

<https://doi.org/10.15407/knit2020.03.042>

УДК 629.7

В. В. ВАСИЛЬЕВ¹

Глава наблюдательного совета, канд. физ.-мат. наук, Заслуженный экономист Украины, награжден почетной грамотой Кабинета Министров Украины

Л. А. ГОДУНОК²

нач. отд., Заслуженный машиностроитель Украины

E-mail: godunokla@ukr.net

В. А. ВОЛКОВ³

старш. науч. сотруд.

С. В. МЕЛЬНИЧУК⁴

старш. науч. сотруд., канд. техн. наук

С. В. ДЕРКАЧ²

глав. электроник отд.

А. В. СОМОВ³

вед. инж.

¹ Приватное акционерное общество «ЕЛМІЗ»

ул. Бориспольская 9, Киев, Украина, 02099

² Приватное акционерное общество «Научно-производственный комплекс «Курс»

ул. Бориспольская 9, Киев, Украина, 02099

³ Радиоастрономический институт НАН Украины

ул. Червонопрапорная 4, Харьков-2, Украина, 61002

⁴ Институт космических исследований НАН Украины и ГКА Украины

Проспект Академика Глушкова 40, к. 4/1, Киев-187, Украина, 03187

О ПОСТРОЕНИИ АДАПТИРУЕМОЙ СИСТЕМЫ ВЗАИМНЫХ ИЗМЕРЕНИЙ ДЛЯ АВТОНОМНОГО СБЛИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С НЕКООПЕРИРУЕМЫМИ КОСМИЧЕСКИМИ ОБЪЕКТАМИ

Разрабатываются подходы к созданию системы взаимных измерений параметров движения для сближения космических аппаратов различных классов и назначения с некооперируемыми космическими объектами и дальнейшего выполнения различных операций на орбите. Рассмотрены оптимальная структура и состав датчиков, реализующих поставленную задачу.

Проведен анализ созданных в мире систем взаимных измерений, которые прошли натурные испытания в условиях космического пространства, показаны преимущества и недостатки оптических и радиотехнических датчиков сближения при работе в контуре управления движением космического аппарата. Сформированы функциональные требования к аппаратуре системы взаимных измерений для обеспечения управления сервисным космическим аппаратом при сближении с некооперируемым космическим объектом. Приведен состав предлагаемой системы взаимных измерений и описаны режимы ее работы при сближении космических аппаратов.

Рассмотрены варианты построения радиолокационной системы для работы на геостационарной и низкой околоземной орбитах. Определены методы измерения параметров взаимного сближения и положения космических аппаратов при по-

Цитування: Васильєв В. В., Годунок Л. А., Волков В. А., Мельничук С. В., Деркач С. В., Сомов А. В. О построении адаптируемой системы взаимных измерений для автономного сближения космических аппаратов с некооперируемыми космическими объектами. *Космічна наука і технологія*. 2020. **26**, № 3 (124). С. 42—54. <https://doi.org/10.15407/knit2020.03.042>

мощи радиолокационной системы. Приведены основные характеристики приемо-передающего модуля активной фазированной антенной решетки, которая является составляющей антенного устройства радиолокационной системы. Описан метод определения угловых параметров взаимного положения космических аппаратов при помощи системы технического зрения, рассмотрены особенности ее построения, приведены характеристики необходимых видеокамер. Определен состав системы технического зрения для решения задач управления космическим аппаратом на финальном этапе сближения. Описан принцип работы лазерного дальномера. Приведен способ увеличения точности измерения лазерного дальномера. Приведены технические характеристики устройств системы технического зрения.

Ключевые слова: космический аппарат, некооперируемый космический объект, орбитальное сервисное обслуживание, радиолокационная система, система взаимных измерений.

Активизация космической деятельности на орбите Земли и освоение дальнего космоса сформировали новые перспективные направления использования космической техники [1]:

- орбитальное сервисное обслуживание спутников;
- обеспечение транспортных операций;
- обслуживание орбитальных станций;
- борьба с космическим мусором.

Эти направления, как правило, связаны с необходимостью выполнения сервисным космическим аппаратом (СКА) операции сближения с некооперируемыми космическими объектами (НККО), их захват или стыковку с ними, последующую орбитальную или межорбитальную транспортировку.

НККО — это объект, на котором отсутствуют аппаратные средства, а также специальные мишени и маркеры, которые способствуют сближению двух космических аппаратов (КА).

НККО не может посылать информацию о своем состоянии и способствовать процессу сближения с СКА. На участке автономного сближения СКА с НККО получение информации об относительных координатах НККО возможно путем локации НККО системой взаимных измерений (СВИ) СКА, использующей радиочастотные либо оптические датчики.

При сближении объектов СВИ должна обеспечивать измерение следующих параметров:

- дальность между объектами;
- радиальная скорость сближения (расхождение);
- угловое положение НККО в координатной сетке СКА;
- угловое положение СКА в координатной сетке НККО, которая формируется по 3D изображению НККО, хранящемуся в памяти СВИ.

Для определения облика СВИ был проведен анализ СВИ, прошедших натурные испытания в условиях космического пространства (табл. 1), а также экспериментальных проектов КА (табл. 2). В табл. 1 в графе КА первым указан аппарат, на котором установлена СВИ для проведения маневров при сближении, на втором — КА, тип кооперирования которого при сближении указан в соответствующей графе.

Из приведенных материалов можно сделать следующие выводы:

- на дальних участках сближения во всех приведенных миссиях для измерения параметров сближения и взаимного положения использовалась радиолокационная система (РЛС);
- оптические датчики сближения использовались как в контуре управления движением КА, так и в индикаторном режиме при расстояниях между объектами не более 500 м;
- оптические датчики сближения успешно проявили себя в контуре управления движением КА только с расстояния не более 20 м;
- применение оптических датчиков сближения в контуре управления движением КА с расстояний более 20 м привело к срыву миссий (проект ETS, проект XSS).

