

В. С. ЛОБАНОВ, Н. В. ТАРАСЕНКО, В. Н. ЗБОРОШЕНКО

## НАПРАВЛЕНИЯ РАЗВИТИЯ СИСТЕМ ОРИЕНТАЦИИ И СТАБИЛИЗАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ РАЗЛИЧНОГО НАЗНАЧЕНИЯ

*Приведены требования, предъявляемые к системам ориентации и стабилизации (СОС) космических аппаратов (КА). Рассмотрено состояние разработки отечественных звездных датчиков, инерциальных измерителей и бортовых вычислительных систем, а также проблемы и перспективы их дальнейшего развития для СОС КА.*

**Ключевые слова:** космический аппарат, система ориентации и стабилизации, гироскоп, звездный датчик, бортовой компьютер.

### Введение

Системы ориентации и стабилизации обеспечивают управление движением космических аппаратов вокруг центра масс. СОС осуществляют наведение целевой аппаратуры на объекты наблюдения, выполняют ориентацию КА в различных системах координат, обеспечивают гашение угловых скоростей после отделения от ракеты-носителя или разгонного блока [1, 2].

В состав СОС входят, как правило, оптико-электронные приборы ориентации, инерциальные измерители, исполнительные органы – управляющие двигатели-маховики, силовые гироскопические комплексы или двигатели ориентации и бортовые вычислительные комплексы (БВК) [1, 2].

Основными направлениями совершенствования СОС являются минимизация массогабаритных характеристик и энергопотребления, повышение точности ориентации и стабилизации, обеспечение отказоустойчивости, радиационная стойкость, повышение срока активного существования (САС) до 15–20 лет.

### Требования к системе ориентации и стабилизации КА

Для КА различного назначения конкретные требования к системе ориентации и стабилизации трансформируются различным образом в зависимости от задач, которые решает космический аппарат (научные наблюдения, дистанционное зондирование Земли, связь и др.).

---

**Лобанов** Валентин Степанович. Кандидат технических наук, старший научный сотрудник, начальник отдела ФГУП «Центральный научно-исследовательский машиностроения» (г. Королев, Московская обл.). Действительный член международной общественной организации «Академия навигации и управления движением».

**Тарасенко** Наталия Владимировна. Кандидат технических наук, доцент по специальности, начальник сектора ФГУП «Центральный научно-исследовательский машиностроения».

**Зборошенко** Валентина Николаевна. Главный специалист ФГУП «Центральный научно-исследовательский машиностроения».

Статья по докладу на XXIX конференции памяти выдающегося конструктора гироскопических приборов Н.Н.Острякова, 2014 г.

Например, для КА, предназначенных для астрофизических исследований (серии «Спектр»), определяющим фактором, влияющим на структуру и состав системы управления, являются точность наведения и стабилизации научной аппаратуры в инерциальном пространстве.

Для КА типа «Спектр-Р», например, точность наведения научной аппаратуры составляет 32" по углу, точность стабилизации 2,5"; для КА «Спектр-УФ» точность наведения научной аппаратуры 0,1" по углу и  $2 \cdot 10^{-5}$  °/с по угловой скорости [3–5].

Для КА, предназначенного для получения данных ДЗЗ в интересах сельского и лесного хозяйства, экологического мониторинга, геологического картографирования и др., точность ориентации составляет 0,1°, стабилизации – 0,001°/с [6].

Для телекоммуникационных КА характерен увеличенный САС до 15–20 лет, обеспечение высокой радиационной стойкости к накопленной дозе, тяжелым заряженным частицам (ТЗЧ) и галактическим космическим лучам при сравнительно высокой точности ориентации (КА серии «Ямал», КА серии «Экспресс» и др.). Например, точность ориентации для платформ типа «Экспресс 1000К», «Экспресс 1000НТВ», «Экспресс 2000» составляет  $\pm 0,07^\circ$  [7].

В последнее время одной из важных тенденций развития космической техники является создание малых космических аппаратов (МКА).

Первые МКА появились как опытные образцы университетских разработок, используемые либо как средство приобретения опыта в создании и эксплуатации космической техники, либо как инструмент для отработки новых инженерных и технологических решений. Однако благодаря новейшим достижениям в электронике и других областях науки и техники появилась возможность миниатюризации практически всех служебных систем КА без ущерба для их функциональных качеств и использования МКА для решения достаточно сложных научных и прикладных задач. При этом относительно небольшая стоимость создания отдельного МКА вместе с возможностью организации группового запуска нескольких таких аппаратов позволяет значительно снизить стоимость реализации различных космических проектов. МКА можно рассматривать как эволюционную ступень в переходе к микро- и наноспутникам (аппараты массой менее 10 кг) [8–9].

