

УДК 520.6.05

О.Н. Замирец<sup>1</sup>, Я.О. Замирец<sup>2</sup><sup>1</sup> ГП Научно-исследовательский технологический институт приборостроения, Харьков<sup>2</sup> Национальный аэрокосмический университет имени Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков

## МЕТОДЫ И КОМПОНЕНТЫ ПОСТРОЕНИЯ АСТРОИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ СИСТЕМ ДЛЯ ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

*Изложены методы обеспечения ориентации космических аппаратов, принципы построения астроизмерительных систем. Приведены компоненты, технические характеристики и параметры приборов.*

**Ключевые слова:** астроизмерительная система, система ориентации, гироскоп, звездный датчик, ПЗС-матрица, КМОП-матрица.

### Введение

По общему признанию экспертов, мировой рынок спутниковых телекоммуникаций находится на подъеме. В последние пять лет мировой рынок спутникового ресурса рос в среднем на 6,7% в год. Совокупные годовые доходы спутниковых операторов фиксированной связи превысили 10 млрд. долларов, а средний уровень загрузки спутников фиксированной связи достиг нового максимума, составив 77%. И в дальнейшем мировой рынок спутникового ресурса будет уверенно развиваться темпами не ниже 5% в год. Рынок цифрового спутникового телевидения продолжает быть ключевым фактором развития спутниковой индустрии в целом. Сейчас через спутники транслируется около 30 тысяч телеканалов.

Рост рынка корпоративных сетей будет обусловлен в первую очередь быстрым ростом широкополосных спутниковых услуг. Рост количества малых станций спутниковой связи (VSAT), обслуживающих мировую нефтегазовую отрасль, составит в ближайшее десятилетие 6,8% [1].

В настоящее время наблюдается пик бизнес цикла в сфере производства коммерческих геостационарных спутников. Сейчас в стадии строительства находится более 30 геостационарных спутников фиксированной связи. В последние годы темп роста спроса на спутниковую емкость в Украине составляет около 8-10%, что выше, чем в среднем в мире. Ограничивает развитие спутниковой связи дефицит спутникового ресурса над Украиной.

Любой спутник связи эксплуатируется в составе системы, которая помимо космических аппаратов включает телепорты, телекоммуникационные и телевизионные сети, а также наземный комплекс управления спутниками. Поэтому системные требования к спутнику задаются исходя из критериев эффективности функционирования спутниковой системы, так как она производит телекоммуникационную услугу для конечного потребителя: телефону, передачу данных и телевидение. Основные

параметры космического аппарата должны обеспечивать качество и конкурентоспособность телекоммуникационной услуги, что позволяет оператору окупить инвестиции, вложенные в создание спутника. К ключевым параметрам спутника связи относятся мощность и количество транспондеров, зоны обслуживания, точность удержания в орбитальной позиции и точность ориентации антенн спутника на заданные районы Земли. Эти параметры прежде всего влияют на размеры и стоимость наземных станций спутниковой связи (ЗССС), которые потребители используют для организации связи. Поэтому чем сложнее и качественнее параметры спутника, тем проще и дешевле ЗССС, а значит, массовому потребителю выгоднее использовать услуги спутниковой связи. Но есть еще один параметр, принципиально влияющий на экономическую эффективность спутников: это срок активного функционирования на орбите, который по современным требованиям должен составлять не менее 15 лет [2].

Интерес к малым спутникам и бурное развитие этого направления объясняется короткими сроками разработки и изготовления, относительно низкой стоимостью самого аппарата с выводом его на орбиту. Немаловажным фактором, обусловленным развитием техники, является способность малых спутников выполнять некоторые задачи, которые ранее были подвластны только большим и дорогостоящим аппаратам. Кроме того, на базе нескольких миниатюрных спутников возможно создание формаций и группировок спутников, предоставляющих возможность проведения одновременно экспериментов в различных, но близких точках пространства.

Система ориентации имеет решающее значение для успеха всей миссии. Большинство первых спутников либо не имело систему ориентации, либо имело пассивную систему. Вообще, под пассивными системами понимаются такие системы, которые в процессе своего функционирования не расходуют энергетических ресурсов аппарата и не требуют информационного обеспечения. К активным отно-

сятся системы, включающие в свой состав датчики, вычислитель и исполнительные органы, потребляющие энергию. Развитие активных систем ориентации началось в основном благодаря запускам телекоммуникационных спутников, имеющих ограничение на направление антенны.

Основным способом ориентации при этом являлась стабилизация собственным вращением. В этом случае спутник, быстро вращаясь, ведет себя как гироскоп – очень долго сохраняет неизменным положение оси вращения. Все основные способы ориентации были принципиально реализованы в самом начале космической эры.