По результатам проведенного анализа предложена комплексированная оптико-радиолокационная схема СВИ аппаратуры «Азимут» [3], обеспечивающая сближение СКА с НККО, при этом заложены следующие базовые требования:

- 1) обеспечение адаптированности СВИ к КА различных классов и назначения;
- 2) обеспечение блочно-модульной структуры СВИ, включающей функциональные блоки и конструктивные технологические и программные модули;

Таблица 1. Системы взаимных измерений, прошедшие натурные испытания

КА	Аппаратный состав СВИ	Дальность действия, м	Тип КА	Примечание
«Союз», «Прогресс» + Международная космическая станция (МКС)	Радиолокационная система	200 000	Кооперируемый	Штатный режим
ATV + МКС	Радиотехнический доплеровский измеритель скорости, дальности TGM VDM	4 000 500...20 20...0	Кооперируемый	Штатный режим
ATV-5 + МКС	LIRIS-1 LIRIS-2	~200 до 260	Некооперируемый Некооперируемый	Индикаторный режим
Шеньчжоу + Таньгун 1	Радиолокационная система + лазерный дальномер		Кооперируемый	Штатный режим
OC Space Shuttle + МКС	TriDAR	до 50	Некооперируемый	Индикаторный режим
Dragon, Cygnus + МКС	Флеш-лидар	до 260	Кооперируемый	Штатный режим
NextSat + Astro (Проект Orbital Express)	Оптическая система	10	Кооперируемый	Штатный режим
ETS VII, спутники «Хикобоши» + «Орихиме» (Проект ETS)	Оптическая система	500	Кооперируемый	Штатный режим с управлением ЦУП
XSS-11 + третья ступень ракеты «Минотавр» (Проект XSS)	Оптическая система	20 200	Кооперируемый Кооперируемый	Штатный режим Аварийный режим

Таблица 2. Экспериментальные проекты сервисных КА

Проект	Аппаратный состав СВИ	Дальность действия, м	Тип КА	Примечание
ESS	Радиолокационная система ТВ-камера Две оптические камеры	50...25000 20...120 0.5...30	Некооперируемый	Проект не реализован
GVS	Радиолокационная система ТВ-камеры	50...25000 0.5...30	Некооперируемый	Проект не реализован

3) использование новых алгоритмов обработки сигналов, аппаратно-программных компонентов функциональных блоков, позволяющих минимизировать усилия для решения комплекса поставленных задач.

В настоящее время специалистами предприятия АО «НПК «Курс» ведутся работы по созданию комплекса средств сближения и захвата «Азимут», который состоит из СВИ и системы механического захвата и предназначен для решения следующих задач:

- измерение параметров взаимного движения и взаимного положения двух некооперируемых объектов;
- неповреждающий захват НККО с обеспечением требуемой жесткости связки СКА — НККО;
- удержание НККО в процессе проведения орбитального сервисного обслуживания;
- неповреждающая безударная расстыковка НККО и СКА по завершению проведения орбитального сервисного обслуживания НККО;
- предупреждение столкновений объектов на орбите.

Модульное построение аппаратуры позволяет оптимизировать СВИ для решения конкретных задач как с точки зрения набора и точности измеряемых параметров, дальности действия, так и с точки зрения габаритов, веса и энергопотребления.

Комплексированная оптико-радиолокационная схема аппаратуры сближения с НККО реализована на базе отработанных схемно-технологических решений, использует современные методы обработки сигналов, что позволяет создать недорогую, надежную адаптируемую трансформируемую конструкцию.

СОСТАВ СИСТЕМЫ ВЗАИМНЫХ ИЗМЕРЕНИЙ

В состав СВИ входят два модуля — радиолокационный (РЛМ) и оптический (ОМ).

Схема деления СВИ комплекса «Азимут» приведена на рис. 1. РЛМ является единой конструкцией, состоящей из РЛС и блока управления и обмена (БУО). РЛС разрабатывается двух модификаций:

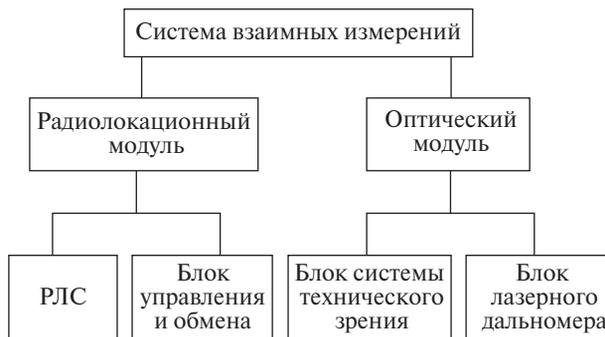


Рис. 1. Схема деления СВИ комплекса «Азимут»

- для работы на геостационарной орбите (ГСО) с максимальной дальностью обнаружения не меньше 30000 м;
- для работы на низкой околоземной орбите (НОО) с максимальной дальностью обнаружения не меньше 3000 м.

Оптический модуль состоит из двух автономных блоков: блока системы технического зрения (СТЗ) и блока ЛД.

ФУНКЦИОНИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ ВЗАИМНЫХ ИЗМЕРЕНИЙ

Функциональная схема использования СВИ аппаратуры «Азимут» в составе СКА для процесса сближения приведена на рис. 2.

Все маневры на данном этапе совершаются автономно, т. е. без помощи наземного командно-измерительного комплекса.