В качестве примера отечественных малых КА можно привести разработки ОАО «Корпорация «ВНИИЭМ»: МКА «Канопус-В» ( $m = 465$  кг) и «Михайло Ломоносов» ( $m = 625$  кг), точность ориентации по каждой из трех осей не хуже 5', точность стабилизации 0,001°/с, САС – не менее 5 лет [10]. Точность ориентации и стабилизации КА «Ионосфера» ( $m \sim 400$  кг) составляет соответственно 30' и  $\sim 0,01^\circ/\text{с}$ , САС – 8 лет [10].

Примером дальнейшей миниатюризации КА может служить микроспутник «Чибис-М» ( $m \sim 34$  кг) разработки ИКИ РАН. «Чибис-М» оснащен трехосной системой ориентации и стабилизации, обеспечивающей точность ориентации 0,1°. Система ориентации и стабилизации была разработана специалистами ООО «ИТЦ «СканЭкс» в сотрудничестве с ИКИ РАН и ИПМ им М.В. Келдыша РАН [11].

Появились разработки микроКА частных компаний. Так, 20 июня 2014 г. был выведен на орбиту первый российский частный спутник дистанционного зондирования Земли «ТаблетСат-Аврора» ( $m = 26$  кг) разработки «СПУТНИКС» – дочерней компании ИТЦ «СканЭкс» (одна из первых российских частных ком-

паний, специализирующихся на разработке служебных систем для микроКА, микроспутниковых платформ на основе этих систем и др.). Точность системы ориентации платформы «ТаблетСат» составляет  $\pm 30''$  по углу и  $\pm 0,001$  %/с по скорости [12]. Система ориентации для платформы «ТаблетСат» разрабатывалась также совместно с ИКИ РАН и ИПМ им. М. В. Келдыша РАН [11].

### **Звездные датчики**

Анализ схем построения СОС КА различного назначения показывает, что одной из наиболее распространенных схем является построение бесплатформенной инерциальной навигационной системы с коррекцией углов ориентации по показаниям звездных датчиков (ЗД).

Широкопольные звездные датчики на базе ПЗС-матриц, определяющие параметры ориентации путем сравнения изображения наблюдаемого участка звездного неба с хранящимся в памяти бортового компьютера звездным каталогом, начали применяться как средство измерения параметров ориентации КА в конце 80-х годов прошлого века.

В последние годы в связи с улучшением эксплуатационных характеристик звездных датчиков СОС строятся с использованием ЗД как основного измерительного прибора, при этом датчики угловой скорости (ДУС) используются на участках разворотов и коррекции КА или для стабилизации КА при возможных засветках ЗД.

Типичный современный звездный датчик состоит из оптической системы (объектива), матричного приемника излучения (ПЗС или КМОП) и блока электроники. Характеристики звездных датчиков зависят в основном от параметров объектива и приемника излучения.

Основными отечественными разработчиками звездных датчиков являются ИКИ РАН, НПП «Геофизика-Космос», ФГУП «МОКБ «Марс», ЗАО «НПО «Лептон» и др. [13].

В настоящее время за рубежом насчитывается более 10 производителей звездных приборов, среди них: SODERN (Франция), Surrey Satellite Technology Limited (SSTL) (Англия), Jena-Optronik (Германия), Galileo Avionica (Италия), Ball Aerospace (США), Goodrich (США).

На зарубежных КА в качестве звездных приборов стали применяться датчики с использованием КМОП-матриц с технологией Active Pixel Sensors (APS), которые являются более радиационно-стойкими, чем приборы на ПЗС-матрицах.

Характеристики некоторых из отечественных и зарубежных звездных датчиков приведены в табл. 1 [13–15].

Исторически первый отечественный широкопольный звездный прибор – блок определения координат звезд (БОКЗ) был разработан ИКИ РАН. Первое поколение приборов БОКЗ отработало 10 лет на КА «Ямал-100», функционирует на МКС с 2000 года и на КА «Ямал-200» с 2003 года. Следующее поколение приборов, получивших название БОКЗ-М, начало эксплуатироваться в космосе с 2004 года.

В настоящее время ИКИ РАН ведет разработку линейки приборов различных классов. Малогабаритный прибор массой до 1 кг обладает точностью определения ориентации до  $0,7''$ , частотой обновления информации до 10 Гц и диапазоном угловых скоростей до 10 %/с [16].