К системам ориентации малых спутников и их компоновке предъявляются особые требования в связи с ограниченными размерами спутника и весьма жесткими ограничениями по энергетике и вычислительным ресурсам. Если к точности ориентации спутников не предъявляются высоких требований, то можно и целесообразно использовать магнитные системы ориентации. Их принцип действия основывается на взаимодействии собственного магнитного момента спутника с внешним геомагнитным полем, в результате которого возникает управляющий механический момент. Магнитный момент может быть реализован пассивно с помощью постоянных магнитов и гистерезисных стержней или активно с помощью токовых катушек с намагничиваемым сердечником или без него. Такие системы конструктивно надежные и относительно простые. Возможность создавать на спутнике магнитное поле и управлять этим полем привела к разработке разнообразных систем и алгоритмов, использующих магнитные моменты для управления его угловым движением.

Другим распространенным методом обеспечения ориентации является использование маховиков. Преимуществами маховиков являются их высокая точность и быстродействие. Основным недостатком, в случае рассмотрения малых аппаратов, является цена. Кроме того, при использовании маховиков возникает проблема насыщения. Маховик может достичь максимальной скорости вращения, но при этом спутник еще не выйдет на номинальный режим ориентации. В этом случае необходимо затормозить маховик, создавая при этом момент, компенсирующий возникающий при его торможении. Обычно для разгрузки применяются магнитные катушки. [3].

Основными типами электромеханических исполнительных органов систем ориентации и стабилизации космических аппаратов, получившими широкое распространение являются двухступенные силовые гироскопы (гиродины). Основная задача гиродина – обеспечение пропорциональной зависимости угловой скорости рамки гироскопа (с раскрученным до номинальной скорости маховиком) от кода управления.

Базовым элементом для таких приборов служат бесконтактные двигатели постоянного тока, обладающие рядом преимуществ: по точности, ресурсу, массогабаритным и энергетическим характеристикам, в сравнении с другими типами двигателей.

Применяемые в настоящее время системы управления основаны на регулировании тока в фазах двигателя, а, следовательно, его электромагнитного момента. Такие системы не удовлетворяют требованиям, предъявляемым к приборам, из-за сильного влияния момента сопротивления на их выходные моментно-скоростные и моментно-регулирующие характеристики. Системы управления приводом вращения рамки гиродина также не обеспечивают требуемой точности реализации угловой скорости в зависимости от кода управления, что связано в основном с кинематической погрешностью редуктора и отсутствием точного датчика скорости. Так как угловая скорость рамки гиродина очень мала и при этом кратность регулирования составляет 0,015...0,06 0/с на единицу младшего разряда кода управления, то построение системы управления указанным приводом по традиционной схеме с обратной связью по скорости не дает удовлетворительного результата из-за наличия нелинейностей компонентов, смещений нулевого уровня и низкочастотных шумов [4].

Стремление создать систему ориентации, не ограничивающую движение КА, привели к разработке бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС). В таких системах сложная механика карданного подвеса заменялась не менее сложной математикой. Реализация таких систем требовала вычислителя, математическое обеспечение которого выполняет интегрирование кинематических уравнений по показаниям датчиков угловой скорости. Однако БИНС требовали начальной ориентации и, как любые гироскопические системы, нуждались в периодической коррекции. Поэтому неотъемлемой частью системы управления становились уже отработанные к тому времени оптические и инфракрасные астроприборы. Такие приборы позволяли определить направление на астрономические объекты: Землю, Солнце и звезды. Для построения трехосной ориентации в 70-80 гг. использовались астроприборы, принцип действия которых был основан на слежении за выбранным астроориентиром и автоматическом совмещении направления оптической оси прибора с направлением на астроориентир [5, 6]. С помощью таких приборов осуществлялась начальная выставка гироскопических систем и их периодическая астрокоррекция. Сложность процедуры астрокоррекции, выполнение которой прерывало решение целевой задачи КА, подталкивало технический прогресс в двух направлениях. С одной стороны, такая ситуация стимулиро-

вала разработку более высокоточных гироскопов с возможно малыми величинами собственных дрейфов. Со временем это привело к созданию целого ряда гироскопов, основанных на различных физических принципах и обладающих различными точностными и массово-габаритными характеристиками. В другом направлении велись изыскания по созданию более совершенных и удобных в использовании астроприборов. В результате в конце 80-х годов стали появляться первые звездные датчики, основанные на ПЗС-матрице и способные определять трехосную ориентацию по любому участку звездного неба.

Современные модификации астроизмерительных систем, обладая массой в несколько килограммов, определяют ориентацию с точностью до единиц угловых секунд. В последнее десятилетие существенно повысились технические характеристики звездных координаторов, а именно увеличилась частота обновления информации об ориентации и диапазон рабочих угловых скоростей. За счет этого стало возможным проводить квазинепрерывную калибровку гироскопов, практически полностью, исключая их дрейф.

