

ПРЕЦИЗИОННЫЕ ОПТИЧЕСКИЕ ИНФОРМАЦИОННО-ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЕ И УПРАВЛЯЮЩИЕ СИСТЕМЫ

НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЙ ЖУРНАЛ

ISSN 3033-778X



№ 2
2026

ПРЕЦИЗИОННЫЕ ОПТИЧЕСКИЕ ИНФОРМАЦИОННО-ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЕ И УПРАВЛЯЮЩИЕ СИСТЕМЫ

НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЙ ЖУРНАЛ АО «НПК «СПП»

№ 2. 2026

ISSN 3033-778X

Главный редактор:

д. т. н., с. н. с. Сухой Ю. Г.

Заместители главного редактора:

д. т. н. Агеев Ю. Д.

д. ф. м. н. Трушкова Е. А.

Редакционная коллегия:

к. т. н. Акентьев А. С. (АО «НПК «СПП»),

д. т. н. Алеев Р. М. (ОСП г. Казань),

д. т. н., профессор Бажанов Ю. В. (АО «НПК «СПП»),

д. т. н., профессор Бетанов В. В. (АО «РКС»),

д. т. н., профессор Бондарева М. К. (ФГБНУ «Экспертно-аналитический центр»),

д. т. н., профессор Бусыгин В. П. (ФГКУ «12-й ЦНИИ» МО РФ),

д. т. н., профессор Круглов А. В. (АО «РКС»),

д. т. н., доцент Малай И. М. (ФГУП «ВНИИФТРИ»),

д. т. н., профессор Мальцев Г. Н. (ВКА им. А. Ф. Можайского),

д. ф. м. н., профессор Милюков В. К. (Государственный астрономический институт им. П. К. Штернберга МГУ им. М. В. Ломоносова),

д. т. н., с. н. с. Олейников И. И. (АО «ЦНИИмаш»),

д. т. н., доцент Пасынков В. В. (АО «НПК «СПП»),

д. т. н., профессор Пеньков М. М. (АО «ЦНИИмаш»),

д. т. н. Полтавец Ю. И. (АО «РКС»),

д. т. н., доцент Соколов А. Л. (АО «НПК «СПП»),

д. т. н., с. н. с. Тунгушпаев А. Т. (АО «НПК «СПП»),

д. т. н. Швыдун В. В. (ФГУП «ВНИИФТРИ»).

Основные разделы журнала:

№	Наименование	Научные специальности ВАК
1.	Информационно-измерительные и управляющие системы	2.2.11.
2.	Оптические и оптико-электронные приборы и комплексы	2.2.6.
3.	Приборы навигации	2.2.5.
4.	Радиотехника, в том числе системы и устройства телевидения	2.2.13.
5.	Радиолокация и радионавигация	2.2.16.
6.	Системный анализ, управление и обработка информации	2.3.1.
7.	Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов	2.5.16.

Содержание:

Рубрика 2.2.11.

1. Алексеев И. В., Давтян А. С., Мурашкин В. В., Румянцев В. Е. Перспективы развития систем управления технологическим оборудованием с применением методов искусственного интеллекта..... 3
2. Никольская Т. В., Сухой Ю. Г., Боровский В. Ф., Фильченко Г. В. Создание автоматических компактных квантово-оптических станций для построения масштабируемых измерительных сетей.....8
3. Радько А. Г., Афанасенков Ю. М. Применение аффинного алгоритма в оптико-электронных приборах определения параметров сближения космических аппаратов..... 13

Рубрика 2.2.6.

4. Архипов С. А. Аналитическая модель проникающей способности оптико-электронной аппаратуры, установленной на борту космического аппарата, предназначенного для мониторинга техногенных космических объектов.....24
5. Демидова И. В. Система калибровки лунного лазерного дальномера Apollo 30
6. Мальцев Г. Н., Логунов С. В. Анализ блеска космических объектов с использованием моделей типовых объектов оптической локации 40
7. Боровский В. Ф., Гобов А. В., Знаменский И. В., Зотьев Е. О., Юдин С. Ю. Оптико-электронная система для обнаружения малоразмерных объектов. 47
8. Афанасенков Ю. М., Радько А. Г. Основные принципы построения перспективных оптико-электронных приборов определения параметров сближения.....51
9. Горбов С. М., Павлов И. В., Горбов В. М., Червонкин А. П., Терентьев А. И. Автоматизация процесса юстировки в оптико-электронных приборах 57
10. Соколов А. Л. Лазеры в космической технике.....62
11. Коршунов В. С., Горчаковский С. Н., Силантьева А. В., Соин С. Н. Контроль геометрических параметров опорно-поворотных устройств телескопов при сборке на заводе и монтаже 67
12. Сухой Ю. Г., Кутузова Д. М., Никольская Т. В. Наблюдение светодиодных источников излучения, размещенных на космических аппаратах, наземными оптико-электронными средствами 74
13. Мурашкин В. В., Алыбин К. В., Лозов Р. К., Макаров Д. К., Масловец М. В. Метод стабилизации высокоскоростного лазерного восходящего канала связи.....80

Рубрика 2.2.5.

14. Глотов С. Г., Зотьев Е. О. Алгоритмы компрессии сигналов на основе пофрагментной полиномиальной аппроксимации 86

Рубрика 2.5.16.

15. Сухой Ю. Г., Мошнин А. А., Никольская Т. В. Оперативная коррекция параметров модели плотности верхней атмосферы Земли по результатам обработки измеренных текущих навигационных параметров движения низкоорбитальных космических аппаратов.....93

УДК 004.42:004.8:629.7

ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИМ ОБОРУДОВАНИЕМ С ПРИМЕНЕНИЕМ МЕТОДОВ ИСКУССТВЕННОГО ИНТЕЛЛЕКТА

Иван Владимирович Алексеев¹

Арсен Самвелович Давтян¹

Вячеслав Владимирович Мурашкин² — канд. техн. наук

Вадим Евгеньевич Румянцев¹

¹*Филиал АО «НПК «СПП» в Санкт-Петербурге, info@npkssp.ru*

²*АО «НПК СПП», info@npk-spp.ru*

В статье кратко рассмотрена история развития методов искусственного интеллекта (ИИ), применяемых для осуществления функций управления техническими системами, указаны предпосылки для применения современных систем ИИ третьего поколения, описан опыт авторов в применении методов ИИ в системах управления оборудованием различного назначения.

Ключевые слова: программное обеспечение, системы управления, искусственный интеллект третьего поколения

PROSPECTS FOR THE DEVELOPMENT OF CONTROL SYSTEMS FOR TECHNOLOGICAL EQUIPMENT USING ARTIFICIAL INTELLIGENCE METHODS

Ivan V. Alekseev¹

Arsen S. Davtyan¹

Viacheslav V. Murashkin² — Cand. Sc. (Technology)

Vadim E. Rumyantsev¹

¹*JSC «RPC «PSI», St. Petersburg branch, info@npkssp.ru*

²*JSC «RPC «PSI», info@npk-spp.ru*

The article briefly examines the history of the development of artificial intelligence (AI) methods used to implement control functions for technical systems, identifies the prerequisites for the use of modern third-generation AI systems, and describes the authors' experience in applying AI methods in control systems for equipment for various purposes.

Keywords: software, control systems, third-generation artificial intelligence

«Национальная стратегия развития искусственного интеллекта (ИИ) на период до 2030 года» определяет ИИ как комплекс технологических решений, позволяющий имитировать когнитивные функции человека (включая поиск решений без заранее заданного алгоритма) и получать при выполнении конкретных задач результаты, сопоставимые с результатами интеллектуальной деятельности человека или превосходящие их. Комплекс технологических решений включает в себя информационно-коммуникационную инфраструктуру, программное обеспечение (в том числе в котором используются методы машинного обучения), процессы и сервисы по обработке данных и поиску решений [1]. Отметим, что предмет, задачи и средства ИИ определены в Национальной стратегии весьма широко. В настоящее время различные методы ИИ уже получили широкое применение в различных направлениях человеческой деятельности, и для обеспечения актуальности и конкурентоспособности выпускаемой продукции необходимо применять соответствующие технологии на высоком научно-техническом уровне. Вместе с тем, массовое представление об ИИ во многом мифологизировано и не имеет под собой рациональной научной и инженерной основы.

Исторически в развитии ИИ можно выделить три поколения. Основы ИИ первого поколения были заложены в прошлом веке, он был основан на системах символического логического вывода и экспертных системах. В числе основоположников ИИ первого поколения, труды которых оказывают наибольшее влияние на современное состояние исследований, можно назвать профессора Джона Маккарти (США), разработавшего, в частности, широко используемый до сих пор язык символической обработки списков Lisp [2] и академика Андрея Петровича Ершова (СССР), известного результатами в области формальной семантики программ [3]. А. П. Ершов, опираясь на работы Й. Футамуры (Япония) и В. Ф. Турчина (СССР) описал потенциально бесконечную последовательность семантических преобразований возрастающего уровня абстракции, названную

им проекциями Футамуры [4]. Современный нам инженерный уровень программирования соответствует работе большинства программистов на уровне первой проекции (прикладных программ, реализующих детерминированные предметной областью алгоритмы), надёжной реализации наиболее профессиональными разработчиками второй проекции (компиляторов и других систем символического логического вывода) и перспективным работам в области третьей (систем универсального преобразования семантики и автономных агентов ИИ). Неизвестно, будет ли находиться в границах когнитивных возможностей естественного интеллекта человека практически значимая реализация четвёртой семантической проекции (которую в настоящее время пытаются семантически интерпретировать отдельные исследователи [5]).

Вторая и последующие проекции Футамуры являются моделью реализации задачи ИИ (то есть поиска решений без заранее заданного алгоритма) чисто символическими методами. Необходимо отметить, что доктринально задачей ИИ в эпоху первого поколения провозглашалась реализация автономного целесообразного поведения компьютера, то есть проявления компьютером собственной воли. Одними из высших достижений в отечественной школе ИИ первого поколения были автоматически пилотируемый многоразовый космический корабль и самоорганизующиеся стаи крылатых ракет. Вместе с тем, ИИ первого поколения столкнулся с проблемой сложности, заключающейся в том, что необходимое для его работы формальное описание предметной области экспоненциально возрастает в объёме при расширении ставящихся перед ним задач, и производительности труда программистов не хватает для описания семантики сложных явлений. Ответом на проблемы ИИ первого поколения послужили совершенно иные в своей основе идеи, заложившие основы второго поколения — нейросети и глубокое обучение. Одним из наиболее известных основоположников второго поколения ИИ является лауреат премии Тьюринга профессор Ян Лекун (Франция), предложивший многие подходы к глубокому обучению в современном виде [6]. Идея ИИ второго поколения заключается в обучении нейросети на обучающей выборке, представляющей собой максимально широкое представление о предметной области в виде

непосредственно обрабатываемых исходных данных, то есть в чисто синтаксическом виде, и в дальнейшем классификации этой нейросетью входной информации на базе результатов обучения. Первоначально ИИ второго поколения отлично себя показал на задачах классификации изображений и тому подобной синтаксической информации, значительно превзойдя в этой области возможности человека. Так, например, современные нейросети способны в реальном времени с высокой достоверностью идентифицировать всех людей на изображении с видеокамер, что было недоступно для любых других методов. Неудивительно, что возникло желание адаптировать работу нейросетей с классификации визуальной информации на содержательную обработку текстов, в результате чего возникли большие языковые модели (БЯМ, англ. LLM). В основе идеи БЯМ лежит предположение, что семантика предметной области более-менее однозначно связана с описывающими эту область текстами на естественном языке. Поэтому, обработав достаточно большой корпус текстов и получив их синтаксические корреляты (которые некоторые исследователи даже отождествляли с семантикой), дальше на основании этих коррелятов можно будет генерировать семантически корректные ответы на вопросы пользователя. Некоторые наиболее увлечённые специалисты даже поначалу высказывали мнение, что, когда нейросети удастся обработать весь корпус текстов, известный человечеству, такая нейросеть получит интеллект, сравнимый с человеческим или превосходящий его. Заметим, что в этот период неявно произошёл доктринальный сдвиг в определении понятия ИИ. Под задачей ИИ всё чаще стал пониматься осмысленный диалог с пользователем и выдача содержательных ответов на вопросы, а не самостоятельное целесообразное поведение компьютера. Это объяснялось тем, что классифицирующая нейросеть сама по себе лишена какой-либо собственной воли, поэтому произошла определённая подмена цели под используемое средство. Так или иначе, благодаря успехам в развитии вычислительной техники, к 2024 году передовым компаниям удалось построить свёртки большей части доступных человечеству текстов. Однако возникновения интеллекта, сравнимого с человеческим, таким путём не произошло, что подтвердило сложную природу семантической

функции и невозможность автоматического вывода семантики из синтаксиса естественного языка. Попутно проявились такие недостатки нейросетевого подхода, как низкая объяснимость результатов, их вероятностный характер и неустраиваемые галлюцинации. По существу, БЯМ в ответ на вопрос выдаёт наиболее ожидаемую в имеющемся контексте формулировку ответа, а не результат какого-либо содержательного вывода. Сам Ян Лекун признал ошибочность чисто синтаксического пути, по которому двигалось большинство исследований в период расцвета второго поколения ИИ, раскритиковал идею БЯМ и покинул корпорацию Meta (деятельность организации признана экстремистской и запрещена на территории РФ), где занимался соответствующими исследованиями [7]. Отметим здесь важный нюанс терминологии. В западной науке об ИИ под «генеративным ИИ» подразумеваются модели ИИ, генерирующие данные на основе результатов обучения по образцам, в частности — БЯМ. В отечественном правовом поле [1], однако, используется понятие «большие генеративные модели» (БГМ), определяемое как «модели искусственного интеллекта, способные интерпретировать (предоставлять информацию на основании запросов, например об объектах на изображении или о проанализированном тексте) и создавать мультимодальные данные (тексты, изображения, видеоматериалы и тому подобное) на уровне, сопоставимом с результатами интеллектуальной деятельности человека или превосходящем их», без указания на способ реализации таких моделей. Китайским ответом на проблемы ИИ первого и второго поколения явилась концепция ИИ третьего поколения (кит. 第三代人工智能 *dì sān dài réngōng zhìnéng*), предложенная «отцом китайского ИИ» академиком Чжаном и его соавторами профессором Чжу и ассоциированным профессором Су [8] (адаптированный английский перевод [9] данной статьи был опубликован китайским издательством через 3 года после китайского оригинала). ИИ третьего поколения должен представлять собой гибридную модель, объединяющую нейросетевую и символический компоненты ИИ. Авторы объясняют свою идею так: модель ИИ третьего поколения объединяет непрерывное векторное синтаксическое пространство нейросети, непрерывное квази-семантическое векторное пространство, получаемое из синтаксиса путём

