

Полученная модель позволяет описать взаимодействие приборов системы управления КА, объединенных в сеть посредством канала SpaceWire и получить алгоритм контроля процессов в системе управления, который можно реализовать в дополнительных устройствах контроля, включаемых в автоматизированный испытательный комплекс.

Такие дополнительные средства мониторинга обмена информации в информационных каналах в виде тестеров канала в ряде случаев уже используются при испытаниях КА, но не включаются в основную систему испытаний. При реализации в них вновь разработанных алгоритмов контроля сети SpaceWire такие автоматизированные средства испытаний могут сопрягаться с основным испытательным комплексом и включаться в состав автоматизированных средств отработки и испытаний БКУ. На основе разработанных алгоритмов испытаний проведен предварительный этап отработки разветвленной сети SpaceWire.

Совершенствование методики контроля и верификации вычислительной системы на базе разветвленной сети SpaceWire позволяет качественно и эффек-

тивно провести наземную экспериментальную отработку БКУ перспективных КА. Разработанные принципы и методики испытаний проходят апробацию при разработке стенда испытаний БКУ перспективных КА и могут быть использованы при отработке и верификации систем управления на основе разветвленных сетей обмена информацией.

References

1. Irom F., Farmanesh F.H. Single-Event Upset in Commercial Silicon-on-Insulator PowerPC Microprocessors (2002) *IEEE Trans. Nucl. Sci.*
2. The SPARC Architecture Manual. Version 8 (1992) *SPARC International, Inc.*
3. ECSS Standard ECSS-E-50-12C. SpaceWire, Links, Nodes, Routers and Networks (2008) *European Cooperation for Data Standardization.*
4. Simpson M. DS-Links and C104 Routers – Networks, Routers and Transputers: Function, Performance and Applications (1993) *INMOS, IOS Press.*
5. Описание дипол 6. *Архитектурный проект. Ч. 2. Yazik DIPOL 6* // FGUP NPO PM, Zheleznogorsk, 2006.

© Голубев Е. Н., Николаев А. О., 2013

УДК 520.6

ЗВЕЗДНЫЙ ДАТЧИК ДЛЯ НАНОСПУТНИКА

А. Н. Липатов¹, А. Н. Ляш¹, А. П. Экономов¹, С. А. Антоненко², Г. В. Захаркин²

¹Институт космических исследований Российской академии наук
Москва, 117997, ул. Профсоюзная, 84/32. E-mail: slip@iki.rssi.ru

²ЗАО СП «ИНТЕРАСТРО»
Москва, 117997, ул. Профсоюзная, 84/32. E-mail: eslab@mail.ru

Проведен полный цикл разработки миниатюрного звездного датчика для наноспутника от выработки концепции до разработки конструкторской документации, изготовления опытного образца и его испытаний и калибровки на специально созданном испытательном стенде. Предложены алгоритмы для снижения шумов и повышения точности. На этой базе предложена система астроориентации из нескольких согласованных миниатюрных звездных датчиков на одном наноспутнике. Такая система позволяет уменьшить требования к индивидуальному датчику, входящему в систему. В настоящее время продолжаются работы по улучшению характеристик разработанного датчика и подготовки его к использованию на наноспутниках.

Ключевые слова: звездный датчик наноспутник астроориентация.

THE STAR SENSOR FOR THE NANOSATELLITE

A. N. Lipatov¹, A. N. Lyash¹, A. P. Ekonomov¹, S. A. Antonenko², G. V. Zakharkin²

¹Space Research Institute (IKI)
84/32 Profsoyuznaya str., Moscow, 117997. E-mail: slip@iki.rssi.ru

²ZAO SP (CJSC Joint Venture) "INTERASTRO"
84/32 Profsoyuznaya str., Moscow, 117997. E-mail: eslab@mail.ru

The full cycle of development was carried out for the tiny star sensor for the nanosatellite, from the concept to the production documentation, manufacturing of a prototype and its tests and calibration at specially created optical test bench. Algorithms for decrease in noise and accuracy increase are offered. On this base the astroorientation star

tracker system of several coordinated tiny star sensors on one nanosatellite is offered. Such system allows to reduce the requirements to the individual star sensor entering the system. Works on improvement of characteristics of the developed sensor and its preparation for practical use on nanosatellites is continued now.