Т а б л и ц а 1

Прибор	Масса, кг	Энергопотребление, Вт	Точность определения ориентации $\sigma_{x,y}/\sigma_z$ "	Максимальная угловая скорость, °/с	Частота обновления информации, Гц	Поле зрения, град	Число элементов матрицы
БОКЗ-МФ (ИКИ РАН)	1,6	11	5 / 12	4	1 (4)	18×18	ПЗС 512×512 (1024×1024)
БОКЗ-М60 (ИКИ РАН)	4	9	1,5 / 15	1,2	1	8×8	ПЗС 512×512
БОКЗ-М60/1000 (ИКИ РАН)	4,5	10	1 / 10	3	4	18×18	1024×1024
АД-1 (МОКБ «Марс»)	3,85	не более 15	15-20	0,067	0,5	12×12	ПЗС 512×512
ASF45/40 (ОАО «Пеленг»)	2,45	10	1,4 / 10,2 ( $\omega=0,067$ °/с)	3	12	25,6	КМОП 2048×2048
345К (НИИ «Геофизика-Космос»)	1,7	12	7 / 20	—	До 10	—	—
348К (НИИ «Геофизика-Космос»)	3,7	11,5	11	1	5	15×15	КМОП 1024×1024
SED26 (SODERN)	3,3	7	1 / 5	20	10	-	ПЗС 1024×1024
HYDRA (SODERN)	4,2	12	3	10	30	23×23	КМОП 1024×1024
Altair-HB Star Tracker (SSTL)	1,7	3	5 / 17	0,5	1	16×11	ПЗС
ASTRO APS (Jena-Optronik)	1,8	9	2 / 15	5	10	20×20	КМОП 1024×1024

В рамках совместных работ с ООО «СПУТНИКС» разрабатывается прибор SX-SR-MINI\_BOKZ-01, предназначенный для использования в контуре системы определения ориентации микроКА для точного определения ориентации в инерциальной системе координат с помощью анализа снимка звездного неба. Ошибка определения направления оптической оси <1", ошибка определения угла разворота вокруг оптической оси <6", масса прибора <0,5 кг [11]. Более тяжелый прибор массой до 4 кг обладает точностью до 0,1", частотой обновления информации до 40 Гц и диапазоном угловых скоростей до 10°/с. [16].

Традиционно основными направлениями совершенствования звездных приборов КА являются повышение точности и помехозащищенности, снижение массы и габаритов, увеличение срока службы. По мере накопления опыта экс-

плуатации современных звездных приборов на КА различного назначения является необходимость введения еще одной группы показателей, характеризующих эксплуатационные возможности приборов, – показателей сбоеустойчивости. Именно проблема обеспечения сбоеустойчивости при воздействии факторов космического пространства сегодня выдвигается в разработках НПП «Геофизика-Космос» на первое место [17].

Повышение сбоеустойчивости аппаратуры можно обеспечивать двумя путями – использованием сбоеустойчивой элементной базы и разработкой специальных мер по парированию сбоев. Для разработчиков аппаратуры предпочтителен первый путь, но он не всегда возможен, поэтому на практике вынужденно используется и второй путь.

Особенность современных звездных приборов по сравнению с предшествующими состоит в резком увеличении числа задач по обработке информации, которые могут быть реализованы только программными средствами с помощью вычислителей высокой производительности. К таким функциям относятся: выделение слабых сигналов на фоне всевозможных помех (световых, электрических и электромагнитных, порождаемых заряженными частицами космического пространства и т.п.), высокоточное измерение угловых координат с учетом паспортизации и различных калибровок, распознавание групп звезд, вычисление матриц или кватернионов ориентации и др. Отсюда вывод – быстродействующий вычислитель с большим объемом памяти, работающий в реальном времени, – неотъемлемая принадлежность современных звездных приборов, и все сбои, присущие современным элементам вычислительной техники, в той или иной степени могут проявляться при работе звездных приборов. Но, с другой стороны, и все методы парирования сбоев, применяемые в вычислительной технике, также могут быть применены в вычислителях звездных приборов.

Другая особенность современных звездных приборов – это использование многоэлементных матричных приемников излучения. Такой приемник, содержащий несколько миллионов пикселей, собирает в каждом кадре огромное количество информации о различных источниках излучения, что полезно с точки зрения обеспечения основных характеристик – точности и помехозащищенности. Но одновременно в таком приемнике генерируются в большом количестве новые разновидности помех – начиная от неоднородностей темновых и световых сигналов самого приемника и кончая одиночными эффектами реакции пикселей на воздействие заряженных частиц. Эти помехи могут быть источником дополнительных сбоев, что требует создания специальных алгоритмов как для идентификации сбоев, так и для борьбы с ними [17].

Таким образом, основными направлениями совершенствования отечественных звездных датчиков являются:

- повышение точности измерения до  $0,1-1''$ ;
- увеличение допустимой угловой скорости КА до  $5-10^\circ/\text{с}$ ;
- увеличение частоты съема измерительной информации (не менее 10 Гц);
- минимизация массогабаритных характеристик и энергопотребления;
- увеличение радиационной стойкости;
- обеспечение САС до 15 лет;
- переход на отечественную электронную компонентную базу (ЭКБ);
- повышение сбое- и отказоустойчивости.

Повышение технических характеристик отечественных ЗД связано также с улучшением характеристик фотоприемных устройств, переходом на КМОП-

матрицы, разработкой новых алгоритмов обработки сигналов, улучшением характеристик бленд, объективов и др.

