышение надежности его элементов, аппаратуры и оборудования, строгим технологическим контролем на всех стадиях изготовления, тщательной отработкой систем и агрегатов с имитацией условий космического полета, проведением комплексных предполетных испытаний и др.

Основной проблемой обеспечения надежности функционирования электронной аппаратуры КА является обеспечение защиты от проникающей радиации. С целью повышения надежности ЭСУ в КА используется массивное и дорогостоящее экранирование для защиты важных электронных цепей и элементов от космического излучения. Кроме того применяют дублирование, триплирование, резервирование отдельных узлов, а также автоматические схемы распознавания отказов в функционировании электронных систем и их замены и др.

Однако, при реализации ЭСУ на основе аналоговой или цифровой элементной базы малой степени интеграции, такие меры приводят к увеличению веса, габаритов и энергопотребления оборудования.

Тем не менее, при проектировании ЭСУ в виде однокристалльных микроэлектронных систем такой подход является на сегодняшний день единственно приемлемым.

Например, в ПЛИС RTAX-S/SL от компании Actel архитектура микросхем оптимизирована для работы в

условиях космического облучения, все регистры выполнены с тройным резервированием, а сигнал на выходе регистров определяется мажоритарной схемой.

Среди наиболее перспективных технологий создания радиационно стойких микросхем следует отметить структуры на основе кремния на сапфире [1], применение соединения кремния с германием (SiGe) для разработки гибридных систем [2] и др.

С точки зрения системной организации одной из основных тенденций в области достижения высоких технологических показателей аэрокосмической техники является унификация и стандартизация оборудования и интерфейсов комплексов бортового оборудования (КБО). Одним из основных направлений развития ЭСУ является создание высоконадежных бортовых управляющих комплексов, базирующихся на специализированных процессорах, предназначенных для обработки цифровых и аналоговых сигналов [3].

Тем не менее, следует учитывать, что конечные электронные и электромеханические системы управления для исполнительных автоматик КА, как правило, используют несложные алгоритмы формирования управляющих воздействий, следовательно, центральные вычислители таких систем не требуют высокопроизводительных процессорных ядер.

Здесь на первый план помимо надежности проектируемой системы выходит унификация и универсальность ЭСУ. Система управления отдельным электромеханическим или электронным узлом ИА должна иметь в первую очередь высокую защищенность, надежность и обеспечивать максимальную универсальность для использования в составе ЭСУ различных узлов ИА.

Решение означенных проблем должно базироваться на комплексном, системном подходе, охватывающем все стороны проектирования, испытаний и эксплуатации ЭСУ. Реализация конечной ЭСУ должна основываться на единой, унифицированной аппаратно-программной платформе, объединяющей все основные управляющие системы КА.

Разработка ЭСУ должна основываться на принципах высокоуровневого сквозного проектирования, с реализацией основного вычислителя в виде однокристалльного, специализированного процессора на реконфигурируемом кристалле, организованного на основе послонного триплирования основных модулей с мажоритированием и дублированием основных вычислительных узлов.

Межблочный обмен такого процессора может быть реализован на основе одного из популярных внутрикристалльных шинных протоколов, например AMBA, а дополнительную защиту от проникающих воздействий обеспечит реализация процессора на (SiGe) пластинах с уровнем проектных (топологических) норм элементов порядка (0,25–0,07 мкм и далее).

Учитывая тот факт, что в большинстве ЭСУ ИА действующие процессы попадают под определения «медленно протекающих» имеется возможность осуществлять динамическое реконфигурирование кристалла под текущую задачу в режиме реального времени. Например, осуществлять параллельное управление различными электромеханическими системами ИА [4]. Динамическая реконфигурация позволит значительно сократить занимаемую на кристалле площадь и как следствие уменьшить энергопотребление и повысить надежность системы за счет интеграции ЭСУ непосредственно в модуль ИА.

Практическое применение означенных принципов отражено в реализуемой авторами системе управления синхронным двигателем с электромагнитной редукцией (СДЭР), входящим в состав модуля управления раскрытием антенны спутника связи в рабочее положение.