Keywords: star sensor, nanosatellite, astroorientation.

В настоящее время для научных задач исследования космоса и в задачах дистанционного зондирования Земли все большее значение принимает концепция использования малых спутников и аппаратов. Массогабаритные требования, предъявляемые к служебным системам, в том числе приборам астронавигации, становятся ключевыми при разработке таких устройств. Особенно это характерно для аппаратуры наноспутников, малых аппаратов с собственной массой порядка десятков килограммов. Применение в таких спутниках традиционных высокоточных систем ориентации массой в килограмм и более становится проблематичным. Значительное (в несколько раз), уменьшение энергопотребления и массогабаритных параметров отдельного датчика ориентации позволяет объединить такие датчики в систему, что дает возможность по-иному взглянуть на систему ориентации космического аппарата (КА). Установка нескольких малогабаритных датчиков на космический аппарат снимает много проблем с режимом управления и увеличивает надежность всего космического аппарата. Миниатюризация приборов астроориентации обеспечивается, прежде всего, современными технологиями и некоторым снижением требований к точности и чувствительности отдельного датчика.

Далее представлены обоснования и результаты разработки и создания макета миниатюрного звездного датчика. Приводятся его основные характеристики и результаты наземных испытаний на штатных объектах.

Обоснование выбора угла зрения приемного объектива. Выбор угла зрения прибора был сделан на основе программного моделирования звездного неба. Разработанная для этого программа Star Scanner позволяла оптимально выбрать угол зрения прибора. Вычислялось среднее, максимальное и минимальное количество звезд, попадающих в поле зрения звездного датчика при работе во всех точках звездного неба. В виде базы данных в программе использовался стандартный звездный каталог Bright Star Catalogue (BSC) для звезд со звездными величинами до 6,5, содержащий до 9000 звездных объектов [1]. В программе изначально задавались звездная величина и угол зрения прибора, в пределах которого осуществляется подсчет числа звезд со звездными величинами, большей или равной заданной. Подсчитывались звезды, попавшие в поле зрения прибора для каждой точки звездного неба при сканировании по долготе и широте.

Для работы алгоритма распознавания рассматриваемого датчика звездных координат требуется, чтобы в поле зрения прибора всегда попадало минимум три звезды, различаемые датчиком. В результате программного моделирования для доступных объективов и матриц, оптимальным углом зрения был выбран

полный угол зрения прибора в 41° . Подтверждением правильности этого выбора являются расчетные данные программного моделирования по количеству видимых звезд в поле зрения прибора, которые приведены на рис. 1: из графика видно, что в поле зрения прибора с углом зрения $41 \pm 1^\circ$ всегда попадают минимум три звезды с яркостью, большей или равной четвертой звездной величине.

Произведен расчет для датчика с эффективным полем зрения, численно равным сумме полей зрения двух таких приборов. Результат расчета показал, что регистрация минимального числа звезд, равного пяти, осуществляется для объектов с яркостью до 3,6 звездных величин. Это означает, что в поле зрения одного из совместно работающих датчиков всегда будут обнаруживаться три звезды со звездной величиной не менее 3,6. Эффективное увеличение поля зрения при совместном использовании трех датчиков приводит к дальнейшему понижению порога обнаружения звезд по яркости в отдельном датчике. Более того, при совместном использовании трех и более датчиков можно определить некоторый оптимальный угол взаимной ориентации осей датчиков, позволяющий еще более снизить требования к чувствительности звездного датчика. Так, например, для трех датчиков, расположенных по сторонам куба, каждому из датчиков достаточно обнаруживать объекты третьей звездной величины. Уменьшение требования к обнаружительной способности датчиков позволяет уменьшить число звезд, записанных в инструментальный каталог прибора, и тем самым повысить надежность реализуемых в приборе алгоритмов распознавания.