### **Инерциальные измерители**

Инерциальные измерители являются неотъемлемой частью СОС космических аппаратов различного назначения. В настоящее время в СОС отечественных и зарубежных КА применяются бесплатформенные инерциальные блоки на основе гироскопов различных типов: поплавковых, динамически настраиваемых, электростатических, лазерных, волоконно-оптических и твердотельных волновых гироскопов. Первые три типа гироскопов принято называть классическими гироскопами роторного типа, а последние три типа – твердотельными гироскопами нового поколения. Они не имеют традиционного элемента гироскопа – вращающегося ротора [18, 19].

На отечественных КА до настоящего времени использовались приборы на основе поплавковых и динамически настраиваемых гироскопов разработки филиала ФГУП «ЦЭНКИ» – НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова. Они применяются в системах управления действующих и перспективных космических аппаратов «Ямал-100», МКС, Sesat, «Ямал-200», EgyptSat, «Электро-Л», «Спектр-Р», «Экспресс-МД», «Спектр-РГ», KazSat, «Экспресс-АМ», «Амос-5», «Ямал-300К» и др. [20]. Эти гироскопы относятся к числу наиболее высокоточных и дорогостоящих чувствительных элементов, но имеют повышенные массу и энергопотребление.

В настоящее время в системах ориентации и стабилизации отечественных КА («Ресурс-ДК», «Ресурс-П», «МКА-ФКИ», «Метеор-М», «Союз-ТМА» и др.) широко применяются волоконно-оптические гироскопы (ВОГ). Разработкой отечественных ВОГ и приборов на их основе занимаются, в частности, НПП «Антарес» (совместно с ЗАО «Физоптика»), НПК «Оптолинк», НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова, АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», «Пермская научно-производственная приборостроительная компания» (ПНППК), НПО ИТ, ФГУП «НППЦ АП им. академика Н.А. Пилюгина» и др. [20–24].

Практическое применение получили две схемы: ВОГ прямого преобразования с разомкнутой схемой обработки сигнала (open loop) и ВОГ с замкнутой схемой обработки сигнала (closed loop). Детальное описание ВОГ прямого преобразования можно найти в работе [25], а описание ВОГ с замкнутой схемой обработки сигнала, например, в [26].

В НПП «Антарес» создается ряд приборов с разомкнутой схемой обработки сигнала под общим названием БИУС - ВОА со случайной составляющей ухода  $(5 \div 20) \times 10^{-5}$  °/с. Масса приборов 2,5–6,4 кг. Базовая модель БИУС эксплуатируется с 2006 г. [21, 23].

Компанией НПК «Оптолинк» разработано и серийно выпускается семейство одноосных ВОГ с замкнутой схемой: ОИУС-2000, ОИУС-1000, ОИУС-501 и ОИУС-200, отличающихся длиной и диаметром волоконного контура, а также трехосные приборы ТИУС-500 и ВОБИС. ВОБИС предназначен для использования в системе ориентации и стабилизации КА на высокой орбите в течение 15 лет эксплуатации. Случайное отклонение нулевого сигнала не более 0,03°/ч, масса 2,7 кг [24, 26].

В табл. 2 представлены основные технические характеристики ВОГ разработки НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова [20].

Таблица 2

Параметры	КИНД11-221	КИНД11-222	КИНД11-240
Диапазон измеряемой угловой скорости, °/с	±50	±60	±35
Цена единицы младшего разряда выходной информации, угл. с	0,01	0,01	3
Случайная погрешность масштабного коэффициента ( $3\sigma$ ), %	0,01	0,01	0,04
Случайная составляющая скорости ухода ( $3\sigma$ ), °/ч	0,03	0,005	0,2
Шум (случайное блуждание), °/√ч	0,002	0,0005	0,003
Габаритные размеры, мм	∅103×25	∅122×27	∅72×21
Масса, г	600	900	140
Длина световода, м	1000	2000	500
Стадия разработки	Опытные образцы		

В настоящее время в НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова на основе ВОГ типа КИНД11-222 и струнных акселерометров разрабатывается инерциальный измерительный прибор для системы управления перспективной пилотируемой транспортной системы. Случайная составляющая нулевого сигнала  $\pm 0,015$  °/ч, масса прибора 9 кг [20].

В качестве примера зарубежных приборов на основе ВОГ можно привести приборы семейства ASTRIX фирмы IXSEA (Франция), которые в настоящее время функционируют на различных КА, в частности на КА ДЗЗ Pleaides (Astrix 200), Plank, Sentinel 1 (Astrix 120). Особенностью построения приборов Astrix 200 и Astrix 120 является то, что блок чувствительных элементов отделен от блока электроники, выделяющего тепло. Блок чувствительных элементов состоит из четырех электрически и функционально независимых каналов ВОГ, обеспечивающих необходимую избыточность. Приборы Astrix 120 и Astrix 200 имеют случайный уход нулевого сигнала соответственно 0,01 и 0,0005 °/ч. Длина волоконного контура у Astrix 120 составляет 1 км, а у Astrix 200 – 5 км [27, 28].