повышения, и дискретное семантическое символическое пространство, получаемое из квази-семантики путём абстрагирования. В обратную сторону эти пространства могут быть связаны путём, соответственно, вложения семантики в квази-семантическую модель и проекции квази-семантики на синтаксис. Основной проблемой ИИ третьего поколения, разумеется, является абстрагирующий компонент, который должен реализовывать семантическую функцию, то есть абстрагирование квази-семантики, полученной нейросетью из синтаксиса, до реальной семантики. В современных разработках такое абстрагирование требует участия человека, и ИИ третьего поколения, таким образом, пока является полуавтоматическим. Вместе с тем, когнитивная сложность выполнения требуемых абстракций может быть значительно меньше, чем сложность решения изначально поставленных задач в исходном виде. С другой стороны, возникает привлекательная возможность разделения нейросетевого и символического контура не только в причинно-следственной цепи, но и в физическом пространстве, что позволяет в конечном контуре управления применять только вычислительно дешёвый символический модуль, оставив вычислительно дорогой нейросетевой в удалённом дата-центре. По существу, нейросетевой контур мог бы помочь в реализации высших семантических проекций в символическом контуре и, таким образом, построении сильного символического ИИ с присущими ему достоинствами в виде детерминированности и объяснимости логического вывода, и наличия собственного целесообразного поведения. Китайская концепция ИИ третьего поколения и близкая к ней в ряде аспектов современная позиция Лекуна получили сдержанную оценку в западных странах, так как идеи Чжана и Лекуна по существу ставят под сомнение возможность получения прибыли от инвестиций в инфраструктуру ИИ второго поколения. Для ситуации в России, однако, китайское направление исследований представляется перспективным. Авторами реализовывалось применение в системах управления наземными и бортовыми квантово-оптическими системами методов ИИ с возрастающей когнитивной сложностью, основанных на концепции ИИ третьего поколения. Так, в системе управления квантово-оптическим средством был реализован способ управления путём денотационно-

семантической продукции, использующий методы символического ИИ и позволяющий из оперативного плана, подготовленного не имеющим программистской квалификации пользователем, и шаблонов проведения сеансов измерений, подготовленных пользователями, имеющими только самые общие навыки алгоритмизации, автоматически строить неограниченно сложные последовательности команд для управления технологическими операциями оборудования и выполнять эти команды в реальном масштабе времени в необходимой взаимосвязи между собой. При этом методами символической продукции из 250 КБ вручную написанного исходного кода на языке сверхвысокого уровня автоматически генерировалось 18 МБ обычного высокоуровневого кода [10]. Система управления успешно прошла государственные испытания в составе квантово-оптического средства и выполняет задачи по назначению. В дальнейшем авторами исследовалась возможность использования в системе управления бортовых волоконно-оптических лазерных передатчиков космических аппаратов методов ИИ для мониторинга, накопления и статистической обработки данных телеметрии, а также выполнения управляющих воздействий при дрейфе рабочих характеристик, снижении выходной мощности, а также деградации узлов и компонентов. Подход, опирающийся на концепцию ИИ третьего поколения, позволил расщепить предметно-ориентированный искусственный интеллект на нейросетевой контур, обрабатывающий большие массивы данных в лабораторных условиях на Земле, и символический контур, осуществляющий, например, управление бортовым оборудованием космического аппарата. Последний работает только с уже наполненным и при необходимости верифицированным семантическим пространством, что не требует значительных вычислительных ресурсов. В данном случае применение управления на базе методов ИИ позволяет оптимизировать и своевременно задействовать компоненты системы резервирования или планировать замену космического аппарата, повышая общую надежность миссии при работе в жестких условиях открытого космического пространства, в том числе радиационного старения оптических волокон и других узлов и элементов высокоскоростных лазерных передатчиков [11]. Для оптико-электронных си-

стем, работающих в условиях неполной информации о внешней среде, ИИ способен обеспечить автоматическую коррекцию алгоритма управления в зависимости от результатов анализа функционирования управляемой системы при эксплуатации.

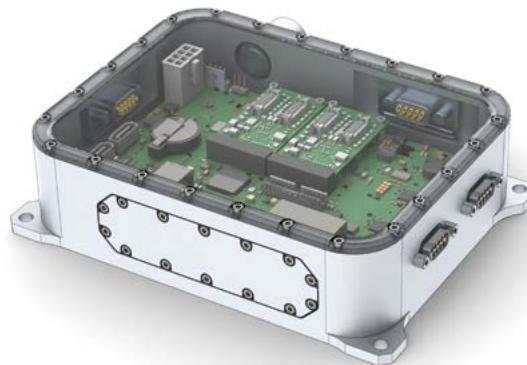


Рисунок 1 — Изображение конструкции системы управления в бортовом исполнении, содержащей символический контур

Авторы полагают необходимым и далее развивать работы в данной области в рамках создания новых и модификации существующих квантово-оптических систем. В особенности перспективными выглядят исследование методов автоматизации абстрагирования, полученного нейросетью непрерывного квазисемантического пространства в дискретное символическое семантическое пространство, а также адаптация реализованных методов для возможности применения более широким кругом конечных пользователей.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Указ Президента РФ от 05.02.2024 № 124 «О внесении изменений в Указ Президента Российской Федерации от 10 октября 2019 г. № 490 «О развитии искусственного интеллекта в Российской Федерации» и в Национальную стратегию, утвержденную этим Указом».
2. McCarthy J. *Recursive Functions of Symbolic Expressions and Their Computation by Machine*. Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, Mass., 1960.
3. Ершов А. П. Современное состояние теории схем программ // *Проблемы кибернетики*. — М.: Наука, 1973. — Вып. 27. — с. 87–110.
4. Ершов А. П. О сущности трансляции // *Программирование*, 1977, 5, с. 21–39.
5. LeCun Y., Bengio Y., Hinton G. Deep learning.

- Nature*, 2015, 521.
6. <https://www.technologyreview.com/2026/01/22/1131661/yann-lecuns-new-venture-ami-labs/>
 7. 张钹, 朱军, 苏航. 迈向第三代人工智能. 中国科学: 信息科学 2020 年第 50 卷第 9 期: 1281–1302. Zhang B., Zhu J., Su H.; [Toward the Third Generation of Artificial Intelligence].
 8. Zhang B., Zhu J., Su H. Toward the third generation artificial intelligence. *Sci China Inf Sci*, 2023, 66(2).
 9. Румянцев В. Е., Яковлев А. В. Применение методов символического искусственного интеллекта в системе управления лунным лазерным дальномером // «Прецизионные оптические информационно-измерительные и управляющие системы», № 1, 2026, стр. 33–37.
 10. Alekseev I. V., Davtian A. S., Murashkin V. V., Rumyantsev V. E. Application of AI methods in control system for onboard fiber-optic laser transmitters of spacecraft laser communication terminals // *Information Technology, Data Science, and Artificial Intelligence: From Theory to Applied Solutions—ITDATAI 2025 Conference Proceedings*, Springer, 2026 (in press).

УДК 629.785.3

СОЗДАНИЕ АВТОМАТИЧЕСКИХ КОМПАКТНЫХ КВАНТОВО-ОПТИЧЕСКИХ СТАНЦИЙ ДЛЯ ПОСТРОЕНИЯ МАСШТАБИРУЕМЫХ ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ СЕТЕЙ

Татьяна Викторовна Никольская
Юрий Георгиевич Сухой — д-р техн. наук
Владимир Францевич Боровский — канд.
техн. наук
Фильченко Галина Владимировна

АО «НПК «СПП», info@nprk-spp.ru

В статье представлены результаты исследований по созданию масштабируемой сети автоматических компактных квантово-оптических станций (АК КОС) для высокоточного определения орбит низкоорбитальных космических аппаратов (НКА). Проведен анализ существующих средств измерения, обоснована необходимость разработки новой измерительной сети. Представлены результаты исследований по разработке технических требований к компонентам АК КОС, обоснованию мест их размещения и оценке эффективности применения.

Ключевые слова: квантово-оптические станции, низкоорбитальные космические аппараты, прецизионные измерения, масштабируемая измерительная сеть.

DEVELOPMENT OF AUTOMATIC COMPACT QUANTUM OPTICAL STATIONS FOR CONSTRUCTING SCALABLE MEASUREMENT NETWORKS

Tatyana V. Nikolskaya
Yury G. Sukhoy — Dr. Sc. (Technology)
Vladimir F. Borovsky — Cand. Sc. (Technology)
Filchenko Galina Vladimirovna

JSC «RPC «PSI», info@nprk-spp.ru

The article presents the results of research on developing a scalable network of automatic compact quantum optical stations (AC QOS) for high precision orbit determination of low Earth orbit spacecraft (LEO spacecraft). An analysis of existing measurement tools has been conducted, and the necessity of developing a new measurement network has been substantiated. The paper also presents the research results on formulating technical requirements for AC QOS

components, justifying their deployment locations, and assessing the effectiveness of their application.

Keywords: quantum optical stations, low Earth orbit spacecraft, precision measurements, scalable measurement network.

В современных условиях развития космической отрасли особую актуальность приобретает проблема точного определения орбит низкоорбитальных космических аппаратов (НКА). В настоящее время определение орбит НКА осуществляется преимущественно радиотехническими средствами (РТС) и аппаратурой спутниковой навигации (АСН). Однако точность измерений РТС составляет 3–20 м по дальности и 36–360" по угловым координатам, а АСН имеет систематические и случайные ошибки по координатам на уровне 0.3÷0.5 м. Существующие радиотехнические средства измерения орбит НКА значительно уступают по точности квантово-оптическим системам (КОС). Современные КОС типа «Сажень» [1] различных модификаций и лазерная станция «Точка» [2] обладают высокой точностью (ошибка менее 0.02 м по дальности и 5–10" по угловым параметрам), но редко используются из-за малого количества станций и технических ограничений на проведение измерений, основными из которых являются: отсутствие ретрорефлекторов на НКА, высокая угловая скорость движения НКА относительно КОС, недостаточная проработка методик измерений. Из-за ограниченного количества станций и особенностей их размещения КОС используются преимущественно для юстировочных целей и контроля точности определения орбит по радиотехническим измерениям [3]. Существенным ограничением также является то, что КОС имеют узкую диаграмму светового луча — около 5–6" [4]. Данная ситуация определяет необходимость разработки новых подходов к организации измерительной сети автоматических компактных (АК) КОС, способных обеспечить требуемую точность определения орбит НКА при оптимальном использовании имеющихся технических средств [5].

В рамках проведенного исследования были выполнены комплексные расчёты энергетиче-

ских параметров измерительной системы для различных режимов работы АК КОС с применением фундаментальных методик, изложенных в работах [6,7]. На основании проведённых расчётов построены графики зависимости апертуры телескопа от дальности до КА для различной энергии лазера в импульсе, показанные на рисунке 1.

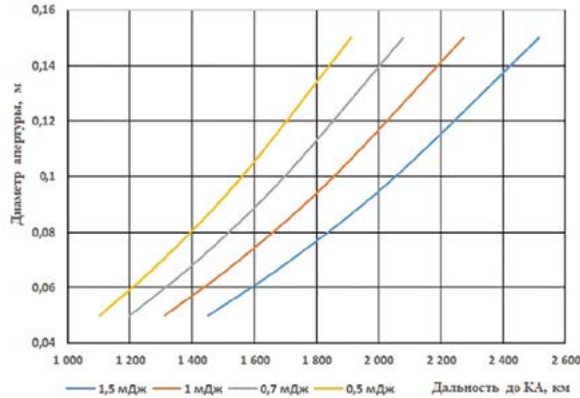


Рисунок 1 — Зависимость апертуры телескопа от дальности до КА с одним уголковым отражателем для различной энергии лазера в импульсе

Определено, что для дальности до КА 1 000 км с одним уголковым отражателем, можно использовать импульсно-периодический лазер с энергией в импульсе 0,5 мДж и апертуру приёмного телескопа 5 см. До высоты 2 000 км можно использовать лазер с энергией в импульсе 1 мДж и апертурой 12 см. При наличии группы уголковых отражателей можно использовать импульсно-периодический лазер с энергией в импульсе 0,5 мДж и апертуру приёмного телескопа 5 см для дальности до 2 500 км, это соответствует высоте полета КА 1 250 км. Аналогичные графики для группы уголковых отражателей представлены на рисунке 2.

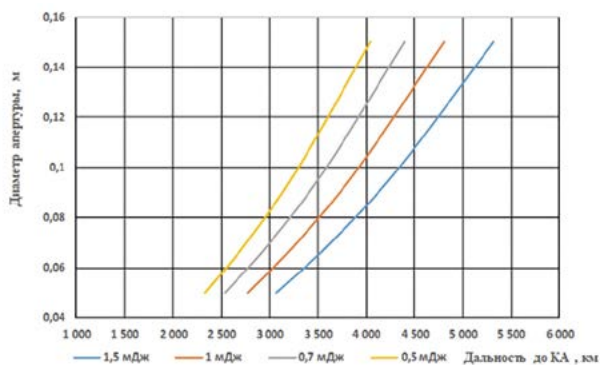


Рисунок 2 — Зависимость апертуры телескопа от дальности до КА с группой уголковых отражателей для различной энергии лазера в импульсе

При диффузном отражении светового луча площадью КА вместе с солнечными батареями от 40 кв.м можно использовать импульсно-периодический лазер с энергией в импульсе 1 мДж и апертуру приёмного телескопа 15 см до высоты 250 км, с энергией в импульсе 1,5 мДж до высоты 270 км, а с энергией в импульсе 2,5 мДж до высоты 310 км, что следует из графиков, представленных на рисунке 3.