В процессе сближения КА от максимальной дальности до расстояния между объектами, при котором обеспечивается работа системы механического захвата, для измерения параметров, необходимых для управления СКА, независимо от сценария сближения, СВИ осуществляет:

- поиск цели в конусе $\pm 30^\circ$;
- измерение углов ориентации в заданном конусе для совмещения продольной оси СКА с линией визирования (ЛВ) — линией, соединяющей начало координат СКА с геометрическим центром цели;
- измерение углов рассогласования ЛВ на цель, измерение дальности между объектами, радиальной скорости сближения до прилета СКА в точку начала причаливания;

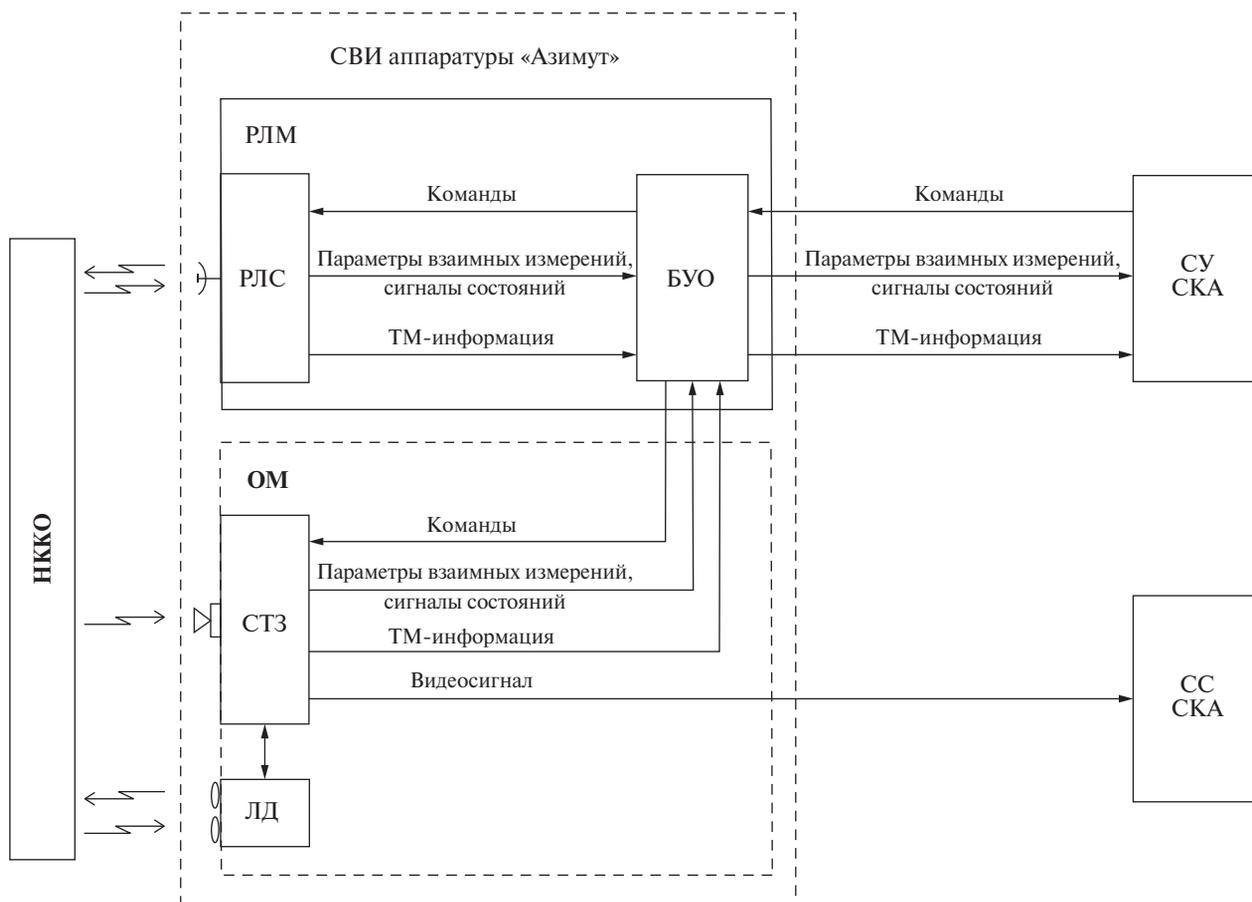


Рис. 2. Функциональная схема использования СВИ аппаратуры «Азимут»: СС — система связи, СУ — система управления

- определение параметров точного позиционирования НККО относительно СКА, измерение углов рассогласования ЛВ на цель, измерение дальности между объектами, радиальной скорости сближения до прилета СКА в точку, обеспечивающую работу системы механического захвата. (Параметрами точного позиционирования являются углы взаимного крена и углы причаливания).

Для реализации перечисленных выше требований к СВИ в аппаратуре «Азимут» предусмотрены следующие режимы.

На расстояниях от 3000 (30000) до 20 м РЛС осуществляет сканирование НККО. По отраженному от НККО сигналу РЛС определяет параметры взаимного движения и положения СКА и НККО. По интерфейсу связи полученная информация из РЛС передается в БУО.

При сближении космических аппаратов от максимальной дальности до расстояния между объектами 20 м РЛС работает в следующих режимах:

- **поиск**, в котором осуществляется поиск цели в конусе $\pm 30^\circ$. После обнаружения цели РЛС переходит в режим ориентации;
- **ориентация**, в котором измеряются углы положения цели в координатной сетке антенного устройства РЛС. После совмещения продольной оси антенны с ЛВ РЛС переходит в режим сопровождения;
- **автосопровождение**, в котором производится измерение дальности между объектами, радиальной скорости сближения и углов рассогласования ЛВ на цель. При дальности между объектами 100 м РЛС переходит в режим причаливания;

- **причаливание**, в котором производится определение параметров точного позиционирования НККО относительно СКА, измерение дальности между объектами, радиальной скорости сближения и углов рассогласования ЛВ на цель. В данном режиме РЛС функционирует в диапазоне расстояний от 100 до 20 м.