Обеспечение высокого уровня информационных технических и эксплуатационных характеристик бортовых приборов малых космических аппаратов имеет решающее значение для достижения высокого технического уровня спутников в целом. Недостаточный ресурс работы, большие массогабаритные параметры и энергопотребление, и самое главное, невысокие информационные характеристики (пространственное разрешение, точность ориентации и стабилизации, качество калибровки и др.) многих современных приборов создают серьезные затруднения при разработке новых КА. В связи с этим необходимо уделять повышенное внимание совершенствованию аппаратной базы, повышению точности, быстродействия, помехозащищенности с одновременным уменьшением массогабаритных характеристик.

## Построение современных высокоточных астроизмерительных систем на базе звездных датчиков

### 1. Назначение астроизмерительных систем на базе звездных датчиков

Астроизмерительные системы (АИС) основаны на применении датчиков звездной ориентации, которые используются в системах управления космическими аппаратами (КА), начиная с первых шагов освоения космического пространства. Задолго до начала космической эры люди научились использовать звезды для решения навигационных задач. Поэтому создание оптических приборов, способных в автоматическом режиме выполнять слежение за звездами, было естественным развитием практиче-

ских знаний человечества. Помимо звезд, в качестве опорных ориентиров для решения задач, связанных с ориентацией и навигацией летательных аппаратов могут выступать и другие небесные объекты, например, Солнце или Земля. Существуют специальные приборы, позволяющие определять ориентацию КА по результатам съемки данных небесных тел (солнечные датчики, построители местной вертикали), кроме того существуют датчики звездной ориентации или, как их еще называют, «звездные координаторы».

Звездный датчик (*star tracker*) — прибор в составе космического аппарата, предназначенный для определения ориентации и является чувствительным элементом системы управления космического аппарата.

Звездный датчик (ЗД) регистрирует изображение звездного неба, отождествляя наблюдающиеся звезды по звездным каталогам, определяет направление визирования и следовательно, ориентацию космического аппарата в пространстве. ЗД может выдавать управляющий сигнал для систем стабилизации космического аппарата.

Области применения:

- определение ориентации космических аппаратов,
- обнаружение и каталогизация космического мусора

В конце 1980-х начали применяться широкопольные датчики на основе ПЗС-матриц, которые сравнивают полученное изображение звездного неба с имеющимся в памяти звездным каталогом.

Датчик может быть как автономным прибором содержащим блок обработки данных, так и использовать для этой цели вычислительные мощности бортовой ЭВМ.

При эксплуатации ЗД возможен ряд нештатных ситуаций:

- засветка матрицы Солнцем или другими телами,
- слишком быстрое вращение спутника.

Для борьбы с этими явлениями ЗД комбинируют с гироскопом.

Также дополнительно может быть установлен приёмник сигналов ГЛОНАСС/GPS.

В России разработкой и производством ЗД занимаются в Институте космических исследований РАН (ИКИ РАН), ОКБ «Марс», НПО «Геофизика—Космос» и НПО «Лептон». Разработка ЗД активно ведется и западными предприятиями: SODERN (Франция), «Ball Aerospace» (США), «Galileo Avionica» (Италия), «Draper Laboratory» (США), «Goodrich» (США), «Jena-Optronik» (Германия), TERMA (международная корпорация) и др.

Звездный датчик ориентации является оптико-электронным прибором на основе радиационно-

стойкой оптической матрицы. Не реже, чем раз в 0,5 секунды прибор снимает изображение звездного неба, на котором по взаимному расположению звезд вычисляется ориентация космического аппарата. Основные технические характеристики: поле зрения – конус  $40^\circ$ , точность определения ориентации при угловой скорости 0,05 град/сек – 30 угл.сек., максимально регистрируемая звездная величина +6 зв.вел., энергопотребление 1,8 Вт (с охлаждением или подогревом 2,8 Вт), масса 220 г.

## 2. Компоненты астроизмерительных систем

Звездный датчик состоит из оптической системы, которая включает микроканал, одиночный, или двойной объектив для обеспечения захвата фотонов звезд; детектора системы на основе прибора с зарядовой связью (ПЗС), прибора с инъекцией заряда (CID) или комплиментарного металл-оксид-полупроводника (CMOS), где фокусируется свет звезд, и электронного блока обработки, который оцифровывает и анализирует звездные данные [7].

Звездные датчики измеряют звездные координаты и сравнивают их с известными координатами из бортового звездного каталога или из предыдущих изображений. В общем, звездные датчики являются наиболее точными датчиками пространственного положения, потому что они обладают потенциалом достижения точности в пределах нескольких угловых секунд.

Самые первые звездные датчики требовали исходную оценку пространственного положения курса других бортовых датчиков. В 1940х – начало 1950х звездные датчики находили применение в авиации и управлении ракетами для обеспечения астрономической ссылки на местонахождение и определение азимута, которые были известны в течении дня и ночи. В 1950х и 1960х годах звездные датчики использовались в сочетании с гироскопическими – стабилизирующими платформами для более точного выравнивания направления ракеты перед запуском. Звездные датчики продолжают использоваться в качестве стабилизации околоземной орбиты, межпланетных спутников и космических кораблей. В связи с постоянным увеличением срока активного существования и предъявлением

более сложных требований к выполнению заданий, в состав ЗД были включены твердотельные устройства распознавания изображений, такие как ПЗС и КМОП матрицы, которые в результате резко улучшили надежность и точность пространственной информации.