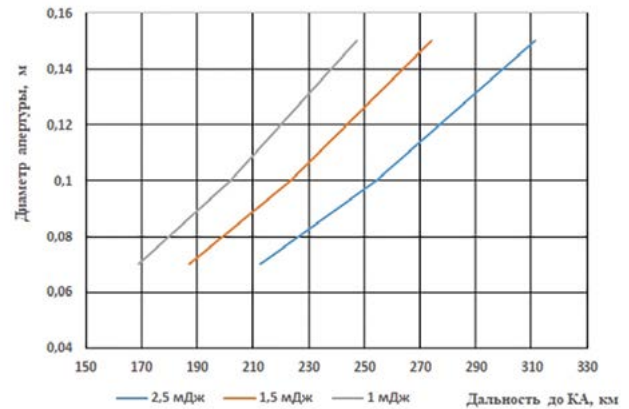


Рисунок 3 — Зависимость апертуры телескопа от дальности до КА при диффузном отражении для различной энергии лазера в импульсе

В результате проведенных исследований разработаны предложения по составу и габаритам АК КОС. Определены требования к лазеру: длина волны ~ 400–600 нм, энергия в импульсе 0,2–1,5 мДж, длительность импульса 5–50 пс, частота следования импульсов 1–30 кГц. Подобраны прототипы лазеров для создания АК КОС (TETA-6,10,20; TETA-3-HE, UPL-100–15–100) [8]. Представленные результаты демонстрируют возможность создания компактного измерительного комплекса с заданными характеристиками дальности действия при оптимальном подборе энергетических параметров лазерного излучения и оптических систем. Полученные данные служат основой для проектирования АК КОС с требуемыми характеристиками прецизионных измерений.



Рисунок 4 — Обобщённая структурная схема АК КОС

Такие автоматические компактные системы должны обладать высокой мобильностью, возможностью автономной работы и малым временем развёртывания, что позволит оперативно формировать масштабируемую сеть станций в зависимости от метеоусловий и траектории полёта НКА. Для АК КОС целесообразно использовать компактные малогабаритные лазеры с небольшой энергией импульса, обеспечивающие их работу до высот 2000–3000 км, что позволит существенно уменьшить габариты станций для оперативного развёртывания в масштабируемой сети. При соответствующем подборе фотоприёмного устройства в АК КОС возможно использовать телескопы с маленьким диаметром апертуры для облегчения конструкции. В этой связи рассмотрены возможные варианты фотоприёмных устройств с различной пороговой чувствительностью ($P_{\text{п}}$, нВт) и квантовой эффективностью ($K_{\text{э}}$), показанные в таблице 1.

Таблица 1 — Характеристики фотоприёмных устройств

Тип фотодетектора	$P_{\text{п}}$ при $T_{\text{имп}}=50$ пс	$P_{\text{п}}$ при $T_{\text{имп}}=5$ пс	$K_{\text{э}}, \%$	Примечание
PIN-детекторы	5–20	20–80	70–90	Инертность, влияние шумов
Лавинные фотодиоды (APD, SPAD, SiPM)	2–10	10–40	50–80	Влияние послеимпульсов, шумов
Сверхпроводящие однофотонные детекторы (SNSPD)	2–15	20–150	80–90	Требуется охлаждение, низкая эффективность регистрации

Из таблицы 1 следует, что при уменьшении длительности импульса достаточно хорошей пороговой чувствительностью, приемлемой для применения в АК КОС, обладают лавинные фотодиоды. Выбраны прототипы фотоприёмного устройства: Si APD Hamamatsu S11212/S11299–121, имеющий $K_{\text{э}} = 70–80\%$ в диапазоне 532 нм [9] и SPAD детектор COUND BLUE (Laser Components), имеющий $K_{\text{э}}=70\%$ в диапазоне 532 нм [10]. Требуется также применение малогабаритных быстрых опорно-поворотных устройств в связи с высокой скоростью движения НКА относительно измерительной станции. В качестве прототипа возможно рассмотреть выравниваемую по уровню горизонта платформу с установленным на ней устройством Asa Electronics DDM 200 [11].

Одним из путей повышения точности определения орбит КА, в том числе низкоорбитальных, является создание масштабируемой

измерительной сети АК КОС, позволяющих получать информативные выборки измеренных ТНП КА за счёт оптимального планирования измерений. Средства командно-измерительных пунктов (КИП) и системы высокоточного определения эфемеридно-временной информации (СВО ЭВИ), используемые в наземном автоматизированном комплексе управления научно-социального и экономического назначения (НАКУ КА НСЭН и измерений) для определения и контроля орбит низкоорбитальных КА приведены в таблице 2.

Таблица 2 — Средства командно-измерительных пунктов и системы высокоточного определения эфемеридно-временной информации

КИП, система	Расположение	Средства измерений ТНП
Восточный	Космодром «Восточный», г. Углегорск	КИС «Клён», «Клён-СП», «Компарус»
Западный	Московская область, ПЭ Медвежьи Озёра. АО «РКС», г. Москва	КИС «Клён», «Клён-М», «Компарус»
Центральный	г. Железногорск, Красноярский край	КИС «Клён», «Компарус»
Балтийский	Калининград и Калининградская область	КИС «Клён», «Компарус»
ИКК Байконур	Казахстан, г. Байконур, пл. 23	КИС «Клён-СП» НРТК «Квант-СП»
СВОЭВИ	Казахстан, г. Байконур, пл. 23	КОС «Сажень-ТОС»
СВОЭВИ	СОН «Архыз»	КОС «Сажень-М»
СВОЭВИ	ЮАР, г. Хартебестхук	КОС «Сажень-ТМ-БИС»
СВОЭВИ	Бразилия, г. Бразилиа	КОС «Сажень-ТМ-БИС»

В настоящее время существует острая необходимость в создании для НАКУ КА НСЭН и измерений масштабируемой сети АК КОС в целях обеспечения точного определения орбит НКА. Решение данной проблемы приобретает особую актуальность в контексте реализации национального проекта «Космос» на период 2025–2036 годов, в рамках которого планируется запуск НКА, приведенных в таблице 3.

Таблица 3 — Космические аппараты, вошедшие в национальный проект «Космос» (2025–2036 гг.)

КА/ группировка	Назначение	Высота орбиты (км)
«Беркут О»	Обзорная оптико-электронная, радиолокационная и оптическая съёмка	500–800

«Спектр»	Исследование динамики магнитного поля Земли, короны Солнца	500 и выше
«Резонанс»	Исследование магнитного поля Земли	500–800
«Арка»	Изучение солнечной короны	500–2000
«Нуклон»	Исследование космических лучей	500–1000
«Бион-М»	Космические биологические эксперименты	300–800
Спутники ДЗЗ	Мониторинг земной поверхности, поддержка служб МЧС, сельского хозяйства и др.	Ресурсные спутники 600–900 Метеоспутники 900–1400 Обзорные спутники 500–800

Создание развитой сети АК КОС является критически важным условием для обеспечения точного определения орбит всех перечисленных космических аппаратов и группировок, что позволит: повысить точность навигационно-баллистического обеспечения, обеспечить эффективное управление космическими объектами, гарантировать успешное выполнение целевых задач космических миссий. Для решения вопросов размещения АК КОС проведены расчеты максимальных зон видимости полета НКА на различных высотах, показанные в таблице 4.

Таблица 4 — Максимальные зоны видимости полета НКА на различных высотах

Угол места, °	t , мин ($H=500$ км)	t , мин ($H=1000$ км)	t , мин ($H=2000$ км)
7	10,3	15,9	25
20	7,8	12	19,3
30	6	9,4	15

Период низкоорбитальных КА и радиус зон видимости (ЗВ) в проекцию на Землю при различных углах места (7° для средств РТС, 30° обобщенно для КОС) показан в таблице 5.

Таблица 5 — Период низкоорбитальных КА и радиус зон видимости

Период и радиус ЗВ	t , мин ($H=500$ км)	t , мин ($H=1000$ км)	t , мин ($H=2000$ км)
T , мин	94,5	105	127
$R(7)^\circ$	19,6	27,3	35,4
$R(30)^\circ$	11,4	16	21,3

На рисунке 5 показаны места наиболее рационального размещения АК КОС для создания масштабируемой измерительной сети ис-

ходя из количества солнечных дней на территории России.



Рисунок 5 — Зоны благоприятного размещения АК КОС на территории РФ исходя из количества ясных дней

Достоинства АК КОС заключаются в их лёгкой и быстрой установке в требуемых местах согласно рисунку 5. Масштабируемость сети заключается в выборочном подключении требуемых КОС по погодным условиям из единого центра управления, что обеспечит требуемую плотность наземной сети при работе по НКА. На рисунке 6 показан пример размещения АК КОС для обеспечения измерений по НКА с высотой полета 500 км на территории России в наземном автоматизированном комплексе управления КА НАКУ КА НСЭН и измерений.

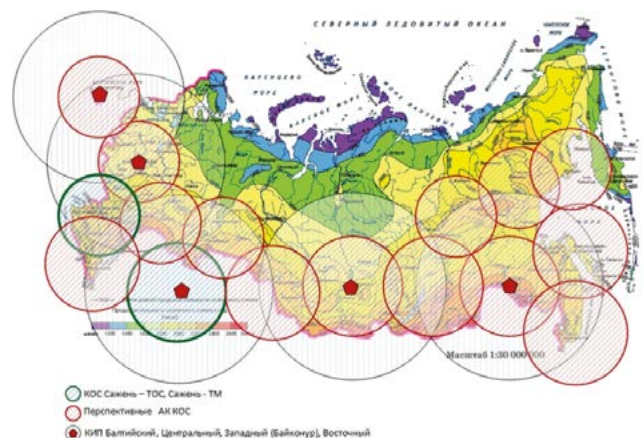


Рисунок 6 — Пример размещения АК КОС в НАКУ КА НСЭН и измерений

Применение АК КОС с апертурой 5–10 см и энергией лазера в импульсе 0.45–1.3 мДж позволяет создать масштабируемую сеть для проведения прецизионных измерений ТНП НКА. Выбранные прототипы компонентов (ASA DDM200, Hamamatsu S11212 и др.) подтверждают техническую реализуемость про-

екта. Оптимальное размещение станций на территории РФ обеспечит высокую точность измерений при минимальных затратах. Разработанная структура АСУ АК КОС показана на рисунке 7.

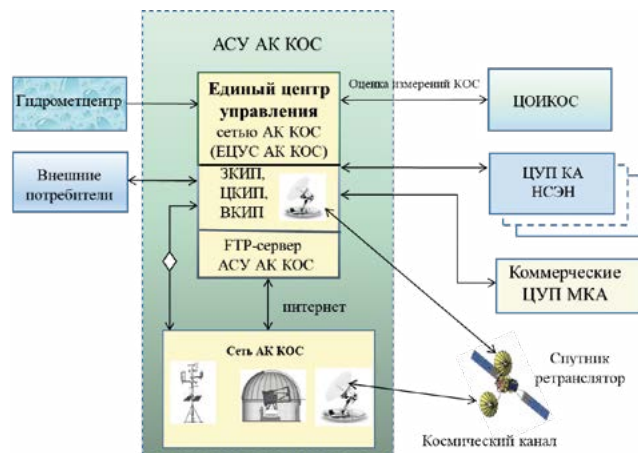


Рисунок 7 — Структура АСУ АК КОС

Таким образом, возможно создание масштабируемых сетей на основе АК КОС.

Выводы.

1. Разработана концепция создания АК КОС и масштабируемой измерительной сети для высокоточного определения орбит НКА с учётом погодных условий и траекторий полёта НКА.
2. Определены основные требования к параметрам АК КОС (энергия лазера в импульсе, апертура телескопа, габариты, требования к опорно-поворотному устройству), выбраны прототипы её компонентов.
3. Обоснованы места размещения АК КОС в НАКУ КА НСЭН и измерений исходя из количества солнечных дней в году на территории РФ.
4. Применение АК КОС позволяет оперативно формировать масштабируемую сеть измерений, что повышает точность и надёжность проведения измерений ТНП в технологических циклах оперативного навигационно-баллистического обеспечения управления низкоорбитальными КА.

ЛИТЕРАТУРА

1. Бурмистров В. Б., Бурмистров Е. В., Гаязов И. С., Иванов Д. В., Ильин Г. Н., Ипатов А. В., Кацев Ю. В., Коваль В. В., Корнев А. Ф., Митряев В. А., Рахимов И. А., Смоленцев С. Г. Модернизация спутникового лазерного дальномера «Сажень-ТМ» в об-

серватории «Светлое» // Труды ИПА РАН. 2023. Вып. 66. С. 3–10.