На расстоянии 20 м в БУО начинает поступать информация о параметрах взаимного движения и положения объектов из СТЗ ОМ. Определение параметров СТЗ производит по полученному видеоизображению НККО. Для увеличения точности определения параметров в блок СТЗ поступает значение дальности между объектами, измеренное ЛД. СТЗ имеет выход видеосигнала для передачи изображения НККО в СС СКА.

СТЗ имеет две видеокамеры для работы на ближнем участке (от 2 до 5 м) и на дальнем участке (от 5 до 20 м).

Характеристики камеры для работы на ближнем участке:

- матрица: 3000×2000 пкл, размером 36×24 мм;
- объектив: фокусное расстояние 16 мм, диафрагма 5 мм, угол зрения 74° .

Характеристики камеры для работы на дальнем участке:

- матрица: 3000×2000 пкл, размер 36×24 мм;
- объектив: фокусное расстояние 30 мм, диафрагма 10 мм, угол зрения 44° .

Объем выходной информации — 150 МБ/с.

Во время функционирования РЛС и СТЗ в БУО также выдаются сигналы состояния их режимов работы и телеметрическая информация.

Управление алгоритмами функционирования РЛС и СТЗ осуществляется из БУО по командам, полученным из СУ СКА, и сигналам состояний режимов работы РЛС и СТЗ.

По интерфейсу связи между СВИ и СУ СКА передаются данные:

- из СУ — команды управления СВИ;
- из СВИ — информация о параметрах взаимного движения и взаимного положения СКА и НККО, сигналы состояния режимов работы модулей СВИ, телеметрическая информация.

В процессе сближения в СУ функционируют алгоритмы управления движением СКА, разрабатываемые АО «НПК «Курс».

По интерфейсу связи между СВИ и СС СКА из СВИ передается видеосигнал для контроля состояния НККО.

ОСОБЕННОСТИ ПОСТРОЕНИЯ РЛС РЛМ

Предлагаемый сценарий сближения СКА с НККО в автономном режиме предусматривает использование бортового радиолокатора практически на всех его этапах, за исключением, может быть, только непосредственно режима захвата. Совершенно очевидно, что на каждом этапе рабочий диапазон расстояний, характер (восприятие) НККО как рассеивателя электромагнитных волн, равно как и задачи, решаемые РЛС, основательно разнятся. Это, в сочетании с естественным для КА требованием по достижению максимально возможных энергетической эффективности и компактности, делает практически невозможной реализацию технических средств РЛС в рамках единого подхода и требует диверсификации принципов, применяемых при построении РЛС. Ниже, на основании анализа требований, предъявляемых к РЛС СКА на каждом этапе сближения, обсуждаются возможные принципы построения такой РЛС и предлагается вариант реализации технических средств, способный обеспечить необходимые характеристики.

Следует отметить, что везде далее подразумевается использование активных антенных решеток как единственно приемлемого, с нашей точки зрения, варианта построения РЛС, удовлетворяющего техническим требованиям. Поэтому важной задачей является выбор минимальной, в смысле аппаратных ресурсов, конфигурации решетки, обеспечивающей достижение заданных метрологических характеристик для каждого этапа сближения.

Важнейшим моментом в проектировании любого радиолокатора является выбор рабочего диапазона частот. В режимах поиска, ориентации и автосопровождения РЛС должна обеспечить работоспособность на расстояниях вплоть до 30000 м, поэтому важнейшим требованием к ее конфигурации в этих режимах является обеспечение максимальной чувствительности. Как известно, чувствительность любого радиолока-

тора определяется коэффициентом усиления антенны, выходной мощностью передатчика, чувствительностью приемника и временем интегрирования [4]. Заметим также, что при всех прочих равных параметрах чувствительность любого радиолокатора возрастает квадратично с уменьшением частоты. Кроме того, чем ниже частота, тем меньший коэффициент шума приемника и выше коэффициент полезного действия усилителя мощности, равно как и доступность высокоинтегрированных сверхвысокочастотных (СВЧ) компонентов, применение которых существенно облегчает построение и наладку РЛС и приводит к уменьшению ее массогабаритных показателей. Поэтому разумным выглядит выбор как можно более низкой рабочей частоты РЛС для вышеупомянутых режимов работы. Практически при выборе частоты следует ориентироваться на допустимые геометрические размеры антенной структуры радиолокатора. При заданных возможных параметрах взаимного расположения и взаимного движения СКА и НККО и требованиях к точности определения угловых координат, оптимальной конфигурацией антенной решетки в диапазоне расстояний от 1000 до 30000 м является однолучевая активная фазированная антенная решетка (АФАР). Параметры предлагаемой конфигурации антенной решетки и всей радиолокационной системы на ее основе для режимов поиска, ориентации и автосопровождения для диапазона расстояний

между РЛС и НККО от 1000 до 30000 м приведены в табл. 3.