Одновременное измерение координат несколькими звездными датчиками позволяет уточнить величину угловых измерений или повысить частоту передачи измерений. Наличие нескольких датчиков решает также проблему «ослепления» датчика засветкой от ярких объектов. Однако выбор количества датчиков, их взаимной ориентации и алгоритмов совместной работы не может быть универсальным и должен обуславливаться требованиями, предъявляемыми к КА в целом.

Обоснование выбора светочувствительной матрицы датчика. В разработанном звездном датчике используется активный пиксельный CMOS APS датчик (CMOS – Complementary Metal Oxide Semiconductor, APS – Active Pixel Sensor). У этого КМОП-сенсора существует возможность произвольного доступа к каждому пикселу, что позволяет считывать не матрицу целиком, а лишь ее некоторые области. Устройства, основанные на технологии КМОП, отличаются повышенной надежностью, меньшим потреблением мощности и, соответственно, меньшим тепловыделением при более компактном исполнении.

Для работы в составе звездного датчика выбрана матрица Star1000 производства бельгийской фирмы FillFactory [2]. Матрицы, разработанные данной фирмой, обладают лучшим коэффициентом чувствительности при минимальном уровне собственного темнового шума среди КМОП-матриц, известных авторам. Матрицы Star1000 разрабатывались по заказу Европейского космического агентства для космического применения. Фирмой предполагается выпуск новых модификаций с повышенной в два раза чувствительностью и пониженными шумами (НАС-матрица), также анонсирована разработка матрицы с интегрированной программируемой логикой (LCMS-матрицы).

Матрицы и заготовки для матриц этого типа проходят испытания по стандартам MIL-STD-883. Все матрицы Star1000, вне зависимости от типа исполнения, стойки к воздействию радиации. Фирма заявляет величину дозы порядка 200 крад, имеются данные экспериментальных исследований [3] по радиационной стойкости. Следует отметить, что исследования проводились при облучении матриц протонами с энергиями до 60 МэВ. Однако в работе [4] отмечается тот факт, что в суммарной дозе облучения, связанной с солнечными вспышками, часть дозы приходится на протоны с энергиями в районе 100 МэВ. Данные в литературе на предельные дозы облучения матриц высокоэнергетическими частицами отсутствуют. До получения данных по этому вопросу следует проявлять определенную осторожность в применении этих матриц, т. е. их можно применять в приборах для короткоживущих (до 3–5 лет) КА или работающих на радиационно-безопасных орбитах.

Оценка величины порогового сигнала. Наличие большого количества собственных шумов в активно-пиксельных датчиках является главным недостатком по сравнению с ПЗС-матрицами. Поэтому требуются дополнительные усилия по компенсации шума.

Примем, согласно [5], следующую математическую модель распределения сигнала по ячейкам матрицы:

$$D(x, y) = (K(x, y)I(x, y) + N_{dc}(x, y) + N_s(x, y) + N_r(x, y))A + N_q(x, y),$$

где $D(x, y)$ – число фотоэлектронов, измеренное в пикселе с координатами (x, y) ; A – коэффициент усиления; $I(x, y)$ – число фотоэлектронов, образовавшихся в пикселе под действием падающего светового излучения; $K(x, y)$ – чувствительность пиксела, безразмерная величина, имеющая нормальное распределение со средним значением, равным единице, и дисперсией σ_K^2 .

Можно выделить следующие типы шумов, характерных для КМОП и ПЗС-матриц:

1) N_s – дробовой шум. Является следствием дискретной природы света и имеет пуассоновское распределение с дисперсией

$$\sigma_{N_s}^2 = (A \cdot I + N_{dc} \cdot A);$$

2) N_{dc} – шум темнового сигнала. Имеет вид нормального распределения со средним значением N_{dc} и дисперсией $\sigma_{N_{dc}}^2$;

3) N_r – шум считывания (FPN). Это базовый уровень шума, присутствующий в изображении с нулевым уровнем экспозиции, когда шум темнового сигнала равен нулю. Имеет вид нормального распределения с нулевым средним и дисперсией $\sigma_{N_s}^2$. Такой тип шума зависит только от положения пиксела и не зависит от времени;

4) N_q – шум квантования, связанный с разрядностью АЦП; данная величина равномерно распределена на интервале $\pm 0,5 \cdot q$, $q = (1,1/A)/(2^{10} - 1)$ для матрицы, имеющей встроенный десятиразрядный АЦП и дисперсию $\sigma_{N_q}^2 = q^2/12$.