2. Борисов Б. А., Донченко С. И., Жабин А. С., Мурашкин В. В., Пархоменко Н. Н., Рой Ю. А., Садовников М. А., Соколов А. Л., Титов Е. В., Шаргородский В. Д. О создании радиолазерных комплексов «Точка» для решения задач космической геодезии и навигации // Фотоника. 2022. Т. 16. № 5. С. 370–391.
3. Шаргородский В. Д. Лазерная дальнометрия. Задачи. Современное состояние. Перспективы. Презентация. <https://docs.yandex.ru/docs/view?tm=0016966&tld=ru&lang=ru&name=Shargorodsky-laser-ranging-luas-2007.pdf>
4. Введение в космическую лазерную дальнометрию: учеб. пособие / А. С. Акентьев, В. В. Пасынков, А. Л. Соколов. — М.: Издательство МЭИ, 2023. — 76 с.
5. Никольская Т. В. Определение контролируемых параметров малых космических аппаратов с использованием оптических сигналов. К. Э. Циолковский: проблемы индустриализации космоса и рационального использования земных ресурсов. Материалы 60-х Научных чтений, посвященных разработке научного наследия и развитию идей К. Э. Циолковского. Часть 1. Калуга: ИП Стрельцов И. А. (Изд-во «Эйдос»). 2025. ISBN 978-5-907928-67-1 (ч. 1) Стр. 66–69.
6. Молебный В. В. «Опτικο-локационные системы». М: Машиностроение, 1981.
7. Назаров В. Н., Балашов И. Ф. «Энергетическая оценка импульсных лазерных дальномеров». Издание СПб ГУ ИТМО, 2002.
8. Каталог-справочник. Лазерные источники излучения. М: Научно-технический информационно-учебный центр ЛАС, 2026.
9. Hamamatsu. 16-element Si photodiode arrays. https://docs.yandex.ru/docs/view?tm=1770129237&tld=ru&lang=en&name=s11212_series_kmpd1127e
10. https://www.lasercomponents.com/fileadmin/user_upload/home/Datasheets/lc-photon-counter/count-blue-series.pdf
11. Dimensions And Weight — Asa Electronics DDM 200 Direct Drive Mount Original User Manual. www.manualslib.com

УДК 620.783

ПРИМЕНЕНИЕ АФФИННОГО АЛГОРИТМА В ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫХ ПРИБОРАХ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ СБЛИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Андрей Гертрудович Радько
Юрий Михайлович Афанасенков

АО «НПК «СПП», info@npk-spp.ru

В статье проанализированы методы оптической локации. Предложено использовать аффинный алгоритм при создании оптико-электронных систем, за счёт чего обеспечивается более надёжное измерение дальности и скорости стыкуемых аппаратов. При помощи оптических мишеней предлагается осуществлять контроль взаимной ориентации стыкуемых аппаратов.

Ключевые слова: оптико-электронная система, лазерные локационные системы, аффинный алгоритм.

APPLICATION OF THE AFFINITY ALGORITHM IN OPTICAL AND ELECTRONIC DEVICES FOR DETERMINING THE PARAMETERS OF SPACE VEHICLES' APPROACH

Andrei G. Radko
Yury M. Afanasenkov

JSC «RPC «PSI», info@npk-spp.ru

The article analyzes the methods of optical location. It is propose to use the affine algorithm in the creation of optoelectronic systems, which ensures a more reliable measurement of the range and speed of the docked vehicles. It is proposed to use optical targets to control the mutual orientation of the docked vehicles..

Keywords: optoelectronic system, laser locating systems, affine algorithm.

Сближение и стыковка космических аппаратов (КА) являются важными и критическими операциями при управлении автоматическими и пилотируемыми космическими аппаратами. В отечественной космонавтике ранее применялись радиотехнические средства стыковки «Игла» и «Курс», в основу которых было положена радиотехническая локация для определения дальности и скорости стыкуемых аппаратов. В дальнейшем были разработаны системы

«Курс-ММ» и «Курс-НА». Вместе с тем, лазерные локационные системы (ЛЛС) сближения по сравнению с радиотехнической аппаратурой обладают меньшей погрешностью измерения дальности, небольшими размерами и высокой точностью углового разрешения. ЛЛС могут работать без ответных устройств, однако для облегчения поиска пассивного КА используются ответные оптические устройства, в качестве которых применяются активные излучающие маяки и уголкового отражатели. Разработка ЛЛС вышла на новый уровень после создания малогабаритных лазеров и полупроводниковых лазерных диодов. Основные преимущества оптической локации заключаются в следующем.

1. Высокий уровень защиты от радиопомех.
2. Более точные показатели определения дальности и скорости стыкуемых аппаратов.
3. Оптический диапазон частот обеспечивает организовать автоматическую стыковку космических аппаратов с более высокими точностными характеристиками.
4. Обеспечение применения оптических мишеней на базе уголкового отражателей с возможностью определения взаимной ориентации КА.
5. Малые габариты прибора.
6. Низкий уровень потребления энергии.

В конце 90-х годов за рубежом активно проводились испытания различных образцов аппаратуры. Сравнительная характеристика лазерных локационных систем приведена в таблице 1 [1].

Таблица 1— Сравнительная характеристика лазерных локационных систем

ЛЛС	КА-носитель	Дальность, м	Потребляемая мощность, Вт	Масса, кг
VDM	ATV	300м	26	7.6
RVS (TGM)	ATV, HTV	1–730м	35	14.3
AVGS	ASTRO	1–300м	33	16.3
RLS	XSS-1	2–3000	75	10
DragonEye	Dragon	1–3000	30	3

В этой связи на повестку дня встала задача теоретической проработки возможности создания отечественных малогабаритных приборов с низким уровнем потребления энергии.

Достижения в области создания интегральных схем позволили разработать и применять устройства для передачи изображения, включая светочувствительную матрицу и развертывающее устройство, как единый прибор в интегральном исполнении. В этой связи рассмотрен аффинный алгоритм, позволяющий обеспечить необходимую точность при работе в диапазоне от 30 м до 300 м, но далее становится непригоден, поскольку имеет неоднозначность в определении пассивных углов (углов между линией визирования и осью стыковочного узла пассивного корабля или космической станции). Тем не менее, в ситуации потери сопровождения, можно применить данный алгоритм и на малых дальностях, для получения первого приближения. Рассмотрим аффинный алгоритм.

Пусть известны координаты четырёх точек в стыковочной плоскости:

- A_{p1} (0.834; 0.834) — мишень дальней дистанции 1 (МДД1);
- A_{p2} (-1.140; 0.305) — МДД2;
- A_{p3} (0.678; -1.044) — МДД3;
- A_{p4} (0; 0.884) — мишень ближней дистанции (МБД).

Индекс p означает planar — на плоскости.

В массив полётного задания заносятся трёхмерные координаты точек мишени $A_n(a_{nx}, a_{ny}, a_{nz})$. В аффинном алгоритме используются две координаты из трёх $A_{pn}(a_{ny}, a_{nz})$. На очередном кадре получаются изображения этих точек $U_1 \dots U_4$ (от слова unsorted — неупорядоченные) на фотоприемной матрице, причем U_1 не обязательно является изображением A_{p1} и т.д. Требуется провести правильную идентификацию точек. Результатом идентификации становятся точки $F_1 \dots F_4$ (от слова Focal, т.е. изображение в фокальной плоскости), которые являются изображениями $A_{p1} \dots A_{p4}$ соответственно. Точки A_{pn} , $U_1 \dots U_4$ и, соответственно, $F_1 \dots F_4$, должны задаваться в правой системе координат, то есть, ось Y должна получаться поворотом оси X против часовой стрелки, в противном случае в матрицу аффинного преобразования добавится зеркальное отражение, усложняя факторизацию матрицы. Поэтому использование принятых в телевидении и компьютерной графике осей X «слева направо» и оси Y «сверху вниз» не допускается. В этой ситуации мы должны обратить ось Y . На этом этапе удобно отцентрировать координаты, чтобы положение (0;0) соответствовало

точке пересечения оптической оси и фотоприёмной матрицы:

$$x_{\text{центр}} = x_{\text{исх}} - o_x,$$

$$y_{\text{центр}} = o_y - y_{\text{исх}},$$

где o_x, o_y — координаты центра матрицы, номинально $o_x = o_y = 511.5$ для матрицы 1024x1024.

Далее, в линейном приближении мы считаем, что

$$F_k = TA_{pk} + r + n_k,$$

где T (от слова transform) — матрица 2x2 аффинного преобразования, r — вектор аффинного преобразования, n_k (noise) — вектор ошибки измерения координат. Предполагаем, что его компоненты независимы, имеют нулевое математическое ожидание и гауссовское распределение с одинаковой дисперсией («белый гауссовский шум»). Требуется найти такие T и r , чтобы минимизировать средний квадрат ошибки

$$\theta = \sum_{k=1}^4 |F_k - TA_{pk} - r|^2 \rightarrow \min. \quad (1)$$

Далее, из матрицы линейного преобразования T необходимо извлечь масштаб, крен и ракурсы (пассивные углы стыковки) и привести их к необходимой форме. Идентификация (сопоставление) точек изображения проводится следующим образом. Если при работе по 3 мишеням дальнего действия (МДД) не существовало простых критериев для сопоставления точек (максимальная длина или минимальная длина стороны треугольника, максимальный или минимальный угол и пр.), то при использовании четырёх точек такие критерии есть. На рисунке 1 показаны точки изображения при взгляде вдоль оси стыковки (нулевой ракурс)



Рисунок 1 — Точки изображения

Наверху, слева направо изображены: МДД2, МБД, МДД1. Внизу справа: МДД3. Именно МДД3 отчётливо «выделяется», поскольку удалена от всех остальных точек. Можно предложить, к примеру, такой алгоритм. Находим попарные расстояния между точками (всего 6):

$$R_{kn} = R_{nk} = |U_k - U_n|, k \neq n.$$

Для каждой из точек находим сумму расстояний до соседних:

$$S_n = \sum_{k \neq n} R_{kn}.$$

Точка с индексом n , для которой S_n окажется максимальной, будет соответствовать МДДЗ, т.е. F_3 . Таким образом, находим $F_3 = U_n$. Можно искать не расстояния, а квадраты расстояний и точно также находить сумму квадратов расстояний до соседних точек — алгоритм сохранит свою работоспособность, зато отпадает необходимость в вычислении квадратных корней. Далее, мы находим векторы направлений из точки F_3 в каждую из оставшихся:

$$q_k = U_k - U_n, k \neq n.$$

Отсортируем точки против часовой стрелки, так, чтобы точка, расположенная в начале серии, заняла позицию F_1 (МДД1), посередине — позицию F_4 (МБД), в конце серии — F_2 (МДД2). Сортировка выполняется любым алгоритмом, необходимо лишь определить операцию сравнения двух точек следующим образом:

$$q_n < q_k \text{ если } q_{nx}q_{ky} > q_{ny}q_{kx}.$$

Введённая нами операция упорядочивания не удовлетворяет необходимым критериям «в общем случае». К примеру, если три точки A, B, C расположены на окружности с центром, совпадающим с началом координат, то может получиться $A < B, B < C$, но при этом $C < A$, то есть нарушается транзитивность. Но когда все три точки находятся в одной полуплоскости относительно начала координат, транзитивность выполняется, поэтому сортировка может быть проведена однозначно. Для нашего частного случая трёх точек наиболее эффективным является «явный» алгоритм, рассматривающий все $3! = 6$ перестановок этих элементов. Алгоритм сортировки 3-х элементов заключается в следующем. На вход подаётся список из 3 элементов: q_1, q_2, q_3 . В процессе работы некоторые из них меняются местами. После работы список становится отсортированным в соответствии с оператором сравнения $<$. Если $q_2 < q_1$, то $q_1 \leftrightarrow q_2$. Если $q_2 < q_3$, то список уже отсортирован иначе $q_2 \leftrightarrow q_3$. если $q_1 < q_2$, то список уже отсортирован, иначе $q_1 \leftrightarrow q_2$, после чего список отсортирован. На фотоприёмной матрице находим следующие точки (см. рисунок 1): $U_1(0.835; -0.110)$; $U_2(7.493; -0.464)$; $U_3(-8.429; -$

4.711); $U_4(6.255; -15.577)$. Матрица просматривалась сверху вниз и слева направо, все найденные точки заносились в список. Строим расстояния между точками: $R_{12} = 6.667$, $R_{13} = 10.344$, $R_{14} = 16.389$, $R_{23} = 16.479$, $R_{24} = 15.163$, $R_{34} = 18.267$. Суммы расстояний до соседних точек составят: $S_1 = 33.4$, $S_2 = 38.309$, $S_3 = 45.089$, $S_4 = 49.819$. Максимальным является значение S_4 , то есть $F_3 = U_4$. Далее, найдём векторы q_k : $q_1(-5.42; 15.467)$; $q_2(1.238; 15.113)$; $q_3(-14.684; 10.866)$. Рассортируем их, используя специализированный метод сортировки 3-х элементов $-5.42 \cdot 15.113 < 15.467 \cdot 1.238$, следовательно $q_1 > q_2$, поэтому меняем их местами, получая список q_2, q_1, q_3 . Сравниваем q_1 с q_3 : $-5.42 \cdot 10.866 > 15.467 \cdot (-14.684)$, следовательно, $q_1 < q_3$, и список отсортирован. Таким образом, U_2 соответствует МДД1 ($F_1 = U_2$), U_1 соответствует МБД ($F_4 = U_1$), и, наконец, U_3 соответствует МДД2 ($F_2 = U_3$). Для сопоставления точек достаточно целочисленной арифметики, причём используются только операции сложения и умножения (без деления). Решение оптимизационной задачи состоит в следующем. Обозначим коэффициенты матрицы и вектора следующим образом:

$$T = \begin{pmatrix} t_{xx} & t_{xy} \\ t_{yx} & t_{yy} \end{pmatrix}, r = \begin{pmatrix} b_x \\ b_y \end{pmatrix},$$

$$A_{pn} = \begin{pmatrix} a_{ny} \\ a_{nz} \end{pmatrix}, F_n = \begin{pmatrix} f_{nx} \\ f_{ny} \end{pmatrix}.$$

Перепишем условие (1) в покомпонентном виде, суммируя не до 4, а до N , тогда вместо (1) получим выражение

$$\Theta = \sum_{n=1}^N (t_{xx}a_{ny} + t_{xy}a_{nz} + r_x - f_{nx})^2 + (t_{yx}a_{ny} + t_{yy}a_{nz} + r_y - f_{ny})^2 \rightarrow \min.$$