При расстоянии между носителем РЛС и НККО, меньшем 1000 м, в задаче точного определения угловых координат НККО возникает неопределенность, вызванная значительными угловыми размерами последнего. В этом случае требуется приблизиться не просто к точечной цели, но к конкретной области распределенной цели. Для решения этой задачи важно стремиться к достижению максимального значения углового разрешения. Поэтому для данного варианта РЛС предлагается виртуализировать антенную решетку, используемую для диапазона расстояний от 1000 до 30000 м, путем добавления дополнительных передающих антенн, т.е. использовать режим ММО [6]. Такое решение позволяет при минимальных аппаратных затратах ожидать достижения углового разрешения порядка 1.5° при использовании какой-либо из техник суперразрешения в решетках, например MOSAIC [8]. В этом режиме упомянутая антенная решетка работает только на прием. В РЛС используется режим непрерывного излучения, что позволяет добиться разрешения по дальности порядка 1 м при точности измерения расстояния в 20 см. Практически, в этом случае можно говорить о построении грубого радиолокационного изображения НККО.

Режим причаливания, в котором РЛС работает при расстояниях до НККО меньших 100 м, со

Таблица 3. Основные параметры АФАР для режимов поиска, ориентации и автосопровождения в диапазоне расстояний от 1000 до 30000 м

Параметр АФАР	Значение
Размерность антенной решетки	8×8
Ширина диаграммы направленности антенной решетки	10°
Целевое значение точности измерения угловых координат	0.2°
Диапазон рабочих частот, МГц	15000...15200
Выходная импульсная мощность приемопередающего модуля, Вт, не менее	2
Суммарная импульсная излучаемая мощность, Вт, не менее	120
Коэффициент шума приемопередающего модуля, дБ, не более	1.6
Потребляемая мощность в режиме максимальной дальности, Вт	~ 200
Максимальное время поиска, с	30
Размеры решетки, м	0.17×0.17

всей очевидностью, предполагает использование как можно более высокой рабочей частоты для обеспечения необходимой точности трехмерного взаимного позиционирования СКА и НККО при сохранении приемлемых размеров антенной решетки. Диапазоны 77 ГГц и 120 ГГц выглядят предпочтительнее в силу интенсивного их освоения для использования автомобильными радиолокаторами и различными видами бесконтактных сенсоров, что привело к коммерческой доступности высокоинтегрированных СВЧ-компонентов [5]. Целевыми параметрами разрешения по углам точного позиционирования и дальности для режима причаливания являются 0.5° и 3 см соответственно. При этом точность измерения расстояния до элемента разрешения может быть меньше 0.5 см. Эти цифры соответствуют виртуальной решетке размерностью порядка 64×64 элемента при использовании алгоритмов повышения разрешения и полосе излучаемого сигнала 5 ГГц. При этом используется порядка 18 передающих и 32 приемных антенн, что может быть достигнуто, например, каскадным использованием всего лишь восьми чипов типа AWR1243P, производимых Texas Instruments [7].

Такая конфигурация подразумевает обработку $18 \times 32 = 576$ независимых сигналов, каждый из которых характеризуется своей амплитудой и фазой, что позволяет надеяться на достижение высокой точности пространственной локализации НККО. Следует заметить, что в рамках рассматриваемой миссии СКА установленная на нем РЛС решает именно задачу пространственной локализации НККО, а не построения его точного радиолокационного изображения.

ОСОБЕННОСТИ ПОСТРОЕНИЯ СИСТЕМЫ ТЕХНИЧЕСКОГО ЗРЕНИЯ

Задача СТЗ — определение параметров относительного положения и ориентации НККО по видеоизображению на этапе сближения [2]. Предполагается, что с СКА и с НККО связаны системы ортогональных координат.

С камерой СТЗ, жестко закрепленной на корпусе, и НККО связаны системы прямоугольных координат $O_1x_1y_1z_1$ и $O_2x_2y_2z_2$ соответственно

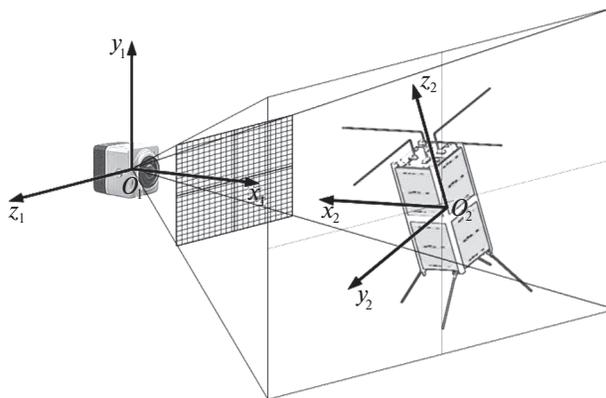


Рис. 3. Системы координат СТЗ и НККО

(рис. 3). Оси систем координат выбраны так, что при стыковке система управления СКА должна обеспечить совпадение осей O_1x_1 и O_2x_2 и параллельность осей O_1y_1 и O_2y_2 , и O_1z_1 и O_2z_2 .

Для осуществления управления СКА на этапе сближения необходимо знать взаимное положение систем координат $O_1x_1y_1z_1$ и $O_2x_2y_2z_2$, которое определяется вектором

$$r_{21} = O_2 - O_1,$$

соединяющим начала этих систем координат, и ориентацией $O_2x_2y_2z_2$ относительно $O_1x_1y_1z_1$, которая задается с помощью трех углов Эйлера (тангажа ϑ , курса ψ и крена γ). Вектор $r_{21} = (x, y, z)$ определяется своими координатами (x, y, z) в системе координат $O_1x_1y_1z_1$. Таким образом, положение и ориентация НККО относительно камеры СТЗ определяются шестимерным вектором параметров положения и ориентации:

$$\mathbf{p} = (x, y, z, \vartheta, \psi, \gamma)^T.$$

Так как положение и ориентация камеры СТЗ относительно корпуса СКА фиксированы и известны, то определение ориентации и положения НККО относительно камеры СТЗ равносильно определению ориентации и положения НККО относительно СКА.