Существуют такие типы звездных датчиков: звездные сканеры, которые используют вращение спутника производя поиск и сканирование, карданные звездные датчики, определяющие местоположение звезд с помощью механического движения и установленной базы звездных датчиков, электронным способом отслеживающая звезды [8]. Звездный сканер использовался на борту космического аппарата Галилео в дополнении к солнечным датчикам и гироскопам, для определения наиболее точного и окончательного пространственного положения (рис. 1) [9].

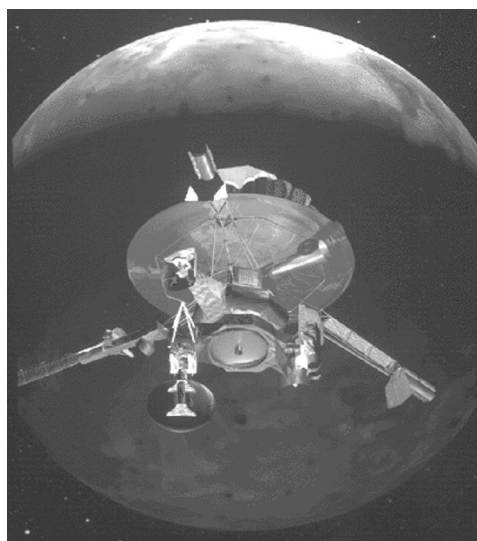


Рис. 1. Пример солнечного датчика космического аппарата Галилео

Космический аппарат воздушных сил Соединенных Штатов Америки SR-71 Blackbird, разведывательные самолеты RC-135 Rivet Joint и B-2 Spirit, представленные на рис. 2 [10 – 12], все используют карданные звездные датчики [13].

На борту корабля B-2 наблюдение звездного датчика осуществляется через 7-дюймовое окно, расположенное в левом крыле.



Рис. 2. Пример карданных звездных датчиков (слева направо – SR-71, RC-135, B-2)

На примерах показано, что звездные датчики были установлены на бортах одних из самых сложных космических аппаратов, спутниках и самолетах, которые добились впечатляющих успехов. Звездные датчики были выбраны в качестве первичных сенсоров пространственного положения для этих задач из-за их потенциала в области зондирования и высокой точности отслеживания звездных координат. В ответ на высокую точность выступает значительное увеличение массы, затраты на вычислительные ресурсы и потребление энергии. Несмотря на это, все эти миссии имели многомиллионные денежные ставки, где самые современные датчики пространственного положения были не только уместны, но и имели решающее значение, и поэтому эти недостатки были относительно незначительными.

Тем не менее, существует множество текущих миссий, многие из которых имеют высокий потенциал для значительного научного прогресса, и не могут позволить себе значительное увеличение массы, затраты на вычислительные ресурсы или потребление энергии. Повсеместное требование на снижение общего веса/объема спутников и космических аппаратов с целью минимизации затрат на запуск, потребует наличие датчиков пространственного положения, которые достаточно малы, чтобы соответствовать своим уменьшенным размерам аппаратных средств при одновременном сохранении их эффективности в определении пространственного положения.

Звездный датчик представляет собой два соосных противонаправленных либо сонаправленных телескопа. Каждый телескоп состоит из объектива и детектора (ПЗС-матрицы), имеет поле зрения  $9 \times 9$ , обладает чувствительностью достаточной для регистрации объектов 12-й звездной величины при времени экспозиции 1-2 сек. Точность определения ориентации лучше 0.5 угл. мин. (зависит от режима наблюдений). Возможна работа в режимах определения наведения и слежения. В режиме слежения возможна непрерывная работа, с определением ориентации и выдачей корректирующих сигналов в режиме реального времени.

Приборы серии «БОКЗ» (блок определения координат звезд ИКИ РАН) достаточно удачно эксплуатируются в Российской Федерации. Они предназначены для высокоточного определения в реальном времени параметров трехосной ориентации по изображениям сегментов звездного неба. Основными элементами приборов БОКЗ является цифровая телевизионная камера на ПЗС-матрице, мощный сигнальный процессор и источник вторичного электропитания. Прибор БОКЗ-М используется в качестве астрокорректора гироскопических датчиков угловых скоростей, работающих в реальном времени. Поэтому требования по точности к ЗД предъявляются все

более жесткие. Так, для координатной привязки элемента съемочной системы дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) высокого пространственного разрешения требуется точность определения ориентации порядка долей угловой секунды.

Прибор БОКЗ-М имеет точность углового позиционирования оси  $Z$  — 1.5 сд (секунд дуги) при измерении параметров вращения вокруг осей  $X, Y$ . При измерении параметров вращения вокруг оси  $Z$  точность определения угла составляет 15 сд.