В данной задаче $N=4$, но по мере уменьшения дистанции в мишенях станут различимы отдельные уголкового отражатели, и может понадобиться решить задачу при другом количестве точек. Выпишем частные производные по всем искомым параметрам и приравняем к нулю (необходимое условие минимума):

$$\frac{\partial \Theta}{\partial t_{xx}} = \sum_{n=1}^N 2a_{ny}(t_{xx}a_{ny} + t_{xy}a_{nz} + r_x - f_{nx}) =$$

$$= 2t_{xx} \sum_{n=1}^N a_{ny}^2 + 2t_{xy} \sum_{n=1}^N a_{ny}a_{nz} +$$

$$\begin{aligned}
 & + 2r_x \sum_{n=1}^N a_{ny} - 2 \sum_{n=1}^N a_{ny} f_{nx} = 0, \\
 \frac{\partial \Theta}{\partial t_{xy}} &= \sum_{n=1}^N 2a_{nz} (t_{xx} a_{ny} + t_{xy} a_{nz} + r_x - f_{nx}) = \\
 &= 2t_{xx} \sum_{n=1}^N a_{ny} a_{nz} + 2t_{xy} \sum_{n=1}^N a_{nz}^2 + \\
 &+ 2r_x \sum_{n=1}^N a_{nz} - 2 \sum_{n=1}^N a_{nz} f_{nx} = 0, \\
 \frac{\partial \Theta}{\partial r_x} &= \sum_{n=1}^N 2(t_{xx} a_{ny} + t_{xy} a_{nz} + r_x - f_{nx}) = \\
 &= 2t_{xx} \sum_{n=1}^N a_{ny} + 2t_{xy} \sum_{n=1}^N a_{nz} + \\
 &+ 2Nr_x - 2 \sum_{n=1}^N f_{nx} = 0, \\
 \frac{\partial \Theta}{\partial t_{yx}} &= \sum_{n=1}^N 2a_{ny} (t_{yx} a_{ny} + t_{yy} a_{nz} + r_y - f_{ny}) = \\
 &= 2t_{yx} \sum_{n=1}^N a_{ny}^2 + 2t_{yy} \sum_{n=1}^N a_{ny} a_{nz} + \\
 &+ 2r_y \sum_{n=1}^N a_{ny} - 2 \sum_{n=1}^N a_{ny} f_{ny} = 0, \\
 \frac{\partial \Theta}{\partial t_{yy}} &= \sum_{n=1}^N 2a_{nz} (t_{yx} a_{ny} + t_{yy} a_{nz} + r_y - f_{ny}) = \\
 &= 2t_{yx} \sum_{n=1}^N a_{ny} a_{nz} + 2t_{yy} \sum_{n=1}^N a_{nz}^2 + \\
 &+ 2r_y \sum_{n=1}^N a_{nz} - 2 \sum_{n=1}^N a_{nz} f_{ny} = 0, \\
 \frac{\partial \Theta}{\partial r_y} &= \sum_{n=1}^N 2(t_{yx} a_{ny} + t_{yy} a_{nz} + r_y - f_{ny}) = \\
 &= 2t_{yx} \sum_{n=1}^N a_{ny} + 2t_{yy} \sum_{n=1}^N a_{nz} + 2Nr_y - 2 \sum_{n=1}^N f_{ny} = 0.
 \end{aligned}$$

Задача распалась на две: отдельно для верхних коэффициентов (t_{xx} , t_{xy} , r_x) и отдельно для нижних (t_{yx} , t_{yy} , r_y). Выпишем систему уравнений для верхних коэффициентов в матричной форме:

$$\begin{pmatrix} \sum_{n=1}^N a_{ny}^2 & \sum_{n=1}^N a_{ny} a_{nz} & \sum_{n=1}^N a_{ny} \\ \sum_{n=1}^N a_{ny} a_{nz} & \sum_{n=1}^N a_{nz}^2 & \sum_{n=1}^N a_{nz} \\ \sum_{n=1}^N a_{ny} & \sum_{n=1}^N a_{nz} & N \end{pmatrix} \begin{pmatrix} t_{xx} \\ t_{xy} \\ r_x \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \sum_{n=1}^N a_{ny} f_{nx} \\ \sum_{n=1}^N a_{nz} f_{nx} \\ \sum_{n=1}^N f_{nx} \end{pmatrix}. \quad (2)$$

Аналогично выглядит система уравнений для нижних коэффициентов:

$$\begin{pmatrix} \sum_{n=1}^N a_{ny}^2 & \sum_{n=1}^N a_{ny} a_{nz} & \sum_{n=1}^N a_{ny} \\ \sum_{n=1}^N a_{ny} a_{nz} & \sum_{n=1}^N a_{nz}^2 & \sum_{n=1}^N a_{nz} \\ \sum_{n=1}^N a_{ny} & \sum_{n=1}^N a_{nz} & N \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} t_{yx} \\ t_{yy} \\ r_y \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \sum_{n=1}^N a_{ny} f_{ny} \\ \sum_{n=1}^N a_{nz} f_{ny} \\ \sum_{n=1}^N f_{ny} \end{pmatrix}. \quad (3)$$

Можно совместить их, получая выражение:

$$\begin{pmatrix} \sum_{n=1}^N a_{ny}^2 & \sum_{n=1}^N a_{ny} a_{nz} & \sum_{n=1}^N a_{ny} \\ \sum_{n=1}^N a_{ny} a_{nz} & \sum_{n=1}^N a_{nz}^2 & \sum_{n=1}^N a_{nz} \\ \sum_{n=1}^N a_{ny} & \sum_{n=1}^N a_{nz} & N \end{pmatrix} \begin{pmatrix} t_{xx} & t_{yx} \\ t_{xy} & t_{yy} \\ r_x & r_y \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \sum_{n=1}^N a_{ny} f_{nx} & \sum_{n=1}^N a_{ny} f_{ny} \\ \sum_{n=1}^N a_{nz} f_{nx} & \sum_{n=1}^N a_{nz} f_{ny} \\ \sum_{n=1}^N f_{nx} & \sum_{n=1}^N f_{ny} \end{pmatrix}. \quad (4)$$

Заметим, что матрица слева известна заранее. Её значения определяются геометрическими соотношениями мишени и не меняются в процессе работы.

Для заданной мишени получаем:

$$\begin{pmatrix} 2,455 & -0,36 & 0,372 \\ -0,36 & 2,66 & 0,979 \\ 0,372 & 0,979 & 4 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} t_{xx} & t_{yx} \\ t_{xy} & t_{yy} \\ r_x & r_y \end{pmatrix} =$$

$$= \begin{pmatrix} \sum_{n=1}^N a_{ny} f_{nx} & \sum_{n=1}^N a_{ny} f_{ny} \\ \sum_{n=1}^N a_{nz} f_{nx} & \sum_{n=1}^N a_{nz} f_{ny} \\ \sum_{n=1}^N f_{nx} & \sum_{n=1}^N f_{ny} \end{pmatrix}.$$

Матрицу слева можно заранее обратить, и затем находить 6 коэффициентов по формуле

$$\begin{pmatrix} t_{xx} & t_{yx} \\ t_{xy} & t_{yy} \\ r_x & r_y \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \sum_{n=1}^N a_{ny}^2 & \sum_{n=1}^N a_{ny} a_{nz} & \sum_{n=1}^N a_{ny} \\ \sum_{n=1}^N a_{ny} a_{nz} & \sum_{n=1}^N a_{nz}^2 & \sum_{n=1}^N a_{nz} \\ \sum_{n=1}^N a_{ny} & \sum_{n=1}^N a_{nz} & N \end{pmatrix}^{-1} \times$$

$$\times \begin{pmatrix} \sum_{n=1}^N a_{ny} f_{nx} & \sum_{n=1}^N a_{ny} f_{ny} \\ \sum_{n=1}^N a_{nz} f_{nx} & \sum_{n=1}^N a_{nz} f_{ny} \\ \sum_{n=1}^N f_{nx} & \sum_{n=1}^N f_{ny} \end{pmatrix}. \quad (5)$$

Полученная формула является линейной по каждому из значений f_{nx}, f_{ny} .

Подставив конкретные значения, получаем:

$$\begin{pmatrix} t_{xx} & t_{yx} \\ t_{xy} & t_{yy} \\ r_x & r_y \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0,428 & 0,08 & -0,059 \\ 0,08 & 0,428 & -0,112 \\ -0,059 & -0,112 & 0,283 \end{pmatrix} \times$$

$$\times \begin{pmatrix} \sum_{n=1}^N a_{ny} f_{nx} & \sum_{n=1}^N a_{ny} f_{ny} \\ \sum_{n=1}^N a_{nz} f_{nx} & \sum_{n=1}^N a_{nz} f_{ny} \\ \sum_{n=1}^N f_{nx} & \sum_{n=1}^N f_{ny} \end{pmatrix}.$$

Также, в случае $N=4$ выражение (4) можно переписать в виде:

$$\begin{pmatrix} t_{xx} & t_{yx} \\ t_{xy} & t_{yy} \\ r_x & r_y \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \sum_{n=1}^N a_{ny}^2 & \sum_{n=1}^N a_{ny} a_{nz} & \sum_{n=1}^N a_{ny} \\ \sum_{n=1}^N a_{ny} a_{nz} & \sum_{n=1}^N a_{nz}^2 & \sum_{n=1}^N a_{nz} \\ \sum_{n=1}^N a_{ny} & \sum_{n=1}^N a_{nz} & N \end{pmatrix}^{-1} \times$$

$$\times \begin{pmatrix} a_{1y} & a_{2y} & a_{3y} & a_{4y} \\ a_{1z} & a_{2z} & a_{3z} & a_{4z} \\ 1 & 1 & 1 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} f_{1x} & f_{1y} \\ f_{2x} & f_{2y} \\ f_{3x} & f_{3y} \\ f_{4x} & f_{4y} \end{pmatrix}$$

Тогда мы можем заранее перемножить две матрицы, содержащие только компоненты a , но не содержащие f . Для требуемой мишени, получаем:

$$\begin{pmatrix} t_{xx} & t_{yx} \\ t_{xy} & t_{yy} \\ r_x & r_y \end{pmatrix} =$$

$$= \begin{pmatrix} 0.364 & -0.522 & 0.147 & 0.011 \\ 0.311 & -0.072 & -0.505 & 0.266 \\ 0.1399 & 0.316 & 0.359 & 0.184 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} f_{1x} & f_{1y} \\ f_{2x} & f_{2y} \\ f_{3x} & f_{3y} \\ f_{4x} & f_{4y} \end{pmatrix}.$$

Такая запись наиболее удобна для работы. Формулы для нахождения коэффициентов аффинного преобразования выписаны в явном виде. Если просуммировать все коэффициенты в верхней строчке, либо во второй строчке, должен получаться ноль, тогда как сумма коэффициентов в нижней строке должна давать единицу. Только в этом случае параллельный перенос всех точек приведёт к параллельному переносу вектора $\mathbf{b}$ на ту же величину, тогда как коэффициенты матрицы аффинного преобразования останутся неизменными. Данный факт можно использовать как простую проверку правильности матрицы. Заметим: нахождение коэффициентов аффинного преобразования — линейная операция, требующая только сложений и умножений. Это хорошо, как в вычислительном плане (требуемые операции могут быть без проблем выполнены в целочисленной арифметике даже на процессоре, умеющем только складывать и осуществлять битовые сдвиги), так и в математическом — зная погрешности измерения координат точек на фотоприёмной матрице, можно априори оценить погрешности измерения аффинных коэффициентов. Рассмотрим пример. Ещё одна «проверка на достоверность»: когда мы берём $F_1 = A_{p1}$, $F_2 = A_{p2}$ и т.д., то должны приходить к единичной матрице и нулевому вектору (тождественное преобразование).

$$\begin{pmatrix} 0.364 & -0.522 & 0.147 & 0.011 \\ 0.311 & -0.072 & -0.505 & 0.266 \\ 0.1399 & 0.316 & 0.359 & 0.184 \end{pmatrix} \times$$

$$\times \begin{pmatrix} 0.834 & 0.834 \\ -1.140 & 0.305 \\ 0.678 & -1.044 \\ 0 & 0.884 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{pmatrix}.$$

Данный результат подтверждает, что серьёзных ошибок допущено не было.

Следующий пример. Возьмём точки $F_1 \dots F_4$, найденные ранее в примере, и соберём из них матрицу 2×4 :

$$F = \begin{pmatrix} 7.493 & -0.464 \\ -8.429 & -4.711 \\ 6.255 & -15.577 \\ 0.835 & -0.110 \end{pmatrix}.$$

Подставив в формулу, получим:

$$\begin{pmatrix} 0.364 & -0.522 & 0.147 & 0.011 \\ 0.311 & -0.072 & -0.505 & 0.266 \\ 0.1399 & 0.316 & 0.359 & 0.184 \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} 7.493 & -0.464 \\ -8.429 & -4.711 \\ 6.255 & -15.577 \\ 0.835 & -0.110 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 8.069 & -0.005 \\ 0.008 & 8.034 \\ 0.786 & -7.181 \end{pmatrix},$$

таким образом, матрица аффинного преобразования равна:

$$T = \begin{pmatrix} 8.069 & 0.008 \\ -0.005 & 8.034 \end{pmatrix}.$$

Вектор параллельного переноса:

$$r = \begin{pmatrix} 0.786 \\ -7.181 \end{pmatrix}.$$

Рассмотрим нахождение крена. Матрицу аффинного преобразования T можно разложить (факторизовать) следующим образом:

$$T = S \times A \times R, \quad (6)$$

где S (от слова Scale) — матрица масштаба, A (от слова Aspect) — матрица ракурса, R (от слова Rotation) — матрица крена.

$$S = \begin{pmatrix} s & 0 \\ 0 & s \end{pmatrix}, \quad (7)$$

где $s > 0$ — коэффициент масштаба.