Введем величину F – пороговую чувствительность датчика, которая определяет количество фотоэлектронов, численно равное ошибке измерений:

$$F(T, t) = (N_{dc}(T)t + \sigma_{N_s}^2(T, t) + \sigma_{N_t}^2)^{0,5},$$

где T – температура датчика; t – время интегрирования;

$$\sigma_{N_s}^2(T, t) = \sigma_{N_r}^2(T) + \sigma_{N_{dc}}^2(T, t)$$

здесь $\sigma_{N_s}^2$ – шум, измеренный при калибровке темнового тока при различных температурах и временах интегрирования;

$$\sigma_{N_t}^2 = \sigma_{kTC}^2 + \sigma_s^2 + \sigma_{N_q}^2$$

где $\sigma_{N_t}^2$ – временной шум в единичном пикселе; σ_s^2 – шум считывания единичного пиксела, измеряемый в различные промежутки времени.

Результаты оценок порога регистрации для различных режимов обработки сигнала приведены в таблице.

Следует отметить, что при расчетах использовались наихудшие значения параметров матрицы, приводимые производителем. Для матриц, предназначенных для работы в космических приборах, производится отбор по шумовым характеристикам и шумам считывания, для таких матриц значения собственных шумов и их неоднородность уменьшаются в 1,5–2 раза.

Таблица 1

Процедуры исправления шумовых ошибок

Метод обработки	Число фотоэлектронов F			
	$T = 22^\circ \text{C}$		$T = 0^\circ \text{C}$	
	$t = 0,1\text{c}$	$t = 0,5\text{c}$	$t = 0,1\text{c}$	$t = 0,5\text{c}$
Вычитание среднего значения шума, определенного по всей матрице	767	970	543	562
Вычитание среднего значения шума, определяемого по окнам 20×20 пикселей	426	622	355	375
Вычитание калибровочного среднего по колонкам	604	838	365	393
Вычитание калибровочного темнового кадра	88	106	81	84

При оценках использованы следующие процедуры исправления шумовых ошибок:

1. Вычитание среднего значения шума, определенного по всей матрице. При вычислении среднего значения используется предыдущий кадр. Такая обработка текущего кадра не требует дополнительной памяти и производится во время считывания сигнала с матрицы.

2. Вычитание среднего значения шума, определяемого по окнам. Возможна реализация плавающего окна. Такая процедура требует небольшого объема встроенной памяти.

3. Вычитание калибровочного среднего по колонкам. Такая процедура предполагает вычитание шума считывания для каждой колонки. Имеет смысл применять только при понижении температуры, при минимальных шумах темнового тока.

4. Вычитание калибровочного темнового кадра. Процедура вычитания калибровочного кадра требует наличия памяти с объемом, равным объему кадра. Также увеличивается время обработки текущего кадра. Однако, поскольку КМОП-матрица позволяет осуществлять доступ к отдельным фрагментам изображения, содержащим пиксели с идентифицированными объектами, можно существенно ускорить обработку изображения.

По приведенным оценкам можно заключить:

– что доминирующим шумом при больших экспозициях является темновой шум и его неравномерность распределения по матрице;

– понижение температуры до 0 °С значительно уменьшает темновой шум и доминирующим становится шум считывания;

– наилучшие результаты по компенсации шума достигаются при реализации методов обработки изображения, связанных с покадровым вычитанием шума; однако использование таких методов требует повышенной производительности процессора и наличия больших объемов внешней памяти; как видно из результатов оценок, понижение температуры при реализации такого метода не актуально, достаточно осуществить только термостабилизацию сенсора.