Для повышения точности определения ориентации в ИКИ РАН предлагается использовать синхронно работающие приборы. Были проведены серии экспериментов по совместной работе двух ЗД с минутным и трехсекундным интервалом выдачи данных. На основе этих экспериментов реализован алгоритм равноточного определения трехосной ориентации до 1.5 угловых секунд по каждой из координат.

Функциональная структура ЗД (рис. 3) состоит из следующих компонентов:

- визуализации звезд на основе ПЗС- матрицы (регистрации звезд, определения засветки, формирования окон одиночных звезд, построения изображения);
- навигационного каталога звезд с информативными признаками;
- выдачи направления на звезды относительно приборной системы координат (ПСК) (оценки информативных признаков, классификации, определения ориентации ПСК);
- определения ориентации ПСК относительно инерциальной системы координат (ИСК).

Предполагается, что алгоритм определения ориентации звездного датчика (АОЗД) выдает направление на звезды с некоторой статистической погрешностью, а навигационный каталог звезд — направление на звезды без погрешности относительно ИСК. Алгоритм АОЗД по измеренным направлениям на звезды и данным из каталога определяет ориентацию ПСК относительно ИСК. Предполагается, что АОЗД может быть реализован на основе программируемых логических интегральных схем (ПЛИС).

Функциональная схема построения оптического звездного датчика представлена на рис. 4.

Канал определения угловой скорости может быть реализован как оптическим так и гироскопическим способом. Оптический способ состоит в обработке соседних изображений звезд, а гироскопический — в непосредственном измерении величины проекции вектора угловой скорости  $KA$  на ось чувствительности гироскопа. В статье описан оптический способ реализации канала измерения угловой скорости. При этом рассмотрено повышение его быстродействия и помехозащищенности.

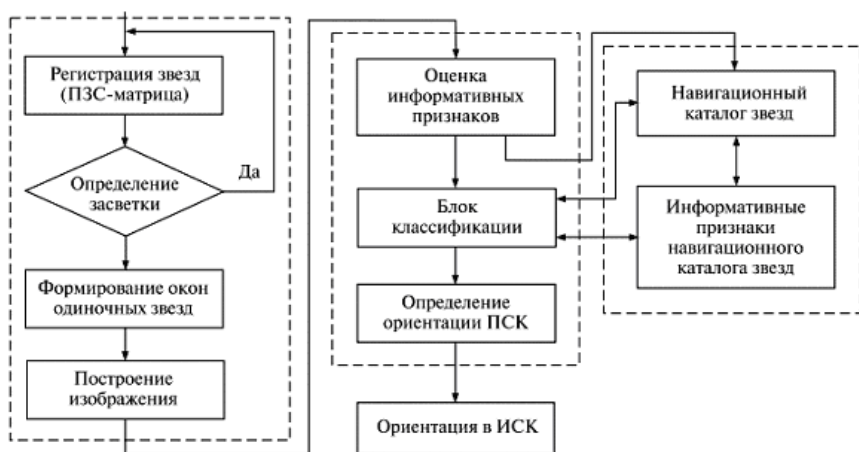


Рис. 3. Функциональная структура звездного датчика

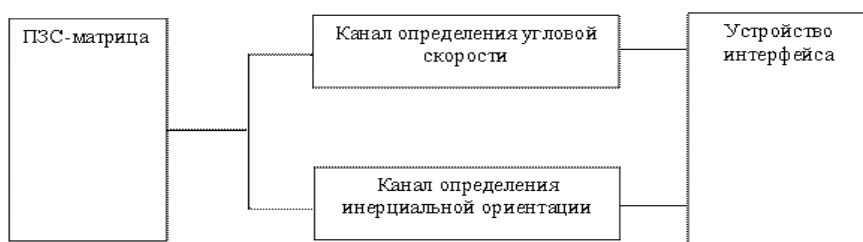


Рис. 4. Структурная схема построения оптического звездного датчика

По мере накопления информации в процессе работы прибора в алгоритме определения инерциальной ориентации можно выделить 3 этапа:

1. Начальное измерение.
2. Второе измерение.
3. Очередное измерение.

На этапе начального измерения выполняется первое экспонирование и накапливается информация, необходимая для определения угловой скорости движения. На этапе второго измерения выполняется экспонирование, определяется величина угловой скорости движения КА, начинается построение «виртуального кадра». «Виртуальный кадр» представляет собой координаты ранее распознанных звезд в системе координат текущего кадра. Если «виртуальный кадр» содержит более четырех звезд, проводится определение инерциальной ориентации, и формируются окна вокруг изображений звезд. На этапе очередного измерения выполняется, помимо вышеописанных действий, проецирование окон на текущее изображение. Далее вся последующая обработка проводится на этапе очередного измерения.

### 3. Астроизмерительные системы на базе звездных датчиков ориентации космических аппаратов

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 ориента-

ции космических аппаратов (КА) в конце 80-х гг. прошлого века.