A — матрица, выражающая «ужатие» мишени из-за того, что мы смотрим на неё «сбоку». здесь $0 < a \leq 1$ — величина ужатия, ψ — угол

$$A = \begin{pmatrix} \cos\psi & -\sin\psi \\ \sin\psi & \cos\psi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 1 & 0 \\ 0 & a \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos\psi & \sin\psi \\ -\sin\psi & \cos\psi \end{pmatrix}, \quad (8)$$

между осью X и направлением, в котором происходит ужатие.

R — матрица крена имеет вид:

$$R = \begin{pmatrix} \cos\phi & -\sin\phi \\ \sin\phi & \cos\phi \end{pmatrix}, \quad (9)$$

18 где ϕ — угол крена.

В итоге мы имеем 6 переменных $r_x, r_y, s, a, \psi, \phi$, каждая из которых выражает одну из степеней свободы космического корабля: r_x — вращение по курсу, r_y — вращение по тангажу, ϕ — вращение по крену, s — поступательное движение вдоль линии визирования, ψ, a — «полярные координаты», выражающие поступательное движение в плоскости, перпендикулярной оси стыковочного узла. Рассмотрим, как последовательно найти эти переменные. r_x, r_y уже известны. Опишем в явном виде матрицу A :

$$\begin{aligned} A &= \begin{pmatrix} \cos\psi & -\sin\psi \\ \sin\psi & \cos\psi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 1 & 0 \\ 0 & a \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos\psi & \sin\psi \\ -\sin\psi & \cos\psi \end{pmatrix} = \\ &= \begin{pmatrix} \cos\psi & -\sin\psi \\ \sin\psi & \cos\psi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos\psi & \sin\psi \\ -a \times \sin\psi & a \times \cos\psi \end{pmatrix} = \\ &= \begin{pmatrix} \cos^2\psi + a \times \sin^2\psi & (1-a)\cos\psi\sin\psi \\ (1-a)\cos\psi\sin\psi & \sin^2\psi + a \times \cos^2\psi \end{pmatrix} = \\ &= \begin{pmatrix} 1 + (a-1)\sin^2\psi & \frac{1-a}{2}\sin 2\psi \\ \frac{1-a}{2}\sin 2\psi & 1 + (a-1)\cos^2\psi \end{pmatrix}. \end{aligned} \quad (10)$$

Теперь умножим её на матрицу масштаба S :

$$S \times A = \begin{pmatrix} s(1 + (a-1)\sin^2\psi) & s\frac{1-a}{2}\sin 2\psi \\ s\frac{1-a}{2}\sin 2\psi & s(1 + (a-1)\cos^2\psi) \end{pmatrix}. \quad (11)$$

Характерной особенностью полученной матрицы является её симметричность. Используем это свойство, чтобы найти крен. Умножим (4.1) справа на R^{-1} :

$$T \times R^{-1} = S \times A \quad (12)$$

Поскольку R — ортогональная матрица, то $R^{-1} = R^T$:

$$R^{-1} = \begin{pmatrix} \cos\phi & \sin\phi \\ -\sin\phi & \cos\phi \end{pmatrix}. \quad (13)$$

Найдём компоненты матрицы $T \cdot R^{-1}$:

$$T \times R^{-1} = \begin{pmatrix} t_{xx}\cos\phi - t_{xy}\sin\phi & t_{xx}\sin\phi + t_{xy}\cos\phi \\ t_{yx}\cos\phi - t_{yy}\sin\phi & t_{yx}\sin\phi + t_{yy}\cos\phi \end{pmatrix}. \quad (14)$$

$T \cdot R^{-1}$ является симметричной, поэтому приравняем между собой компоненты, лежащие вне диагонали, получим

$$\begin{aligned} t_{xx}\sin\phi + t_{xy}\cos\phi &= t_{yx}\cos\phi - t_{yy}\sin\phi, \\ (t_{yx} - t_{xy})\cos\phi &= (t_{xx} + t_{yy})\sin\phi, \end{aligned} \quad (15)$$

$$tg\phi = \frac{t_{yx} - t_{xy}}{t_{xx} + t_{yy}}.$$

Есть два значения ϕ , отличающиеся друг от друга на 180° . Мы можем выбрать любое из них, ошибка будет выявлена позже и выразится в отрицательном коэффициенте масштаба. В такой ситуации мы прибавим 180° к ϕ и сменим знак s . Итак,

$$\phi = \arctg \frac{t_{yx} - t_{xy}}{t_{xx} + t_{yy}}. \quad (16)$$

Рассмотрим очередной пример. Найдём крен для матрицы T , посчитанной ранее:

$$T = \begin{pmatrix} 8.069 & 0.008 \\ -0.005 & 8.034 \end{pmatrix}.$$

В результате получим следующее значение ϕ

$$\phi = \arctg \frac{-0.005 - 0.008}{8.069 + 8.034} \approx -0.05^\circ.$$

Данное изображение было смоделировано при нулевом крене и при дальности 300 метров. Рассмотрим нахождение масштаба. Теперь мы знаем матрицу R^{-1} , а также матрицу $S \cdot A = T \cdot R^{-1}$. Для упрощения дальнейших выкладок, обозначим её коэффициенты какими-нибудь буквами:

$$S \times A = \begin{pmatrix} X & Y \\ Y & Z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} s(1 + (a-1)\sin^2 \psi) & s \frac{1-a}{2} \sin 2\psi \\ s \frac{1-a}{2} \sin 2\psi & s(1 + (a-1)\cos^2 \psi) \end{pmatrix}. \quad (17)$$

Следующим найдём коэффициент масштаба s . Сложив X и Z , получим

$$X+Z=s(2+a-1)=s(1+a). \quad (18)$$

Из этого выражения можно определить, какой знак имеет s , поскольку $0 < a \leq 1$, а значит и $1+a \geq 0$. Иными словами, знак s будет совпадать со знаком $X+Z$. Если на этом этапе мы получаем $X+Z < 0$, нужно прибавить 180° к ϕ и помножить матрицу $S \times A$ на -1 . Вычитая Z из X , получим:

$$X-Z=s(1-a)(\cos^2 \psi - \sin^2 \psi)=s(1-a)\cos 2\psi \quad (19)$$

Возведя данное выражение в квадрат и прибавив $4Y^2$, получим:

$$(X-Z)^2 + 4Y^2 = s^2(1-a)^2 \cos^2 2\psi + s^2(1-a)^2 \sin^2 2\psi = s^2(1-a)^2. \quad (20)$$

Извлекаем квадратный корень и получим:

$$\sqrt{(X-Z)^2 + 4Y^2} = |s|(1-a) = s(1-a), \quad (21)$$

поскольку на этом этапе мы уверены, что $s > 0$. Найдём точное значение s :

$$X+Z+\sqrt{(X-Z)^2 + 4Y^2} = s+sa+s-sa=2s, \quad (22)$$

откуда

$$s = \frac{X+Z+\sqrt{(X-Z)^2 + 4Y^2}}{2}$$

Рассмотрим еще один пример. Посчитаем масштаб для матрицы, полученной ранее

$$T = \begin{pmatrix} 8.069 & 0.008 \\ -0.005 & 8.034 \end{pmatrix},$$

так как ранее мы нашли крен $\phi \approx -0.05^\circ$.

Составим матрицу R^{-1} :

$$R^{-1} = \begin{pmatrix} \cos \phi & \sin \phi \\ -\sin \phi & \cos \phi \end{pmatrix} \approx \begin{pmatrix} 1 & -0.0008 \\ 0.0008 & 1 \end{pmatrix}.$$

Умножаем её на матрицу T , получим

$$TR^{-1} = \begin{pmatrix} 8.069 & 0.0015 \\ 0.0015 & 8.034 \end{pmatrix}.$$

Теперь находим масштаб:

$$s = \frac{8.069 + 8.034 + \sqrt{(8.069 - 8.034)^2 + 4(0.0015)^2}}{2} = 8.069.$$

Порядок нахождения ракурса. Мы можем найти матрицу A , поделив каждый элемент матрицы $S \cdot A$ на s :

$$A = \begin{pmatrix} X/s & Y/s \\ Y/s & Z/s \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 + (a-1)\sin^2 \psi & \frac{1-a}{2} \sin 2\psi \\ \frac{1-a}{2} \sin 2\psi & 1 + (a-1)\cos^2 \psi \end{pmatrix}. \quad (23)$$

Для упрощения выкладок, введём новые переменные:

$$\begin{pmatrix} X/s & Y/s \\ Y/s & Z/s \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} X' & Y' \\ Y' & Z' \end{pmatrix}. \quad (24)$$

Сложив X' и Z' , получим:

$$X'+Z'=1+a,$$

таким образом $a = X'+Z'-1$ (25)

Ракурсный угол, приводящий к сжатию изображения, равен $\zeta = \arccos(a)$.

Подставляя значение a в Y' , найдём $\sin 2\psi$:

$$\sin 2\psi = \frac{2Y'}{1-a}. \quad (26)$$

Вычитая Z' из X' , получим:

$$X'-Z'=(1-a)(\cos^2 \psi - \sin^2 \psi)=(1-a)\cos 2\psi, \quad (27)$$

откуда

$$\cos 2\psi = \frac{X'-Z'}{1-a}. \quad (28)$$

Зная одновременно и $\sin 2\psi$, и $\cos 2\psi$, мы можем указать, в каком квадранте расположен 2ψ и найти его точное значение. В программировании всё это осуществляется функцией

$\arctan2(y, x)$, причём общий знаменатель можно выкинуть (масштабирование обоих аргументов не влияет на результат):

$$\psi = \frac{1}{2} \arctan2(2Y', X' - Z'). \quad (29)$$

Заметим, что найденный таким способом угол ψ лежит в диапазоне $(-\pi/2; \pi/2]$, т.е. всегда в I либо IV квадранте, занимая лишь половину возможных значений. Действительно, к найденному углу можно прибавить π (или отнять π) и это суть приведённых выкладок не изменит. У этого факта есть наглядная геометрическая интерпретация. С помощью угла ψ мы задаём прямую, поперёк которой будет производиться сжатие. Если мы развернём эту прямую на 180° , ничего не поменяется. Фактически, это означает, что в линейном (аффинном) приближении два различных положения космического корабля оказываются неразличимыми. Независимо от того, уйдём ли мы влево или вправо, изображение исказится тем же образом. Неразличимость снимается при учёте перспективы: один из элементов мишени оказывается ближе к объективу, из-за чего угол между ним и центром мишени увеличивается. Определим ракурсы (пассивные углы наведения) для матрицы из предыдущих примеров. Поделив её на масштаб s , получим:

$$A = \begin{pmatrix} 0.999992 & 0.000184 \\ 0.000184 & 0.995654 \end{pmatrix}.$$

В прошлых примерах мы не выписывали элементы матрицы с большой точностью, поскольку это было не нужно. Сейчас мы выписали больше, чтобы продемонстрировать, что при измерении ракурса в аффинном алгоритме используется малейшее отклонение диагональных элементов от единицы, что делает его весьма подверженным к ошибкам измерений координат яркостных центров. Величина «сжатия» определяется выражением

$$a = 0.999992 + 0.995654 - 1 = 0.99564.$$

Данное значение соответствует пассивному углу (углу между осью стыковочного узла и линией визирования)

$$\xi = \arccos(0.99564) \approx 5.3^\circ.$$

Это не соответствует действительности, так как в модели, где было получено исходное изображение, были заданы нулевые пассивные углы, т.е. активный корабль располагался строго на оси стыковочного узла. Однако, на дистанции в 300 метров нам не требуется измерять

ракурсы. Рассмотрим пример измерения всех параметров стыковки на дистанции в 30 метров, в качестве первого приближения для алгоритма ближней зоны. Углы наведения определяем из вектора g . Его единицы измерения — пиксели, причём отсчет начинается с центра фотоприёмной матрицы. После калибровки оптико-электронного тракта необходимо занести в память величину α — реальный угловой размер пикселя вблизи оптической оси. В идеальном случае мы должны получить значение

$$\alpha = \frac{fH}{(H-f)w},$$

где f — фокусное расстояние объектива (36 мм), H — гиперфокальное расстояние (5.05 м), w — физический размер пикселя (15 мкм). Вместо того, чтобы расположить матрицу в фокальной плоскости, мы отодвигаем её до 36.2 мм, что приводит к небольшому увеличению масштаба. Получаем $\alpha = 2417$ пикселей на радиан. Теперь углы между линией визирования и осями прибора составят:

$$\varphi = \frac{r_x}{\alpha}, \quad (30)$$

$$\theta = \frac{r_y}{\alpha}.$$

Дальность будет равна

$$L = \frac{\alpha}{s}. \quad (31)$$

Измерим углы наведения и дальность для случая, рассмотренного в предыдущих примерах.

$$\varphi = \frac{0.786}{2417 \frac{1}{\text{рад}}} \approx 0.017^\circ,$$

$$\theta = \frac{-7.181}{2417 \frac{1}{\text{рад}}} \approx -0.17^\circ.$$

Далее измерим дальность:

$$L = \frac{2417}{8.069} \approx 299.54 \text{ м.}$$

В модели, согласно которой было построено изображение, которое мы обрабатываем, активный корабль располагается в 300 метрах от пассивного, причем стыковочные узлы, расположены строго напротив друг друга. Но поскольку прибор расположен не в центре стыковочного узла, а на 0.884 метра «выше» и на 0.085 м «левее» (ровно с тем расчетом, чтобы к концу стыковки очутиться напротив

части МБД, предназначенной для этого полуконспекта), а центром мишени считался центр стыковочного узла, то были измерены углы

$$\arctg \frac{0.884}{300} \approx 0.1688^\circ.$$

по «вертикали» и

$$\arctg \frac{0.085}{300} \approx 0.016^\circ.$$

Именно поэтому прибору «кажется», что мишень расположена правее и ниже. Углы хорошо согласуются с моделью. Рассмотрим нахождение кватерниона взаимной ориентации. Аффинный алгоритм мало пригоден для работы на дистанциях 0.5 м–30 м, где мы должны выдавать кватернион взаимной ориентации. На этих дистанциях работает алгоритм «ближней зоны», решающий трёхмерную задачу. Алгоритм ближней зоны является итеративным — он обеспечивает хорошую точность при малых вычислительных затратах, но требует построение «начального приближения», ошибки измерения параметров в котором уже будут достаточно малы. Поэтому, при переходе от аффинного алгоритма к алгоритму ближней зоны, необходимо вычислить кватернион взаимной ориентации с такой точностью, которая позволит итеративному алгоритму «сойтись» и выйти на устойчивое сопровождение. Возможно два варианта построения этого кватерниона. В первом варианте проигнорируем измеренные значения ракурсов (пассивных углов), поскольку мы не знаем знаков этих углов, да и точность их определения вблизи нулевых значений оставляет желать лучшего (эта операция сводится к вычислению $\arccos(a)$ при $a \approx 1$, а значит является численно неустойчивой, ведь наклон функции $\arccos(x)$ при $x=1$ устремляется к бесконечности). Тогда кватернион будет выражать только крен: его мы измеряем с высокой точностью и определенностью. Взаимная ориентация прибора и мишени взаимодействующего КА задаётся в виде кватерниона разворота от системы координат $O_A X_A Y_A Z_A$ к системе координат $O_{II} X_{II} Y_{II} Z_{II}$. Систему координат $O_A X_A Y_A Z_A$ мы вводим так, что при нулевом крене и нулевых пассивных углах она будет соосной системе $O_{II} X_{II} Y_{II} Z_{II}$, отличаясь только смещением начала координат. Кватернион взаимной ориентации будем вычислять по формуле:

$$\Lambda = \cos \frac{\phi}{2} + i \sin \frac{\phi}{2}.$$

Именно крен может принимать наиболее широкий диапазон значений: от -180° до 180° , поэтому учесть его необходимо.