Основной задачей проекта является обеспечение требуемой точности частоты встроенного генератора импульсов СДЭР от 0 Гц до 100 Гц с шагом 0,006103888 Гц (допускается погрешность 0,1 %), а так же параметров разгона СДЭР с частоты 10 Гц до требуемой со скоростью 5-10 Гц/с и обеспечение формирования двуполярных, ступенчатых сигналов управления двигателем.

Для решения этих задач разрабатываемая микроэлектронная система управления ШД включает в себя регулятор тока, блок коммутации фаз двигателя и регулятор скорости вращения. В качестве управляющего устройства используется СБИС центрального вычислителя функционирующего по оригинальным алгоритмам [3] и выполняющего функцию регулятора скорости вращения.

Вычислитель разработанного контроллера функционирует в режиме программного обмена с бортовым комплексом управления (БКУ), управляет регулятором тока (РТ), блоком коммутации фаз двигателя и блоком сопряжения с БКУ. В свою очередь, блок коммутации фаз двигателя (БКФ) обеспечивает требуемые электротехнические параметры коммутируемого сигнала и порядок коммутации фаз. В состав РТ входят компараторы, цифроаналоговые преобразователи и блок преобразования напряжения в ток.

Для поддержания требуемых параметров тока в соответствующих фазах двигателя, вычислитель управляет РТ, формируя на выходе последнего ток требуемой величины. Такой подход реализуется на программном уровне с помощью цифро-аналогового преобразователя, который устанавливает границы для компараторов. Встроенные на кристалл компараторы настроены на «оконный» режим работы и при выходе тока за установленные границы генерируют внутреннее программное прерывание. В зависимости от того, за какую границу «окна» выходит текущее значения тока, вычислитель понижает или повышает ток в нагрузке. БКФ осуществляет коммутацию фаз двигателя, при этом скорость и направление вращения определяется частотой и последовательностью переключения ключей.

При реализации центрального вычислителя в виде однокристалльного контроллера применялся системный подход к организации архитектурных решений [4]. Например, основные модули выполнены на основе тройного резервирования, а интерфейсные контроллеры и внутрисистемные каналы связи поддерживают действующие стандарты в космической отрасли. Физическая реализация контроллера на базе радиационно-стойкого кристалла позволила достичь требований предъявляемым к электронным системам ответственного применения.

Таким образом, предложенный подход к системной организации однокристалльных вычислителей для модулей управления ИА позволил обеспечить высокую адаптируемость к решаемым задачам, малую занимаемую площадь и низкое энергопотребление. Малые массогабаритные показатели позволят осуществлять монтаж ЭСУ непосредственно в конструкции механического модуля ИА и достичь высокой надежности всей системы в целом.

Дальнейшее развитие предлагаемого подхода, основанное на последних достижениях в области проектирования гибридных однокристалльных и однокорпусных систем, позволит разрабатывать радиационно-стойкие системы управления, совмещающие на одной подложке как цифровую, так и аналоговую часть. Такие системы позволят практически полностью отказаться от сложных схем в аналоговых трактах управления и перейти на принципиально новый уровень в разработке и производстве ЭСУ для КА.

Библиографические ссылки

1. Павлов Д. А., Шиляев П. А., Коротков Е. В., Кривулин Н. О. Формирование нанокристаллического кремния на сапфире методом молекулярно-лучевой эпитаксии // Письма в ЖТФ. 2010. Т. 36, Вып. 12. С. 16–22.
2. Грехов И. В., Костина Л. С. Структурные и электрические свойства подложек SiGe-на-изоляторе, сформированных методом прямого сращивания // Физика и техника полупроводников. 2010. Т. 44, Вып. 8. С. 1135–1139.
3. Методы и алгоритмы микропрограммного управления быстродействующими импульсными ста-

билизаторами напряжения для организации питания бортовой аппаратуры перспективных космических аппаратов / О. В. Непомнящий, Е. А. Вейсов, Ю. В. Краснобаев, Д. В. Капулин // Вестник СибГАУ. 2010. № 4(25). С. 14–18.

4. Микроэлектронные устройства управления силовыми энергопреобразующими модулями систем электропитания перспективных космических аппаратов / О. В. Непомнящий, Ю. В. Краснобаев, С. Н. Титовский, В. А. Хабаров // Журнал Сибирского федерального университета. Серия: Техника и технологии. 2012. Т. 5, № 2. С. 162–168.