Пионерами в этой области стали JPL (США), Officine Galileo (Италия), SODERN (Франция) и ИКИ АН СССР в кооперации с предприятием «Карл Цейсс йена» (ГДР).

Фирма SODERN в 1985 г. начала разработку звездного координатора SED12, основанного на ПЗС-матрице, для русско-французского проекта «Сигма». Конструктивно прибор состоял из двух блоков: оптического блока и блока электроники. Блок электроники имел два канала и мог функционировать с двумя оптическими блоками. Впервые прибор SED12 был установлен и выведен в кос-

мос в 1989 г. на спутнике «Гранат» и проработал в течение 10 лет до закрытия проекта. В дальнейшем он был использован на спутниках Helios-1, Helios-2 (французские спутники ДЗЗ), ODIN (шведский спутник), ENVISAT (европейский спутник, изучение окружающей среды).

ИКИ АН СССР и «Карл Цейсс йена» в середине 1980-х гг. разработали систему «Астро» для космической станции «Мир». Комплекс включал три цифровые телевизионные камеры на базе матричных ПЗС, три электронных блока обработки звездных снимков и общий электронный блок комплекса. Система «Астро» была установлена на станции в 1989 г. и успешно проработала в течение 11 лет вплоть до закрытия проекта. Кстати, станция «Мир» была успешно затоплена с использованием показаний системы «Астро».

В настоящее время за рубежом насчитывается более 10 производителей звездных приборов, среди них: SODERN (Франция), Jena-Optronik (Германия), Galileo Avionica (Италия), Ball Aerospace (США), Goodrich (США), Terma (Дания, Германия, Нидерланды, Сингапур, США) и др., которые выпускают более 30 моделей звездных приборов различного типа и назначения.

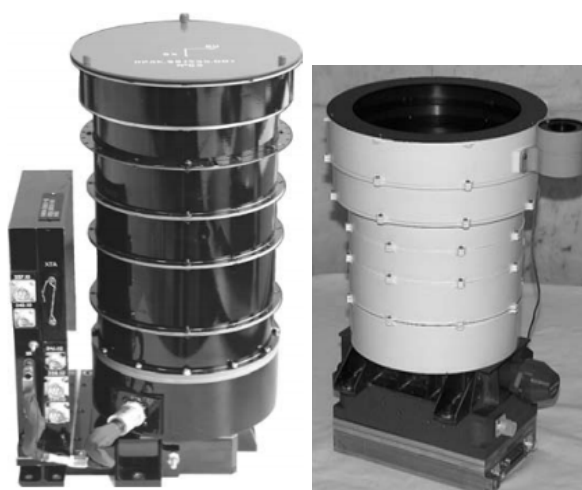
В России одной из организаций, производящей звездные датчики ориентации для космических аппаратов (КА), является ИКИ РАН. Эти приборы получили название блок определения координат звезд (БОКЗ). С середины девяностых годов институтом было изготовлено более 60 приборов БОКЗ (рис. 5, а) в различных модификациях, которыми были осна-

щены 14 КА. Среди них Международная космическая станция, аппараты серии «Ямал», «БелКА», «Ресурс-ДК».

Еще один российский производитель подобных приборов — это московское ОКБ «Марс», — с 2005 г. им были оснащены два КА: «Монитор» и «КазСат».

В отличие от приборов БОКЗ, производимых ИКИ РАН, звездные датчики МОКБ «Марс» не являются автономными. Они используют для обработки данных вычислительные мощности бортовой ЭВМ.

ОАО «НПП» ГеофизикаКосмос (г. Москва) в прошлом разрабатывало и производило большое количество звездных приборов. Многие космические аппараты оснащались датчиками звезд производства ГП НПО «Геофизика». В настоящее время предприятие разрабатывает широкопольные звездные приборы 329К (рис. 5, б), 345К и 348К. Летных испытаний этих приборов не было. Сравнение характеристик звездных датчиков ориентации российских производителей представлено в табл. 1.



а – БОКЗ-М

б – 329 К

Рис. 5. Внешний вид приборов

Имеются сведения о разработке звездных приборов на предприятии «Лептон», г. Зеленоград Московской области.