В разработанном датчике, на различных этапах работы, реализуются комбинации этих методов.

Обоснование выбора объектива. Для обеспечения угла зрения прибора $2\omega = 41 \pm 1^\circ$ при размере матрицы $15,36 \times 15,36$ мм, необходим объектив с фокусным расстоянием $f = 20$ мм. Объектив должен быть светосильным для обеспечения необходимого потока излучения на светочувствительный элемент. В объективах звездных приборов должны быть минимизированы геометрические искажения в фокальной плоскости, прежде всего дисторсия и аберрации в широком спектральном диапазоне. Объектив должен быть максимально легким, простым и надежным. Выбор конструкции объектива представляет компромисс между этими противоречивыми требованиями.

В звездном датчике использован объектив «Руссар-Арго-3». Этот миниатюрный высокоточный объектив, предназначенный для работы в режиме с постоянным фокусом, построен по схеме высокоточных

аэросъемочных объективов типа «Руссар» (конструкции М. М. Русинова), с улучшенным светораспределением по функции $\cos^3\omega$. В объективе минимизированы геометрические искажения: сферические аберрации, астигматизм и дисторсия изображения. Абсолютная дисторсия объектива не превышает 5 мкм. Объектив специально разработан для космических экспериментов, рассчитан на применение в вакууме и в температурном диапазоне от -55 до $+85$ °С. Оптические элементы изготовлены из радиационностойких стекол, металлические элементы конструкции – из титанового сплава. Объектив проходил испытания на механические и климатические воздействия в составе приборов космического исполнения.

Таблица 2

Оптические характеристики объектива

Фокусное расстояние	$f = 19,27$ мм
Относительное отверстие	$D:f = 1:3$
Угловое поле	$2\omega = 41^\circ$
Объектив исправлен для длины волны	0,63 мм
Диаметр кружка рассеяния	30 мкм
Диаметр входного зрачка	6,44 мм
Масса объектива без бленды	0,05 кг

Энергетический расчет звездного датчика и экспериментальные результаты. Для обеспечения надежной работы системы ориентации необходимо обеспечить некоторое соотношение между полезным сигналом и шумом. Выбор величины этого соотношения зависит от вида обработки, применяемой в данном приборе. В датчике применяются различные алгоритмы обработки на различных этапах работы прибора. Условно можно выделить три основных режима работы: обнаружение звезд над уровнем шума, распознавание звезд и режим слежения.

Результаты энергетических расчетов датчика приведены на рис. 2. Расчеты проводились на основе методик, приведенных в литературе [6; 7], с учетом характеристик матрицы и объектива. Дополнительно введены поправочные коэффициенты:

коэффициент $k1 = 0,56$, учитывающий увеличение площади изображения из-за размазывания изображения за время экспозиции;

коэффициент $k2 = 0,5$, включающий коэффициент заполнения пиксела светом при случайном положении центра пятна рассеяния и коэффициент запаса.

Проведенные экспериментальные измерения подтвердили полученные расчеты. Измерения проводились как на фотометрическом стенде, так и при работе по реальному звездному небу. Полученные экспериментальные результаты позволяют сделать следующие выводы:

с помощью прибора можно обнаруживать и выделять звезды со звездной величиной, равной 3,2, при экспозиции 0,5 с и при использовании упрощенного алгоритма обработки;

прибор позволяет обнаруживать и выделять звезды со звездной величиной до 4,2, при экспозиции 0,5 с и реализации время затратного алгоритма обработки с использованием калибровочного кадра.