References

1. Pavlov D. A., Shilayev P. A., Korotkov E. V., Krivulin N. O. *Pisma v GTF*. 2010, 36 (12), p. 16–22.
2. Grehov I. V., Kostina L. S. *Fizika i Tekhnika Poluprovodnikov*. 2010, 44 (8), p. 1135–1139.
3. Veisov E. A., Nepomnuashy O. V., Krasnobaev U. V., Kapulin D. V. *Vestnik SibGAU*. 2010, 4 (25), pp. 14–18.
4. Nepomnyashcy O. V., Krasnobaev J. V., Titovsky S. N., Habarov V. A. *Journal of Siberian Federal University. Engineering & Technologies*. 2012, 5 (2), p. 162–168.

© Непомнящий О. В., Охоткин К. Г., Хабаров В. А., 2013

УДК 629.7.036

ЭЛАСТИЧНЫЕ ВЫТЕСНИТЕЛЬНЫЕ УСТРОЙСТВА ТОПЛИВНЫХ БАКОВ

И. В. Платов

ФГУП «НПО имени С. А. Лавочкина»

141400, Россия, Московская область, Химки, ул. Ленинградская, д. 24. E-mail: ili061@mail.ru

В данной статье представлены результаты экспериментов, средств лабораторного обслуживания испытаний и исследований коррозионной стойкости, удобства использования материалов, узлов и агрегатов систем подачи с долгосрочным моделированием реального ресурса топливных баков с моделированием окружающей среды космической станции «Фобос-Грунт». Результаты испытаний показали, что при режимах полета перелетного модуля космического аппарата к концу полета следует ожидать газовыделение в баке с окислителем 0,16 л, в баке с горючим – 0,02 л при негерметичности эластичного вытеснительного устройства (ЭВУ) $1,0 \cdot 10^{-3}$ л·мкм рт. ст./с. Работоспособность (конструктивная целостность) ЭВУ обеспечивает длительность полета перелетного модуля – 510 суток. Компоненты амилин и гептил до и после испытаний соответствовали требованиям нормативно-технической документации.

Ключевые слова: двигательная установка; испытания; материалы; узлы и агрегаты РКТ; воспроизведение воздействий реальных условий эксплуатации; имитация космических условий.

ELASTIC FEED SYSTEMS OF FUEL TANKS

I. V. Platov

Federal State Unitary Enterprise “SPA named after S. A. Lavochkin”

24 Leningradskaya str., Khimki, Moscow region, 141400, Russia. E-mail: ili061@mail.ru

The article presents the results of experiments, bench test facilities and studies of corrosion resistance, operability of materials, units and assemblies of feed systems with long-term simulation of real resource testing of fuel tanks with environment simulation of the space station «Fobos-Ground». The results of the tests showed that by the end of the flight under flight conditions of spacecraft transfer module the expected gassing in the tank with oxidizer should be 0.16 l, and 0.02 l in a tank with fuel, if the leakage of the elastic feed systems is $1,0 \cdot 10^{-3}$ l μ m Hg/s. Efficiency (constructive integrity) provides for transfer module flight duration of 510 days. Amilin and heptyl components met the requirements of normative and technical documentation before and after the tests.

Keywords: propulsion system; testing; materials; spacecraft units and components; simulation of the actual operational environment; simulation of space environment.

В последние годы чрезвычайно возрос интерес к непосредственному исследованию планет солнечной системы. Для реализации данной задачи необходимы космические аппараты, способные, например, доставить оборудование для сбора информации о состоянии и составе грунта, наличии элементов, встречающихся на Земле и т.п. Таким образом, возрастают требования к оснащению перелетного модуля космического аппа-

рата (ПМ КА) связанные с длительностью космического перелета, в частности, определяющие работоспособность двигательной установки. Для обеспечения подачи жидких компонентов топлив к реактивным двигателям в условиях действия малой гравитации используются различные внутрибаковые разделительные устройства: металлические диафрагмы и сильфоны, эластичные вытеснительные устройства (ЭВУ) [1; 2].