Для решения задачи определения относительного положения и ориентации НККО в качестве исходных данных требуется наличие трехмерной графической модели НККО.

Трехмерная графическая модель целевого НККО включает описание геометрии внешней

поверхности НККО. Для современных КА трехмерная модель известна, так как в настоящее время она является обязательной частью технической документации.

Для решения задачи определения параметров взаимного положения с высокой точностью необходимы высокоточные исходные данные. Измерительная система СТЗ должна обеспечивать получение снимков, содержащих резкое изображение целевого НККО. Ухудшение качества исходных изображений приводит к снижению потенциально достижимой точности вне зависимости от выбора метода решения задачи определения параметров положения и ориентации.

Для повышения надежности работы СТЗ было решено отказаться от использования в составе СТЗ подвижных элементов конструкции, т. е. в СТЗ могут использоваться только объективы с нерегулируемым фокусным расстоянием. Это привело к невозможности регулирования угла зрения камеры, а также к невозможности адаптивной фокусировки. Расчеты показали, что для удовлетворения требований к точности определения вектора p во всем заданном диапазоне расстояний необходимо использовать две камеры.

Для решения задачи определения относительного положения и ориентации КА с заданной точностью необходимо обеспечить высокоточное вычисление координат элементов конструкции НККО на получаемых кадрах. Поскольку позиционирование элементов на изображении выполняется с пиксельной точностью, для повышения точности необходимо, чтобы изображение НККО на кадре занимало как можно большую площадь.

Исходя из требований к точности решения можно определить соотношение между разрешением матрицы камеры СТЗ и максимальным расстоянием до НККО. Поскольку увеличение разрешения сенсоров приводит к увеличению нагрузки на вычислительный блок, этот параметр камеры не может быть выбран произвольно большим.

При выборе оптической схемы учитывались следующие положения:

1) фокусное расстояние и угол зрения камеры неизменны;

2) изображение НККО должно занимать на снимке как можно большую площадь;

3) на близких расстояниях стыковочная поверхность должна как можно меньше выступать за пределы поля видимости используемой камеры;

4) видимые элементы стыковочной поверхности НККО должны находиться внутри резко изображаемого пространства используемой камеры;

5) разрешение матрицы камеры при выбранном угле зрения должно позволять детектировать изменение изображения НККО при изменении положения и ориентации НККО на величины, определенные требованиями по точности.

Одновременное выполнение этих положений невозможно, поскольку они противоречивы. Расчет показал, что для удовлетворения этих требований во всем диапазоне дальностей необходимо использовать две камеры: камера ближнего режима может обеспечить требуемую точность на расстояниях от 1.5 до 5 м, а камера дальнего режима — на расстояниях от 5 до 30 м.

Для обеспечения функционирования СТЗ в различных условиях освещенности целевого объекта необходимо наличие подсистемы внешней подсветки. Она предназначена для улучшения условий съемки видеокамерами СТЗ при недостаточном освещении плоскости стыка или контрольной засветке. В целях экономии энергии рассматривается возможность работы подсистемы внешней подсветки в импульсном режиме, синхронизированном с видеокамерой. Система подсветки должна управляться вычислительным блоком СТЗ.

В результате был определен следующий состав СТЗ:

- две видеокамеры оптического диапазона, отличающиеся установленными объективами: длиннофокусным для работы на дальнем участке и короткофокусным для работы на ближнем участке;

- вычислительный блок на основе специализированного процессора или процессора общего назначения;

- внешняя подсветка целевого НККО, состоящая из двух светодиодных прожекторов, размещаемых симметрично по обе стороны от камер.

В качестве метода определения вектора \mathbf{p} был выбран метод с обучением, при котором большая часть вычислений выполняется заранее на этапе подготовки к стыковке с конкретно заданным объектом. Это позволило существенно снизить нагрузку на вычислительный блок непосредственно во время выполнения сближения, и как следствие — понизить требования к производительности этого блока и повысить быстродействие.

ОСОБЕННОСТИ ПОСТРОЕНИЯ ЛАЗЕРНОГО ДАЛЬНОМЕРА

Лазерный дальномер (ЛД) работает по принципу приема и обработки модулированного лазерного излучения, отраженного от поверхности КА. В зависимости от дальности до КА отраженный сигнал возвращается на приемное устройство ЛД с определенной фазой, зависящей от расстояния.

Для уменьшения погрешности измерения и устранения неоднозначности, связанной с целым числом периодов модулированного сигнала, в ЛД используется две частоты модуляции. Низкая частота f_{1m} определяется максимальной

дальностью измерения, высокая частота f_{2m} — погрешностью измерения на предыдущей частоте (погрешность более низкой частоты не должна превышать длину волны модуляции следующей частоты).

Таким образом, расстояние до объекта будет определяться формулой

$$L = N \frac{c}{f_{2m}} + \frac{1}{2} \frac{c\varphi_2}{2\pi f_{2m}},$$

где c — скорость света; φ_1, φ_2 — фазы отраженных сигналов f_{1m}, f_{2m} ; N — целая часть от выражения

$$\frac{f_{2m}}{4\pi} \left(\frac{2\varphi_1}{f_{1m}} - \frac{\varphi_2}{f_{2m}} \right).$$

ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ АППАРАТУРЫ

При проектировании аппаратуры заложен набор измеряемых параметров, пределы их измерения и точностные характеристики, которые обеспечивают:

- контроль траектории движения СКА к НККО при любом сценарии сближения объектов;
- динамику движения СКА;
- условия для механического захвата НККО.

Технические характеристики СВИ комплекса «Азимут» приведены в табл. 4.