Таблица 1

Сравнительная таблица звездных датчиков ориентации российских производителей

Прибор	Масса, кг/ Размеры, мм	Мощность потребле- ния, Вт	Точность, $\sigma_{x,y} / \sigma_z$ угл.с	Макс.угловая скорость, град/с	Чистота обновле- ния, Гц	Поле зрения, град.	Число элементов матрицы	Звездные величины
БОКЗ ИКИ РАН (1998)	4,5/ 450×230×200	11	2 / 20	0,15	0,3	8×8	512×512	+7,5
БОКЗ У ИКИ РАН (1999)	4,25/ 490×240×190	11	2 / 20	0,15	0,3	8×8	512×512	+7,5
БОКЗ М ИКИ РАН (2002)	4/ 450×230×200	9	2 / 20	0,5	0,3	8×8	512×512	+7,5
БОКЗ МФ ИКИ РАН (2007)	1,3/ 200×200×200	8	5 / 25	4	1	18×18	512×512	+6
БОКЗ М60 ИКИ РАН (2008)	4/ 370×230×230	9	1,5 / 15	1,2	1	8×8	512×512	+7,5
БОКЗ М60/1000 ИКИ РАН (2009)	4,5/ 420×230×230	10	1 / 10	3	4	18×18	1024×1024	+6
329К НПП "Геофизика Космос"	3 / -	12	8 / 20		4			
345К НПП "Геофизика Космос"	1,7 / -	12	7 / 20		До 10			
348К НПП "Геофизика Космос"	3,7 / -	11,5	11	1	5	15×15	1024×1024	

#### 4. Звездные датчики ориентации производства фирмы SODERN

Одним из мировых лидеров по производству звездных приборов является французская фирма SODERN. Сегодня она выпускает звездные приборы SED16, SED26, SED36 и HYDRA.

Все эти приборы являются автономными, т. е. способны определять параметры ориентации с помощью собственных вычислительных средств. В

мае 2002 г. прибор SED16 (рис. 6) был впервые выведен в космос на космическом аппарате SPOT5. Этот прибор был основан на ПЗС-матрице размером 1024×1024 элемента.

Разработчики предусмотрели две возможности крепления прибора: горизонтально и вертикально. Прибор имеет зеркальные кубы для определения системы координат прибора относительно системы координат КА.

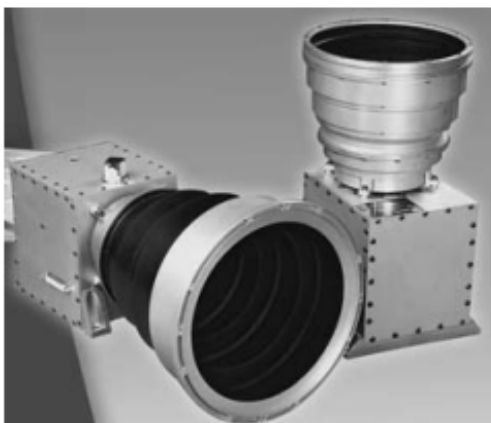


Рис. 6. Внешний вид прибора SED16/26

Развитием прибора SED16 стал звездный координатор SED26 с повышенной точностью, но с большей массой. По данным разработчика, на сентябрь 2006 г. в космосе функционировало 24 прибора SED16/26, 12 из них — на геостационарной орбите. Более 90 приборов SED16/26 было заказано в 15 странах мира.

В 2006 г. была завершена разработка звездного прибора SED36 (рис. 7), этот прибор конструктивно выполнен в виде двух блоков: оптического блока и блока электроники.



Рис. 7. Внешний вид прибора SED36

До этого фирма SODERN разрабатывала конструкции звездного датчика в виде моноблока. Разработчики пошли на разделение моноблока, стремясь минимизировать механические искажения в оптическом канале, возникающие из-за неравномерности распределения температуры. При этом удалось снизить систематическую ошибку прибора и добиться точности определения направления оптической оси 0,3 угл.с ( $\sigma$ ), вокруг оптической оси 2 угл.с ( $\sigma$ ). Но разделение на два блока привело к увеличению массы прибора. Прибор SED36 разрабатывался в кооперации с итальянской фирмой Galileo

Avionica, и хорошо заметны конструктивные аналогии между приборами этих фирм.

В табл. 2 приведены основные характеристики приборов SED16/26/36.

Таблица 2

## Основные характеристики приборов SED

Параметр	Прибор		
	SED16	SED26	SED36
Точность $\sigma_{x,y} / \sigma_z$ , угл.с	3/18	1/5	0,3/2
Максимальная угловая скорость, град/с	20	20	10
Частота обновления, Гц	До 10	До 10	До 8
Поле зрения, град	25×25	25×25	-
Масса, кг	3	3,3	3,7
Мощность потребления, Вт	7,5	7	8,5
Размеры, мм	60×170×290	60×170×350	30×130×460*
Формат ПЗС-матрицы	1024×1024	1024×1024	1024×1024

В 2003 г. фирма SODERN начала разработку нового звездного прибора HYDRA (рис. 9), основанного на КМОП матрице Star1000 HAS. В состав прибора входят три или четыре оптические головки (рис. 5) и два блока электроники. Каждый блок электроники способен обслуживать два оптических блока. Использование нескольких оптических блоков позволяет повысить точность измерений, увеличить помехозащищенность и надежность прибора. Кроме того, благодаря нескольким оптическим блокам прибор имеет равноточную характеристику по трем осям.