А во втором варианте устойчивый выход на сопровождение алгоритмом ближней зоны не будет обеспечиваться во всех условиях, (такое может происходить при больших пассивных углах, вблизи предельных значений 30°) или будет занимать много времени, мы можем всё-таки измерить ракурсы в соответствии с предлагаемым методом. Мы построим два различных кватерниона взаимной ориентации, в одном из которых будет задействован измеренный нами ψ , а в другом — $\psi + \pi$. Затем из двух кватернионов будет выбран один по критерию правдоподобия: мы математически «спроецируем» трёхмерные мишени на фотоприёмную матрицу в обоих случаях и выберем тот вариант, который меньше отличается от реального изображения с фотоприёмной матрицы. Подробности рассмотрены в описании алгоритма ближней зоны. Чтобы построить кватернион взаимной ориентации, ещё раз выпишем разложение матрицы T на множители:

$$T = S \times A \times R,$$

где S — матрица масштаба, A — матрица ракурсов, R — матрица крена. Кроме того, A записывается в виде (смотри формулу 8):

$$A = \begin{pmatrix} \cos \psi & -\sin \psi \\ \sin \psi & \cos \psi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 1 & 0 \\ 0 & a \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos \psi & \sin \psi \\ -\sin \psi & \cos \psi \end{pmatrix}.$$

Для матрицы крена R (смотри формулу 9):

$$R = \begin{pmatrix} \cos \phi & -\sin \phi \\ \sin \phi & \cos \phi \end{pmatrix}.$$

Ей соответствует кватернион крена, описывающий поворот вокруг оси X :

$$\Lambda_\phi = \cos \frac{\phi}{2} + i \sin \frac{\phi}{2}.$$

Аналогично, матрице R

$$\begin{pmatrix} \cos \psi & -\sin \psi \\ \sin \psi & \cos \psi \end{pmatrix},$$

соответствует кватернион поворота вокруг оси X :

$$\Lambda_\psi = \cos \frac{\psi}{2} + i \sin \frac{\psi}{2},$$

для обратной матрицы

$$\begin{pmatrix} \cos\psi & \sin\psi \\ -\sin\psi & \cos\psi \end{pmatrix}$$

— сопряженный к нему кватернион:

$$\bar{A}_\psi = \cos \frac{\psi}{2} - i \sin \frac{\psi}{2}.$$

Наконец, «сжатию», заданного матрицей

$$\begin{pmatrix} 1 & 0 \\ 0 & a \end{pmatrix}$$

мы сопоставляем поворот вокруг оси Y :

$$A_{\pm\xi} = \cos \frac{\xi}{2} \pm j \sin \frac{\xi}{2}.$$

Независимо от знака поворота, результат в аффинном приближении будет одинаков. Наконец, два кватерниона взаимной ориентации будут вычисляться по формулам:

$$A_+ = A_\psi A_{+\xi} \bar{A}_\psi A_\phi,$$

$$A_- = A_\psi A_{-\xi} \bar{A}_\psi A_\phi.$$

Эти формулы можно серьёзно упростить в вычислительном плане, но поскольку ожидается, что они будут применяться ровно один раз за сеанс — при переходе от аффинного алгоритма к алгоритму ближней зоны, оптимизация этих формул не является приоритетной задачей.

Рассмотрим пример работы на дистанции 30 м с измерением всех параметров стыковки. Изображение, получаемое фотоприёмной матрицей при дистанции до цели 29.69 метров, крене 90° , пассивном угле по «горизонтальной» оси Y , равном нулю, и пассивном угле по «вертикальной» оси Z , равном 1° . Мы хотели взять дистанцию 30 метров, но на первых кадрах была неверно задана экспозиция, под дальность 300 метров, что приводило к перенасыщенной картинке и неверным измерениям яркостных центров. Через несколько кадров алгоритм вышел на расчетную точность, но за это время модельный корабль приблизился на 0.3 метра. Сопоставление точек. Точки, полученные на фотоприёмной матрице, после обращения оси Y и центровки: $U_1(46.809; 74.906)$, $U_2(199.908; 62.090)$, $U_3(43.304; 7.000)$, $U_4(89.945; -86.055)$. Строим расстояния между точками: $R_{12}=153.634$, $R_{13}=67.997$, $R_{14}=166.641$, $R_{23}=166.011$, $R_{24}=184.495$, $R_{34}=104.089$. Суммы расстояний до соседних точек составят: $S_1=338.272$, $S_2=504.140$, $S_3=338.096$, $S_4=455.225$. Максимальным является значение S_2 , значит, именно точка U_2 соот-

ветствует ЛСВЗ, т.е. $F_3=U_2$. Далее, найдём векторы q_k : $q_1(-153.099; 12.817)$; $q_3(-156.603; -55.090)$; $q_4(-109.962; -148.144)$. Рассортируем их, используя специализированный метод сортировки 3-х элементов: $-153.099 \cdot (-55.090) > 12.817 \cdot (-156.603)$, следовательно $q_1 < q_3$, менять их местами не надо. Сравниваем q_3 с q_4 : $-156.603 \cdot (-148.144) > (-55.090) \cdot (-109.962)$, следовательно, $q_3 < q_4$, и список отсортирован. Таким образом, U_1 соответствует МДД1 ($F_1=U_1$), U_3 соответствует МБД ($F_4=U_3$), и, наконец, U_4 соответствует МДД2 ($F_2=U_4$). Подставляем точки $F_1..F_4$ получим:

$$\begin{pmatrix} 0.364 & -0.523 & 0.148 & 0.011 \\ 0.311 & -0.073 & -0.505 & 0.266 \\ 0.140 & 0.316 & 0.360 & 0.184 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 46.809 & 74.906 \\ 89.945 & -86.055 \\ 199.908 & 62.090 \\ 89.945 & -86.055 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0.000682 & 81.527 \\ -81.371 & 0.0747 \\ 114.907 & 6.885 \end{pmatrix}.$$

Таким образом, матрица аффинного преобразования равна:

$$T = \begin{pmatrix} 0.000682 & -81.371 \\ 81.527 & 0.0727 \end{pmatrix}.$$

Вектор параллельного переноса:

$$r = \begin{pmatrix} 114.907 \\ 6.885 \end{pmatrix}.$$

Нахождение крена осуществляется по формуле:

$$\phi = \arctg \frac{81.527 - 81.371}{0.000682 + 0.0727} \approx 89.974^\circ.$$

Как видим, ошибка составила 0.026° , это существенно меньше, чем допустимо. Знак «плюс» означает, что исходные координаты мишени надо повернуть против часовой стрелки, чтобы получить изображение, которое мы наблюдаем на фотоприёмной матрице.

Нахождение масштаба. Строим матрицу поворота:

$$R^{-1} = \begin{pmatrix} 0.00045 & 1 \\ -1 & 0.00045 \end{pmatrix}.$$

Умножим на неё матрицу преобразования:

$$T \cdot R^{-1} = S \cdot A = \begin{pmatrix} 0.000682 & -81.371 \\ 81.527 & 0.0727 \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} 0.00045 & 1 \\ -1 & 0.00045 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 81.367 & -0.0366 \\ -0.036 & 81.529 \end{pmatrix}$$

Как и должно быть, матрица получается симметричной. Масштаб равен:

$$s = \frac{81.367 + 81.529 + \sqrt{(81.367 - 81.529)^2 + 4(-0.0366)^2}}{2} = 81.537.$$

Сразу переведём его в дальность:

$$L = \frac{2417}{81.537} = 29.647 \text{ м.}$$

Точность измерения дальности составила 0.05 м, или 5 см, причём в аффинном алгоритме присутствует систематическая погрешность, связанная с выбором плоскости мишени. Видимо, если её расположить в «центре масс» мишеней (выдвинуть немного вперёд), систематическая ошибка снизится. Впрочем, эта ошибка практически не влияет на измерение скорости (постоянный сдвиг не страшен), тогда как по дальности мы даём требуемую точность. Нахождение ракурса (пассивных углов). Поделим матрицу $S \cdot A$ на масштаб:

$$A = \begin{pmatrix} 0.9979 & -0.000449 \\ -0.000449 & 0.9999 \end{pmatrix}.$$

Величина «сжатия»:

$$a = 0.9979 + 0.9999 - 1 = 0.9978,$$

что соответствует пассивному углу

$$\xi = \arccos(a) = 3.8^\circ$$

Как видно, точность измерения ракурсов по-прежнему оставляет желать лучшего. Но, всё же найдём и ось, поперёк которой произошло «сжатие»:

$$\psi = \frac{1}{2} \arctan 2(2(-0.000449); 0.9979 - 0.9999) = 24^\circ.$$

Правильный ответ: 0° . Построение кватерниона взаимной ориентации. Учитывая, что и на дальности в 30 метров точность алгоритма в определении пассивных углов не сильно увеличилась, мы не будем их использовать при построении кватерниона, ограничившись только креном:

$$\Lambda = \cos \frac{89.974^\circ}{2} + \sin \frac{89.974^\circ}{2} i = 0.7073 + 0.7069i.$$

Если взять оси координат прибора, повернуть их вокруг оси X по часовой стрелке на угол $\approx 90^\circ$, т.е. в соответствии с кватернионом Λ , то оси координат совместятся с осями мишени – именно так и должно быть. Взаимная ориентация прибора и мишени взаимодействующего КА задаётся в виде кватерниона разворота от системы координат OAXAYAZA к системе координат

ОПХПУПЗП. Нахождение углов линии визирования. Они составят:

$$\varphi = \frac{114.907}{2417 \frac{1}{\text{рад}}} \approx 2.72^\circ,$$

$$\theta = \frac{6.885}{2417 \frac{1}{\text{рад}}} \approx 0.16^\circ.$$

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Zubov N. E., Savchuk D. V., Starovoytov E. I. Оптимизация массы и энергопотребления лазерных локационных систем для управления сближении стыковки космических аппаратов // Космическая техника и технологии. № 3(6). 2014. с. 39-42

681.7:681.782

АНАЛИТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ПРОНИЦАЮЩЕЙ СПОСОБНОСТИ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ, УСТАНОВЛЕННОЙ НА БОРТУ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА, ПРЕДНАЗНАЧЕННОГО ДЛЯ МОНИТОРИНГА ТЕХНОГЕННЫХ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ

Сергей Алексеевич Архипов – канд. техн. наук

АО «НПК «СПП», info@npg-spp.ru

Разработанная в статье аналитическая модель может быть использована для решения, как прямой задачи – расчет проникающей способности бортовой оптико-электронной аппаратуры (БОЭА), установленной на борту космического аппарата, так и широкого круга обратных задач – выбор основных технических характеристик БОЭА при проектировании, определение ограничений по условиям мониторинга, расчет настроечных параметров БОЭА для съемки.

Ключевые слова: техногенный космический объект, космическая система, космический аппарат, бортовая оптико-электронная аппаратура

ANALYTICAL MODEL OF THE LIMITING POWER OPTICAL-ELECTRONIC EQUIPMENT INSTALLED ON BOARD A SPACE SPACECRAFT DESIGNED FOR MONITORING MAN-MADE SPACE OBJECTS

Sergey A. Arkhipov – Cand. Sc. (Technology)

JSC «RPC «PSI», info@npg-spp.ru

The analytical model developed in the article can be used to solve both a direct problem – calculation of the detection capability of on-board optical-electronic equipment (BOEE) installed on board a satellites, and a wide range of inverse problems – selection of the main technical characteristics of BOEE during design, determination of limitations on monitoring conditions, calculation tuning parameters for surveying

Key words: man-made space object, space system, satellites, on-board optical-electronic equipment.

Создание космической системы мониторинга техногенных космических объектов (КС ТКО), как составной части Глобальной системы мониторинга (ГСМ) околоземного

космического пространства (ОКП), обеспечит получение дополнительной целевой информации о ТКО, недоступной сети наземных технических средств, что в целом позволит повысить полноту, точность и оперативность ГСМ ОКП [1, 2]. На этапах эскизного проектирования и разработки конструкторской документации КС ТКО разработчику необходим расчетный инструмент, позволяющий оперативно оценивать варианты схмотехнических решений КС ТКО определять взаимосвязи между параметрами бортовой оптико-электронной аппаратуры (БОЭА) и условиями съемки, обосновывать требования к техническим характеристикам БОЭА.