Таблица 4. Технические характеристики СВИ комплекса «Азимут»

Параметр	РЛМ		СТЗ	ЛД
	Для НОО	Для ГСО		
Диапазон измеряемых расстояний, м	3000...20	30000...20	30...1.5	50...1.5
Погрешность измерения расстояния, см	$\leq \pm 30$		$\leq \pm 20$	$\leq +3$
Диапазон измерения радиальной скорости, м/с	± 20		± 2	± 2
Погрешность измерения радиальной скорости, м/с	± 0.01	± 0.01	± 0.1	± 0.01
Пределы измерения углов рассогласования линии визирования в курсовой и тангажной плоскостях	$\pm 7^\circ$		$\pm 7^\circ$	
Пределы измерения углов причаливания в курсовой и тангажной плоскостях	$\pm 30^\circ$		$\pm 30^\circ$	
Пределы измерения углов крена	$\pm 15^\circ$		$\pm 15^\circ$	
Погрешность измерения углов рассогласования линии визирования и углов крена	$\pm 0.15^\circ$		$\pm 0.15^\circ$	
Погрешность измерения углов причаливания	1°		0.2°	
Диапазон частот	СВЧ	СВЧ + КВЧ		Ближний ИК
Энергопотребление, Вт	60	150	10	3
Масса, кг	10	15	5	3
Габариты, мм	400 × 400 × 200	400 × 400 × 300	300 × 270 × 180	

ВЫВОДЫ

Комплексирующая схема позволяет на дальнем участке сближения использовать преимущества радиотехнического метода измерения параметров движения КА, на ближнем участке — преимущества оптических средств:

- радиотехнические технологии в большей степени отработаны в реальных условиях эксплуатации;

- на дальнем участке отсутствуют баллистические ограничения, связанные с положением небесных тел, влияние засветки, работа на теневом участке;

- характеристики надежности радиотехнических устройств выше по сравнению с оптоэлектронными устройствами;

- применение АФАР в РЛС позволяет осуществлять:

- 1) практически безынерционное сканирование по любому закону;

- 2) управление формой диаграммы направленности и использование любых видов сигналов;

- 3) позволяет исключить потери в трактах передачи от антенного устройства до приемника (примерно 20 дБ);

- 4) сохраняет работоспособность АФАР при выходе из строя 10...15 % активных модулей;

- 5) позволяет избежать влияния фактора засветки на этапе работы РЛМ;

- использование режима ММО в РЛМ для точного выведения в исходную точку функционирования ОМ позволяет существенно ослабить требования к его аппаратуре;

- оптические системы наиболее эффективно работают на расстоянии до 20 м;

- видекамера позволяет эффективно различать детали конструкций НККО на ближнем расстоянии (менее 20 м), используя метод распознавания образов;

- стоимостные характеристики ОМ на базе ТВ камер и ЛД ниже по сравнению со сканирующими лазерными системами (по информации с переговоров на международных выставках).

ЛИТЕРАТУРА

1. Васильев В. В. *Введение в орбитальное сервисное обслуживание*. Киев: Элмис, 2013.
2. Губарев В. Ф., Боюн В. П., Мельничук С. В., Сальников Н. Н., Симаков В. А., Годунок Л. А. и др. Использование систем технического зрения для определения параметров относительного движения космических аппаратов. *Пробл. упр. и информ.* 2016. № 6. С. 103—118.
3. *Концепция построения комплекса средств сближения и захвата «Азимут»*: отчет. Киев: КБ АО «НПК «Курс», 2016. 30 с.
4. Barton D. K. *Radar Equations for Modern Radar*. Artech House, 2012. 410 p.
5. Jain V., Heydari P. *Automotive Radar Sensors in Silicon Technologies*. Springer, 2015. 100 p.
6. Li J., Stoica P. *MIMO Radar Signal Processing*. Wiley-IEEE Press, 2008. 448 p.
7. *TIDEP-01012, Imaging Radar Using Cascaded mmWave Sensor. DesignGuide*. Texas Instruments Inc., 2019. 33 p.
8. Wirth W.-D. *Radar Techniques Using Array Antennas*: 2nd ed. IET, 2013. 560 p.

Стаття надійшла до редакції 24.12.2019

REFERENCES

1. Vasylyev V. V. (2013). *Introduction to orbital service*. K.: Elmiz [in Russian].
2. Gubarev V. F., Boyun V. P., Melnichuk S. V., Salnikov N. N., Simakov V. A., Godunok L. A., et al. (2016). Use of technical vision systems for determining parameters of the relative motion of spacecrafts. *Problems of control and informatics*, No. 6, 103—118 [in Russian].
3. DO JSC "RPC "KURS" (2016). The building concept of "Azimuth" approaching and capturing means set: (Report). Kiev [in Russian].
4. Barton D. K. (2012). *Radar Equations for Modern Radar*. Artech House.
5. Jain V., Heydari P. (2015). *Automotive Radar Sensors in Silicon Technologies*. Springer.
6. Li J., Stoica P. (2008). *MIMO Radar Signal Processing*. Wiley-IEEE Press.
7. TIDEP-01012 (2019). *Imaging Radar Using Cascaded mmWave Sensor. DesignGuide*. Texas Instruments Inc.
8. Wirth W.-D. (2013). *Radar Techniques Using Array Antennas*: 2nd ed. IET.

Received 24.12.2019

*В. В. Васильев*¹,

голова наглядової ради, канд. фіз.-мат. наук, Заслужений економіст України, нагороджений почесною грамотою Кабінету Міністрів України.

*Л. Я. Годунок*²,

нач. відділу, Заслужений машинобудівник України

E-mail: godunokla@ukr.net

*В. А. Волков*³,

старш. наук. співроб.