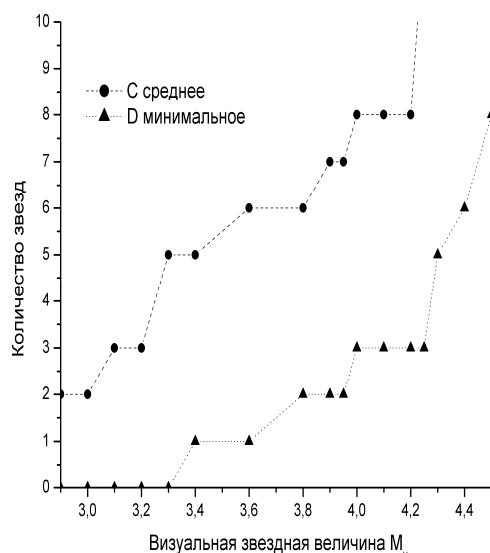


Рис. 1. Зависимость количества звезд, попадающих в поле зрения прибора от звездной величины

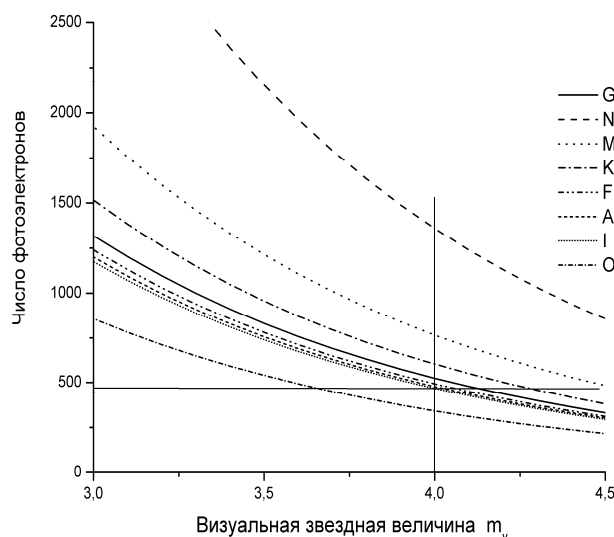


Рис. 2. Зависимость числа фотоэлектронов от звездной величины для звезд различного спектрального класса при экспозиции 0,5 с

Различие в сигналах от звезд различного спектрального класса потребовало создания собственного инструментального каталога, с учетом спектральной чувствительности прибора, с целью ограничения количества звезд с инструментальной видимостью до 4,5.

В ИКИ РАН разработан макет миниатюрного звездного датчика, предназначенного для работы в составе систем ориентации малых спутников.

Таблица 3

Основные технические характеристики датчика

Масса	250 г
Габаритные размеры	67,5×56×91 мм
Напряжение питания	27 В
Потребляемая мощность	3 Вт
Частота выдачи информации	≥2 Гц
Погрешность определения ориентации: в грубом режиме (угловая скорость вращений до 0,15 град/с)	≤3 угл. мин
в точном режиме (угловая скорость вращений до 0,05 град/с)	≤30 угл. с

Внешний вид датчика представлен на рис. 3.

В настоящее время продолжают работы по улучшению характеристик разработанного датчика. Работы ведутся в направлении как улучшения и оптимизации алгоритмов работы, так и миниатюризации датчика. Исследуется возможность применения новых перспективных светочувствительных матриц.

Выводы: разработан, изготовлен в виде опытного образца и испытан миниатюрный звездный датчик для системы ориентации наноспутников.

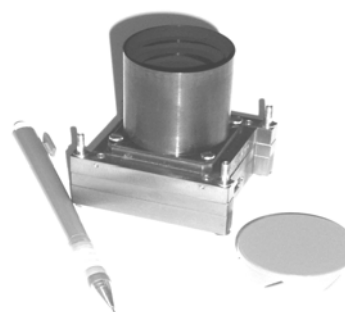


Рис. 3. Внешний вид миниатюрного звездного датчика

Библиографические ссылки

1. Bright Star catalogue. /5th Revised Ed. Hoffleit E.D., Warren Jr.W.H.
2. Star 1000 datasheet. URL: <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. Аванесов Г. А., Акимов В. В., Воронков С. В. Исследование влияния космической радиации на электрорадиоизделия и оптоэлектронные приборы // 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. 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, № 3. P. 267–276.

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 seminary 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 однокристальных, 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.