В целом приборы на основе ВОГ среднего класса точности являются в настоящее время наиболее перспективным и массовым инерциальным прибором для использования в системах ориентации и стабилизации отечественных КА. Высокая эксплуатационная надежность ВОГ подтверждена результатами успешных летных испытаний на целом ряде отечественных КА – за все время испытаний не наблюдалось катастрофических отказов ВОГ.

К настоящему времени продолжаются летные испытания ВОГ и уточнение технических (прежде всего точностных) характеристик. Остаются не до конца решенными проблемы создания высокоточных ВОГ с точностными характеристиками на уровне поплавковых гироскопов, проблемы температурной компенсации, радиационной стойкости волокна, сохранения характеристик ВОГ при длительной эксплуатации на орбите и др. [21, 24].

На зарубежных КА в последнее время используются волоконно-оптические и твердотельные волновые гироскопы (ТВГ). При этом для высокоточных КА предпочтение отдается приборам на ТВГ [29, 30].

Зарубежные приборы на ТВГ обладают исключительно высокими и стабильными точностными характеристиками, повышенной радиационной стойкостью, малыми размерами, низким уровнем шума, что делает его предпочтительным для применения в системах управления высокоточных КА с длительным

сроком активного существования. Наибольших успехов в разработке приборов на ТВГ добилась фирма Northrop Grumman (США). Прибор Scalable SIRU на основе миниатюрного ТВГ (масса ТВГ менее 0,28 кг) имеет величину систематической составляющей ухода 0,003–0,0003 °/ч. Этот прибор сертифицирован для применения в условиях космоса, обладает радиационной стойкостью и применяется на различных КА, начиная с 1996 года. Радиационно-стойкий электронный модуль состоит из двух блоков электроники, каждый из которых включает процессор, блок питания и интерфейс ввода-вывода. По состоянию на июль 2013 г. Scalable SIRU отработал в космосе на 125 КА 25 млн. часов без единого отказа [29,30].

В России ТВГ выпускает ЗАО «Инерциальные технологии «Технокомплекс» (дочернее предприятие Раменского приборостроительного конструкторского бюро) и ЗАО «НПП «Медикон» [31, 32].

В настоящее время ЗАО «Медикон» создан макет прибора космического применения, который обладает малыми габаритами, высокой точностью и радиационной стойкостью. В основу датчика положена «двухдетальная» конструкция, использующая кварцевый полусферический резонатор Ø30 мм и кварцевая плата управления с металлизированными электродами. Благодаря простоте конструкции габариты датчика составили Ø47×45 мм, масса 119 г. Был разработан, изготовлен и прошел лабораторно-отрабочные испытания трехосный измеритель угловой скорости на базе ТВГ. По итогам испытаний получено значение нестабильности нулевого сигнала 0,01-0,02 °/ч. Масса трехосного ДУС 2,4 кг, потребляемая мощность 11 Вт.

По совокупности точностных параметров, надежности и ресурса, с учетом малых габаритных размеров, массы и потребляемой мощности, можно утверждать, что разрабатываемый измеритель соответствует современному уровню [32].

Революционным прорывом в уменьшении массогабаритных, энергетических и стоимостных характеристик (на порядки) явилось создание нового класса гироскопов – микромеханических гироскопов (ММГ). Среди зарубежных разработчиков можно назвать Лабораторию им. Ч. Дрейпера (первые), Analog Devices, Systron Donner, Honeywell, Murata, Sensorog Technologies. Отечественными разработчиками являются – ЦНИИ «Электроприбор», ООО «НПК «Оптолинк», ОАО «НИИФИ», НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова, ЗАО «Инерциальные технологии «технокомплекс» и др. [18, 20, 31, 33–35].

Основные достоинства ММГ – супермалые масса и габариты (доли грамма и единицы миллиметров), энергопотребление (доли ватта) и стоимость (единицы и десятки долларов). Основным недостатком ММГ – это сравнительно низкая точность (десятки и сотни градусов в час).

В качестве примера современных разработок ММГ можно привести гироскопы компании Sensorog Technologies, которая имеет 30-летний опыт разработки и производства MEMS-датчиков, в том числе и для авиакосмической отрасли. STIM202 представляет собой сборку из трех высокоточных гироскопов в миниатюрном корпусе. Стабильность смещения нуля STIM202 составляет менее 2 °/ч (до 0,5 °/ч). Недавно эта компания выпустила на рынок STIM300 – блок инерциальных измерителей, объединяющий три высокоточных ММГ со стабильностью смещения нуля 0,5 °/ч [33, 34]. Однако в целом ММГ пока остаются низкоточными приборами.