*С. В. Мельничук*⁴,

старш. наук. співроб., канд. техн. наук

*С. В. Деркач*²,

голов. електронік відділу

*А. В. Сомов*³

провід. інж.

¹ Приватне акціонерне товариство «ЕЛМІЗ»

вул. Бориспільська 9, Київ, Україна, 02099

² Приватне акціонерне товариство «Науково-виробничий комплекс «Курс»

вул. Бориспільська 9, Київ, Україна, 02099

³ Радіоастрономічний інститут НАН України

вул. Червонопрапорна 4, Харків-2, Україна, 61002

⁴ Інститут космічних досліджень НАН України і ДКА України

Проспект Академіка Глушкова 40, к. 4/1, Київ-187, Україна, 03187

ПРО ПОБУДОВУ АДАПТОВАНОЇ СИСТЕМИ ВЗАЄМНИХ ВИМІРЮВАНЬ ДЛЯ АВТОНОМНОГО ЗБЛИЖЕННЯ КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ З НЕКООПЕРОВАНИМИ КОСМІЧНИМИ ОБ'ЄКТАМИ

Розробляються підходи до створення системи взаємних вимірювань параметрів руху для зближення космічних апаратів різних класів і призначення з некооперованими космічними об'єктами і подальшого виконання різних операцій на орбіті. Розглянуто оптимальну структуру і склад давачів, що реалізують поставлене завдання.

Проведено аналіз створених в світі систем взаємних вимірювань, які пройшли натурні випробування в умовах космічного простору, показано переваги та недоліки оптичних і радіотехнічних давачів зближення при роботі в контурі управління рухом космічного апарата. Сформовано функціональні вимоги до апаратури системи взаємних вимірювань для забезпечення керування сервісним космічним апаратом при зближенні з некооперованим космічним об'єктом. Наведено склад запропонованої системи взаємних вимірювань і описано режими її роботи при зближенні космічних апаратів.

Розглянуто варіанти побудови радіолокаційної системи для роботи на геостационарній і низькій навколоземній орбітах. Визначено методи вимірювання параметрів взаємного зближення і положення космічних апаратів за допомогою радіолокаційної системи. Наведено основні характеристики приймально-передавального модуля активної фазованої антенної решітки, яка є складовою антенного пристрою радіолокаційної системи. Описано метод визначення кутових параметрів взаємного положення космічних апаратів за допомогою системи технічного зору, розглянуто особливості її побудови, наведено характеристики необхідних відеокамер. Визначено склад системи технічного зору для вирішення завдань управління космічним апаратом на фінальному етапі зближення. Описано принцип роботи лазерного далекоміра. Наведено спосіб підвищення точності вимірювання лазерного далекоміра. Наведено технічні характеристики пристроїв системи технічного зору.

Ключові слова: космічний апарат, некооперований космічний об'єкт, орбітальне сервісне обслуговування, радіолокаційна система, система взаємних вимірювань.

*V. V. Vasylyev*¹

Head of Supervisory Board, Private Joint Stock Company “ELMIZ”,
Cand. Sci. in Phys. & Math., Honored Economist of Ukraine

*L. A. Godunok*²

Head of Design Bureau Department, Honored Machine Builder of Ukraine
E-mail: godunokla@ukr.net

*V. A. Volkov*³

Senior Researcher

*S. V. Melnychuk*⁴

Senior Researcher, Cand. Sci. in Techn.

*S. V. Derkach*²

Chief Electronics Engineer of Design Bureau Department

*A. V. Somov*³

Principal Engineer

¹ Private Joint Stock Company “ELMIZ”,

9 Boryspilska Str., Kyiv, 02099, Ukraine

² Private Joint Stock Company “Research and Production Complex “KURS”

9 Boryspilska Str., Kyiv, 02099, Ukraine

³ Institute of Radio Astronomy National Academy of Sciences of Ukraine

4 Chervonopraporna Str., Kharkiv, 61002 Ukraine

⁴ Space Research Institute National Academy of Sciences of Ukraine and State Space Agency of Ukraine

40 Akademika Hlushkova Ave, build. 4/1, Kyiv, 03187, Ukraine

ON THE CONSTRUCTION OF AN ADAPTABLE SYSTEM OF MUTUAL MEASUREMENTS FOR AUTONOMOUS RENDEZVOUS OF SPACECRAFTS WITH NON-COOPERATIVE SPACE OBJECTS

The article discusses approaches to the design of a system of mutual measurements of motion parameters for rendezvous of spacecrafts of different classes and purposes with non-cooperative space objects, as well as for further operations in orbit. The effective structure and the composition of sensors are described.

The presented analysis of systems of this type passed the environmental tests in space, has shown the advantages and disadvantages of optical and radio-technical proximity sensors included in the spacecraft motion control loop. The analysis allowed us to formulate performance requirements for the equipment of a mutual measurement system to ensure the service spacecraft control during its approaching a non-cooperative space object. The composition of the proposed system is given, and its operating modes during spacecrafts' approaching are described.

The options of the radar system for geostationary and low-earth orbit are examined. Methods of measurements of mutual rendezvous parameters and positions of spacecrafts using the radar system are defined. The main specifications for the receiving-transmitting unit of an active phased antenna array are described. This antenna is an element of the antenna device of the radar system. The method for definition of angular parameters of spacecrafts' mutual positions using the machine vision system is described together with the peculiarities of its construction and the characteristics of required video cameras. The article also provides the design of a machine vision system for spacecraft control at the final stage of rendezvous, technical specifications of machine vision system devices, the principle of performance, and the way to improve the accuracy of laser rangefinder measurements.

Keywords: spacecraft, non-cooperative space object, on-orbit servicing, radar system, mutual measurement system.