Рис. 8. Внешний вид оптической головки прибора HYDRO



Таблица 3  
Основные характеристики  
прибора HYDRA

Характеристики прибора	Параметры
Точность, σ.	6 угл.с*
Максимальная угловая скорость	10 град/с
Частота обновления	до 30* Гц
Поле зрения	23°×23°
Масса	5,1 кг*
Мощность потребления	15 Вт*
Размеры оптического блока	162×162×327 мм
Размеры блока электроники.	145×150×100 мм
Формат КМОП-матрицы .	1024×1024

\* Параметры указаны для 2 оптических блоков и 1 блока электроники

## Выводы

В связи с большим интересом к малым спутникам создание компактных астроизмерительных систем на базе звездных датчиков ориентации становится актуальным. Минимизация параметров по массе, потреблению и габаритам является важной задачей. Применение таких миниатюрных датчиков позволяет по – иному взглянуть на систему ориентации космического аппарата. Установка нескольких малогабаритных датчиков на космический аппарат снимает много проблем с режимом управления и увеличивает надежность всего космического аппарата.

Звездные датчики (ЗД) находят все большее применение для высокоточного определения ориентации космических аппаратов (КА). Современные системы ориентации и навигации с использованием ЗД позволяют проводить трехосную ориентацию КА на основе алгоритмов распознавания сегментов звездного неба (АРСЗН). На сегодняшний день в мире насчитывается более десяти производителей, которые выпускают около 40 моделей звездных датчиков различных типов и назначения.

## Список литературы

1. Новые возможности системы спутниковой связи «Ямал» // *Федеральный справочник «Связь и массовые коммуникации в России»*. – Т. 12. – С. 213-216.

2. Севастьянов Н. Особенности космического производства : деловой журнал о связи и вещании в России и мире / Н. Севастьянов // *Стандарт*. – 2011. – № 8(103). – С. 28-30.

3. Системы ориентации и стабилизации малых спутников [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://cosmos-journal.ru/articles/932>.

4. Цифровой астатический электропривод систем ориентации и стабилизации космических аппаратов / Н.Н. Балковой, Ю.Е. Муравяткин, В.П. Лянзбург, Г.Я. Михальченко // *Доклады ТУСУРа*. – Томск, 2014. – № 3 (33). – С. 168-174.

5. Ивандиков Я.М. Оптические приборы наведения и ориентации космических аппаратов / Я.М. Ивандиков. – М.: Машиностроение, 1971. – 208 с.

6. Изнар А.Н. Оптико-электронные приборы космических аппаратов / А.Н. Изнар, А.В. Павлов, Б.Ф. Федоров. – М.: Машиностроение, 1977. – 368 с.

7. Kara M. Huffman Designing Star Trackers to Meet Micro-satellite Requirements / M. Kara // *B.S. Aeronautical and Astronautical Engineering University of Illinois at Urbana-Champaign*. – 2004.

8. Fallon L. Star Sensors / L. Fallon // *Spacecraft Attitude Determination and Control*. – 1978. – P. 184-195.

9. Science with the Galileo Star Scanner [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.mindspring.com/~feez/home.htm>.

10. Federation of American Scientists: Intelligence Resource Program, Rivet Joint Aircraft [Электронный ресурс]. – Режим доступа: [http://www.fas.org/irp/program/collect/rivet\\_joint.htm](http://www.fas.org/irp/program/collect/rivet_joint.htm).

11. Federation of American Scientists: Intelligence Resource Program, Senior Crown SR-71 [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.fas.org/irp/program/collect/sr-71.htm>.

12. About Edwards – History: First Flights at Edwards Air Force Base [Электронный ресурс]. – Режим доступа: [http://www.edwards.af.mil/history/docs\\_html/aircraft/first\\_flights.html](http://www.edwards.af.mil/history/docs_html/aircraft/first_flights.html).

13. White paper: “Celestial Augmentation of Inertial Navigation Systems: A Robust Navigation Alternative” U.S. Naval Observatory, Washington, DC (USNO), SPAWAR System Center, San Diego, CA (SPAWARSYSCEN SD).

Поступила в редколлегию 23.02.2016

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф. Г.В. Худов, Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Харьков.

## МЕТОДИ І КОМПОНЕНТИ ПОБУДОВИ АСТРОВІМІРЮВАЛЬНИХ СИСТЕМ ДЛЯ ОРІЄНТАЦІЇ КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ

О.М. Замірець, Я.О. Замірець

Викладено методи забезпечення орієнтації космічних апаратів, принципи побудови астровимірювальних систем. Наведено компоненти, технічні характеристики і параметри приладів.

**Ключові слова:** астровимірювальна система, система орієнтації, гіроскоп, зоряний датчик, ПЗС-матриця, CMOS-матриця.

## METHODS AND COMPONENTS OF ASTROMEASURING SYSTEMS CONSTRUCTION FOR SPACE CRAFTS ORIENTATION

O.M. Zamirets, Ya.O. Zamirets

The methods of orientation spacecraft's provision and the principles of astro measuring systems, building have been presented. The components, technical characteristics and parameters have been offered.

**Keywords:** astromeasuring system, orientation system, gyroscope, star tracker, CCD matrix, CMOS matrix.