Таким образом, основными направлениями совершенствования отечественных инерциальных приборов являются:

- разработка высокоточных волоконно-оптических гироскопов с характеристиками на уровне поплавковых гироскопов для астрофизических КА;
- разработка твердотельных волновых гироскопов;
- минимизация массогабаритных характеристик и энергопотребления;
- переход на отечественную электронную компонентную базу.

### Бортовой вычислительный комплекс

Алгоритмы СОС реализуются в бортовом вычислительном комплексе (БВК), в состав которого в общем случае входят бортовая вычислительная машина (БЦВМ), интерфейсные шины, устройства обмена – адаптеры связи с бортовыми системами и устройствами, программное обеспечение.

Разработкой вычислительных средств космического назначения занимаются различные компании. В их числе НТЦ «Модуль», АНО «НТИЦ «Техком», ОАО «НИИ «Субмикрон», ОАО «НИИ «Аргон», НИИСИ РАН. В табл. 3 приведены характеристики современных отечественных БЦВМ [36–39].

Таблица 3

Параметр/модель	БВК	ЦВМ 22	ВМ	ЦВМ 40
Разработчик	НТЦ «Модуль»	АНО «НТИЦ «Техком»	ОАО «НИИ «Субмикрон»	ОАО «НИИ Аргон»
Проект	2010	2009	2010	2010-2011
САС, лет	15	5	5	15
Процессор	R4000	1890ВМ1Т	1В578	1890ВМ2Т
Частота, МГц	96	80	24	84
Масса, кг	3,5 (1+1)	4 (1+1)	4 (1+1)	2,2 (1+1)
Потребляемая мощность, Вт	20	25	20	15,5
ОЗУ, Мб	8	2	2	8
ППЗУ, Мб	8	2	2	8

В настоящее время на предприятии НИИСИ РАН создается элементная база для радиационно-стойких и сбоеустойчивых БЦВМ космического применения [40-41]. В частности, разработаны 32-разрядный микропроцессор 1900ВМ2Т с резервированием на уровне блоков с самовосстановлением после сбоя, двухкристальный модуль статического ОЗУ емкостью 2 Мбит, восьмикристальный модуль статического ОЗУ емкостью 8 Мбит. В наибольшей степени готовности находятся многокристальный модуль «Багет83\_микро» и микросхема 1907ВЕ1Т.

Многокристальный модуль «Багет83\_микро» реализует функции управляющей ЭВМ и включает в себя процессорное ядро на базе кристалла микросхемы 5890ВЕ1Т, контроллер МКО по ГОСТ Р 52070-2003 на базе кристалла микросхемы 5890ВГ1Т и оперативное запоминающее устройство статического типа емкостью 512 кб на базе 4 кристаллов микросхемы 1649РУ1. Предельно допустимая накопленная доза от воздействия ионизирующих излучений космического пространства составляет не менее 200 крад. Тиристорный эффект при воздействии ТЗЧ с уровнем до 80 МэВ·см<sup>2</sup>/мг отсутствует [41].

Микросхема 1907ВМ1Т является первым представителем широкого семейства разрабатываемых в НИИСИ РАН микросхем с изготовлением по технологии 0,25 КМОП КНИ (кремний на изоляторе). Микросхема представляет систему на кристалле и содержит помимо процессорного ядра широкий набор периферийных контроллеров, в том числе контроллер интерфейса SpaceWire. Процессорное ядро имеет рабочую частоту 100 МГц. Предельно допустимая накопленная доза от воздействия ионизирующего излучения космического пространства составляет не менее 200 крад. Тиристорный эффект при воздействии ТЗЧ с уровнем до 80 МэВ·см<sup>2</sup>/мг отсутствует [41].

В табл. 4 дается сравнение микропроцессоров НИИСИ РАН для космических приложений с лучшими зарубежными аналогами [40, 41].

Т а б л и ц а 4

Микропроцессор	RAD750	UT699	RAD-Hard BRE440	5890BE1T	1900BM2T	1907BM1T
Компания	BAE Systems	Aero-flex	Broad Reach Engineering	НИИСИ РАН	НИИСИ РАН	НИИСИ РАН
Архитектура	PowerPC 750	SPARC V8	Power PC 440	КОМДИВ	КОМДИВ	КОМДИВ
Технология, мкм	0,15	0,25	0,15 КНИ	0,5 КНИ	0,35 КНИ	0,25 КНИ
Частота, МГц	200	66	83	33	66	100
Рад. стойкость, крад	1000	100	1000	100	100	200
Год начала производства	2010	2010	2010	2009	2012	2014

Как можно видеть из данных табл. 4, что уровень развития цифровой элементной базы для космических приложений в России соответствует современному. В настоящее время есть возможность полностью удовлетворить потребности разработчиков бортовых космических систем современной, качественной, стойкой к воздействию ионизирующего излучения космического пространства элементной базой. Определяющим в дальнейшем развитии вычислительных средств является разработка отечественной элементной компонентной базы, обеспечивающей требуемую производительность, массогабаритные характеристики и радиационную стойкость.

### **Выводы**

Проведен анализ отечественного космического приборостроения, сформулированы направления развития систем ориентации и стабилизации космических аппаратов различного назначения и их составных частей. Можно ожидать, что в ближайшие годы уровень разработок отечественных оптико-электронных приборов, гироскопических измерителей и вычислительных средств обеспечит разработку систем ориентации и стабилизации перспективных КА.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Бровкин А.Г.** Бортовые системы управления космическими аппаратами: Учебное пособие / Бурдыгов Б.Г., Гордийко С.В. и др.; под ред. А.С. Сырова – М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010. - 304 с.: ил.
2. **Проектирование и испытание бортовых систем управления** // Под редакцией А.С. Сырова – М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2011. - 344 с.: ил.
3. **Лобанов В.С.** Формирование требований к перспективным астроинерциальным системам управления астрофизических космических аппаратов / В.С. Лобанов [и др.] // Сб. трудов XXVIII конференции памяти Н.Н. Острякова. – СПб: ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2012. - С. 20-21.
4. **Лобанов В.С., Тарасенко Н.В., Шульга Д.Н., Зборошенко В.Н., Беляев Б.Б.** Перспективные астроинерциальные системы управления я астрофизических космических аппаратов // Гироскопия и навигация. – 2-13. - № 3. – С. 72-84.
5. **Международный проект «Радиоастрон».** Сайт Федерального космического агентства <http://www.federal.space.ru/main.php?id=363>.
6. **Аванесов Г.А.** Система датчиков гида в контуре наведения космического телескопа проекта СПЕКТР-УФ / Г.А. Аванесов, Е.В. Белинская, С.В. Воронков, Н.А. Строилов, И.Ю. Касанов, М.И. Куделин, А. В. Никитин // Сб. трудов Третьей Всероссийской научно-технической конференции «Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов».- ИКИ РАН, 2013. - С. 38-46.
7. **Сайт ГКНПЦ имени М.В.Хруничева** <http://www.khrunichev.ru/main.php?id=70>
8. [http://ru.wikipedia.org/wiki/Экспресс\\_\(спутниковая\\_платформа\)](http://ru.wikipedia.org/wiki/Экспресс_(спутниковая_платформа)).
9. **Применение микроспутников** удешевит космические программы: <http://www.interfax.by/article/1123001>.
10. **Севастьянов Н.Н.** Анализ современных возможностей создания малых космических аппаратов для дистанционного зондирования Земли / Н.Н. Севастьянов [и др.] // Труды МФТИ. – 2009. – Том 1, № 3. - С. 14-22.
11. **Сайт ОАО «Корпорация «ВНИИЭМ»:** <http://www.vniiem.ru>.
12. **Ивлев Н.А.** Разработка системы ориентации и стабилизации микроспутников / Н.А. Ивлев [и др.] // Сб. трудов X конференции молодых ученых «Фундаментальные и прикладные космические исследования». - М.: ИКИ РАН, 2014. - С. 43-60.
13. **Сайт компании СПУТНИКС:** <http://www.sputnix.ru>
14. **Дятлов С.А.** Обзор звездных датчиков ориентации космических аппаратов / С.А. Дятлов, Р.Б. Бессонов // Сб. трудов Всероссийской научно-техн. конференции «Современные проблемы определения ориентации и навигации космических аппаратов».- М.: ИКИ РАН. 2009, - С. 11-31.
15. **Котов М.Н.** Звездные датчики на базе КМОП-фотоприемника / М.Н. Котов, В.И. Крумкач, А.И. Лимановский, А.Н. Ткаченко, А.В. Шиманович // Сб. тезисов Всероссийской научно-технической конференции «Современные проблемы определения ориентации и навигации космических аппаратов» - М.: ИКИ РАН, 2012. - С. 14-15.
16. **Сайт ОАО «Пеленг»** <http://www.peleng.by>
17. **Аванесов Г.А.** Опыт эксплуатации и перспективы развития приборов звездной ориентации БОКЗ / Г.А. Аванесов, Р.В. Бессонов, А.А. Форш // Сб. тезисов Второй международной научно-технической конференции «Актуальные проблемы создания космических систем дистанционного зондирования Земли».- М.: ОАО «Корпорация «ВНИИЭМ», 2014. - С. 41-42.
18. **Федосеев В.И.** Проблемы совершенствования современных отечественных приборов ориентации космических аппаратов по звездам / В.И. Федосеев // Сб. тезисов Второй международной научно-технической конференции «Актуальные проблемы создания космических систем дистанционного зондирования Земли».- М.: ОАО «Корпорация «ВНИИЭМ», 2014. - С. 38-40.
19. **Джашитов В.Э.** Общая и прикладная теория гироскопов / В.Э. Джашитов, В.М. Панкратов, А.В. Голиков. - СПб.: ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2010. - 154 с.
20. **Горелов Ю.Н.** К задаче оптимизации программ управления угловым движением космического аппарата дистанционного зондирования Земли / Ю.Н. Горелов, Л.В. Курганская, А.И. Мантуров [и др.] // Гироскопия и навигация. - 2014. - №.1(84). - С. 81-97.
21. **Сайт ФГУП «ЦЭНКИ»** [http://www.tsenki.com/production\\_technologies/hirosopic](http://www.tsenki.com/production_technologies/hirosopic)

22. **Пылаев Ю.К.** Волоконно-оптический гироскоп космического применения. Опыт разработки, производства и эксплуатации / Ю.К. Пылаев [и др.] // Сб. трудов XX Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам. – СПб.: ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электронприбор», 2013. - С. 22-31.
23. **Сайт ЗАО «Физоптика»** <http://www.fizoptika.com/>
24. **Сайт НПП «Антарес»** <http://npp-antares.ru/productions.html>
25. **Сайт ООО НПК «Оптолинк»** <http://www.optolink.ru/ru/>
26. **Листвин В., Логозинский В.** Миниатюрные волоконно-оптические датчики вращения // Электроника: НТБ. - 2006. - №8. - С. 4–8.
27. **Коркишко Ю.Н.** Бесплатформенные инерциальные навигационные системы на основе волоконно-оптических гироскопов / Ю.Н. Коркишко Ю.Н. [и др.] // XX Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. - СПб.: ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электронприбор», 2013. - С. 75-82.
28. **Кросс Ж.** Почему технологии волоконно-оптических гироскопов являются лучшим ответом на потребности полетов в целях наблюдения Земли? / Ж. Крос // Сб. тезисов Второй международной научно-техн. конференции «Актуальные проблемы создания космических систем дистанционного зондирования Земли».- М.: ОАО «Корпорация «ВНИИЭМ». 2014. - С. 42-44.
29. **Сайт компании IXSEA** <http://www.ixsea.com>
30. **David M. Rozelle.** The Hemispherical Resonator Gyro: From Wineglass to the Planets». Northrop Grumman Co, Navigation Systems Division. White paper. AAS 09-176.
31. **Сайт компании Northrop Grumman** <http://www.northropgrumman.com>
32. **Сайт ЗАО Инерциальные технологии «Технокомплекса»** <http://www.inertech.ru>.
33. **Бодунов Б.П.** Твердотельный волновой гироскоп двухрежимной работы для космоса / Б.П. Бодунов [и др.] // Сб. трудов XX Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам. – СПб.: ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электронприбор», 2013. С. - 145-146.
34. **Сысоева С.** Ключевые сегменты рынка МЭМС-компонентов. Инерциальные системы – от low-end до high-end сегментов // Компоненты и технологии. - 2010. - № 5. - С. 22-30.
35. **Сысоева С.** Тенденции рынка High-end МЭМС-датчиков инерции. Новые уровни характеристик и исполнения // Компоненты и технологии. - 2014. - № 6. - С. 40–46.
36. **Сайт ОАО «НИИФИ»** <http://www.niifi.ru>
37. **Сайт ОАО «НИИ «Субмикрон»** <http://www.submicron.ru>
38. **Сайт ОАО «НИИ «Аргон»** <http://www.argon.ru>
39. **Сайт АНО НТИЦ «Техком»** <http://www.techcom.aero/cvm.php>
40. **Сайт НТИЦ «Модуль»** <http://www.module.ru>
41. **Осипенко П.Н.** Микропроцессоры и контроллеры НИИСИ РАН для аэрокосмического применения // Сборник докладов конференции «Разработка отказоустойчивых микропроцессорных систем управления». - М., 2012.
42. **Осипенко П.Н.** Изделия Научно-исследовательского института системных исследований РАН для аэрокосмических приложений / П.Н. Осипенко // Сб. трудов научно-техн. семинара «Научные эксперименты на малых космических аппаратах: аппаратура, сбор данных и управление, электронная компонентная база». - М.: Изд. ИКИ РАН, 2013. - С. 139-148.

**Abstract.** The directions of the orientation and stabilization system (OSS) development of space vehicles (SVs) of various purposes are considered. The requirements applied to SVs OSS are resulted. The development state of the domestic star trackers, inertial measuring instruments and onboard computing systems, and also problems and prospects of their further development for SVs OSS is considered.

**Key words:** spacecraft, orientation and stabilization system, gyroscope, star tracker, spaceborne computer