В настоящей статье предлагается упрощенная аналитическая модель расчета комплексной характеристики БОЭА — проникающей способности. Предложенная модель позволяет оперативно решать широкий круг задач определения технических параметров БОЭА, обеспечивающих получение требуемой проникающей способности в заданных условиях наблюдения.

Аналитическая модель построена с учетом следующих основных допущений:

- технические характеристики БОЭА предполагаются неизменными и не зависящими от условий эксплуатации БОЭА;
- в качестве ТКО принята эталонная ламбертовская сфера;
- условия оптической видимости ТКО с использованием БОЭА считаются выполненными.

На рисунке 1 представлена схема мониторинга техногенного космического объекта (ТКО) с борта космического аппарата. Поле зрения бортовой оптико-электронной аппаратуры (БОЭА), установленной на космическом аппарате (КА), ориентировано на ТКО. ТКО отражает падающее на него солнечное излучение. Отраженное от ТКО солнечное излучение падает на входной зрачок объектива БОЭА. Угол Φ — фазовый угол. D — дистанция между ТКО и БОЭА. Объектив БОЭА преобразует волновой фронт излучения и формирует в фокальной плоскости изображение наблюдаемой зоны ОКП. Изображение регистрируется ма-

тричным приемником излучения, светочувствительные элементы которого (пиксели) расположены в фокальной плоскости объектива. Матричный приемник изображения входит в состав фото-приёмного устройства (ФПУ). В состав ФПУ также входят усилитель, аналого-цифровой преобразователь и блок электроники. Аналоговый электрический сигнал с матричного приёмника усиливается, преобразуется в цифровой сигнал и поступает в блок электроники, который формирует выходной массив в виде растрового кадра.

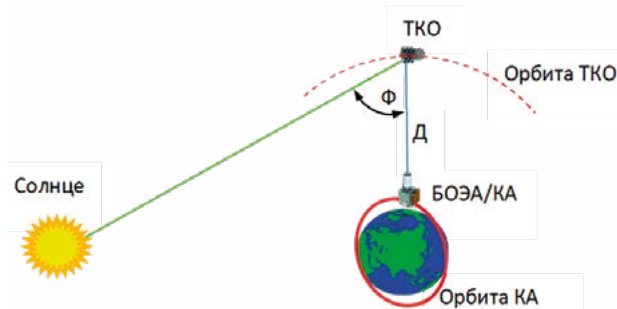


Рисунок 1—Схема мониторинга ТКО

Рисунок 2 иллюстрирует формирование объективом изображения ТКО в фокальной плоскости.

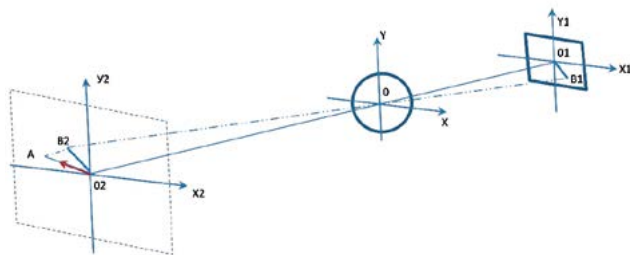


Рисунок 2—Формирование объективом
БОЭА изображения ТКО

На рисунке 2 обозначены: O — узловая точка объектива БОЭА; O_1O_2 — оптическая ось объектива, перпендикулярная плоскости XOY . Плоскость XOY совместно с оптической осью образует систему координат объектива (БОЭА). Фокальная плоскость $X_1O_1Y_1$ параллельна плоскости XOY и совместно с оптической осью объектива образует систему координат матричного приемника изображения. Светочувствительная зона (зона, в которой расположены пиксели) условно показана прямоугольником. Отрезок $O-O_1$ — фокусное расстояние объектива — f . Отрезок $O-O_2$ — дистанция между ТКО и БОЭА — D . Красным вектором изображена мгновенная скорость перемещения ТКО отно-

сительныю пло скости $X_2O_2Y_2$, которая парал лельна плоскости XOY . В плоскости $X_2O_2Y_2$ условно прямоугольником (штриховые линии) обозначено изображение светочувствительной зоны в обратном ходе через объектив. Предполагается, что техногенный космический объект (ТКО) в начальный момент времени рас положен на оптической оси в точке O_2 . За время экспонирования кадра ТКО из точки O_2 пере местится в точку A . B_2 — проекция точки A на плоскость $X_2O_2Y_2$. Расстояние D значи тельно больше f , поэтому мгновенное изображе ние ТКО в фокальной плоскости объектива есть изображение бесконечно удалённой точки. Отрезок O_2B_2 изобразится в плоскости $X_1O_1Y_1$ отрезком O_1B_1 . Изображение ТКО за время экс понирования перемещается по отрезку O_1B_1 , образуя область, которую будем называть «сле дом». Орбиты ТКО и КА, на котором установ лена БОЭА, не совпадают. Если вектор угловой скорости ТКО (относительно фокальной плоско сти БОЭА) будет равным вектору угловой ско рости разворота фокальной плоскости БОЭА в инерциальной системе координат (ИСК)

$$\bar{\omega}_{\text{TKO}} = \bar{\omega}_{\text{BO}\Theta\text{A}}, \quad (1)$$

то изображение ТКО в фокальной плоскости будет неподвижным, т.е. будет изображением бесконечно удалённой точки. Заметим, что вектор $\vec{\omega}_{\text{ТКО}}$ определяется, как векторное произведение вектора дистанции $\vec{D}$ на разность вектора линейной скорости ТКО и вектора скорости поступательного перемещения фокальной плоскости БОЭА в ИСК.

$$\bar{\omega}_{\text{TKO}} = \frac{1}{\bar{d}^2} \cdot \bar{D} \times (\bar{V}_{\text{TKO}} - \bar{V}_{\text{Б0ЭА}}). \quad (2)$$

Если условие (1) не выполняется, то за время экспозиции изображение ТКО будет зарегистрировано ФПУ в виде следа.

Освещенность Солнцем и Вегой единичной площадки на верхней границе атмосферы
Солнце моделируется абсолютно черным телом, имеющим температуру $T=6000\text{K}$. Спектральная плотность энергетической яркости (СПЭЯ) Солнца [3]:

$$L(\lambda, T) = \frac{2\pi^2 c^2 h \lambda^{-5}}{\pi} \left[\exp\left(\frac{hc}{\lambda kT}\right) - 1 \right]^{-1} = \quad (3)$$

$$= \frac{c_1 \lambda^{-5}}{\pi} \left[\exp\left(\frac{c_2}{\lambda T}\right) - 1 \right]^{-1}.$$

Здесь $C_1/\pi = 1.19 \cdot 10^8$ Вт мкм⁴ м⁻² ср⁻¹; $C_2 = 1.44 \cdot 10^4$ мкм К. Телесный угол Солнца $\Omega_{\text{солн}} =$

$= 6.79 \cdot 10^{-5}$ ср. Интегральная освещенность солнечными фотонами единичной площадки, расположенной на верхнем уровне атмосферы Земли, в рабочем спектральном диапазоне ($\lambda_1 \div \lambda_2$) БОЭА составит

$$E_{\text{солн}} = \Omega_{\text{солн}} \cdot \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \frac{L(\lambda, T)}{\varepsilon_{\text{фотона}}} d\lambda = 2,67 \cdot 10^{21} \text{ с}^{-1} \cdot \text{м}^{-2}, \quad (4)$$

где $\varepsilon_{\text{фотона}} = hc/\lambda$ — энергия фотона с длиной волны λ ; $h = 6.62 \cdot 10^{-34}$ Дж·с — постоянная Планка; $c = 3.0 \cdot 10^8$ м/с — скорость света в вакууме.

Полагаем, что относительное спектральное излучение звезды Вега эквивалентно спектральному излучению Солнца [4]. Звездная величина Солнца равна $-26.8^{\text{м}}$ в фотометрической системе с нуль-пунктом звездой Вега. По формуле Погсона [5] отношение освещенностей единичной площадки в точке наблюдения от двух звезд, звездные величины которых m_1 и m_2 заданы в одной и той же фотометрической системе, зависит от их разности

$$\frac{E_1}{E_2} = 10^{-0.4(m_1 - m_2)}. \quad (5)$$

С учетом (4) и (5) получаем, что интегральная освещенность фотонами Веги единичной площадки на верхнем уровне атмосферы Земли, в рабочем спектральном диапазоне ($\lambda_1 \div \lambda_2$) БОЭА составит

$$E_0 = 5,09 \cdot 10^{10} \text{ с}^{-1} \cdot \text{м}^{-2}. \quad (6)$$

Эталонная ламбертовская сфера — фотометрическая модель ТКО. Фотометрические характеристики какого-либо конкретного ТКО в общем случае неизвестны [6]. Для оценки характеристик наблюдаемого ТКО, принято считать, что любой ТКО представляет собой некоторый эталонный космический объект, в качестве которого выбрана эталонная ламбертовская сфера (ЭЛС). Таким образом комплекс характеристик ТКО (размеры и форма ТКО, дистанция между ТКО и БОЭА, фазовый угол, коэффициенты отражения для каждой поверхности ТКО) заменен на один параметр $m_{\text{ЭЛС}}$ — блеск ЭЛС.

Принимаем следующие характеристики ЭЛС: d — диаметр сферы; D — дистанция между БОЭА и ТКО; ЭЛС имеет диффузную поверхность с альбедо $a_{\text{ЭЛС}} = 0.3$; фазовый угол $\Phi = \pi/2$. $\phi(\Phi)$ — фазовая функция (яркость солнечного излучения, которое после отражения от ЭЛС направляется в БОЭА) имеет вид

$$\phi(\Phi) = \frac{1}{6\pi} [\sin(\Phi) + \cos(\Phi) \cdot (-\Phi)] = \phi(\Phi = \pi/2) = \frac{1}{6\pi}. \quad (7)$$

Освещенность БОЭА отраженным от ЭЛС солнечным излучением определяется следующей формулой:

$$E_{\text{БОЭА}} = E_{\text{солн}} \cdot a_{\text{ЭЛС}} \cdot \frac{d^2}{D^2} \cdot \phi(\Phi). \quad (8)$$

В соответствии с формулой Погсона (5) отношение освещенностей единичной площадки от ЭЛС и от Веги определяет блеск ЭЛС

$$m_{\text{ЭЛС}} = -2,5 \cdot \lg \left(\frac{E_{\text{БОЭА}}}{E_0} \right). \quad (9)$$

Полагаем, что диаметр d ЭЛС задается в метрах, а дистанция D задается в километрах. С учетом этого подставляем (6), (7), (8) в (9) и получаем

$$m_{\text{ЭЛС}} = -8,5 + 5 \cdot \lg \left(\frac{D}{d} \right). \quad (10)$$

Технические характеристики БОЭА

В таблице 1 указан перечень основных технических характеристик БОЭА, а также их конкретные значения для БОЭА-200 и БОЭА-600, которая была предложена в [1].

Таблица 1 — Основные характеристики БОЭА

Символ	Наименование параметра/характеристики	БОЭА-200	БОЭА-600
D	Диаметр входного зрачка, мм	200	600
f	Фокусное расстояние, мм	300	1200
ε	Коэффициент центрального экранирования	0,35	0,35
2β	Угловое поле зрения, °	4	3
$\sigma_{\text{расч}}$	Расчетный размер функции рассеяния точки (ФРТ), мкм	22	18
$\lambda_1 \div \lambda_2$	Рабочий спектральный диапазон, мкм	0.4 ÷ 0.9	0.4 ÷ 0.9
$\tau_{\text{опт}}$	Интегральное пропускание оптики в рабочем спектральном диапазоне	0.6	0.6
δ	Размер пиксела, мкм	11	9
n	Число пикселей в строке/столбце приемника изображения	2048/2048	4096/4096
Π	Глубина потенциальной ямы, с	91 000	39 000
η	Средний квантовый выход в рабочем спектральном диапазоне, е/фотон	0.45	0.45
Шсч	Шум считывания, е	2	3

Шт	Скорость прироста темного тока, е/с	3	3
$\xi = \delta / \sigma_{\text{расч}}$	Отношение размера пиксела к расчетному размеру ФРТ	0.5	0.5
$T_{\text{эmin}} \div T_{\text{эmax}}$	Диапазон времени экспонирования $T_{\text{э}}$ кадра, с	0.05 $\div$ 3.0	0.05 $\div$ 3.0

Примем следующие допущения об условиях оптической видимости: прямое попадание во входное окно БОЭА прямого солнечного излучения и отраженного от Луны солнечного излучения отсутствует; фоновая засветка входного окна БОЭА атмосферой Земли отсутствует. Полагаем также, что наблюдаемый ТКО не находится в тени Земли, освещен прямым солнечным излучением и попадает в поле зрения БОЭА. Далее положим, что система управления движением КА обеспечивает требуемый вектор угловой скорости $\vec{\omega}_{\text{БОЭА}}$ в ИСК. При этом будем рассматривать отдельно два случая.

1. Условие (1) выполняется. Изображение ТКО неподвижно в фокальной плоскости БОЭА. Соответственно, скорость бега изображения ТКО в фокальной плоскости $W_{\text{изо ТКО}} = 0$ и угловая скорость ТКО относительно фокальной плоскости БОЭА

$$\omega = \frac{W_{\text{изо ТКО}}}{f} = 0. \quad (11)$$

2. Условие (1) не выполняется. Изображение ТКО «бежит» в фокальной плоскости БОЭА. Во время съемки скорость бега изображения ТКО в фокальной плоскости БОЭА $W_{\text{изо ТКО}}$ не равна нулю и постоянна. Соответственно, ω тоже не равна нулю.

Рассмотрим полезный сигнал на пикселе. Под полезным сигналом будем понимать сигнал ФПУ, вызванный отраженным от ТКО солнечным излучением, которое регистрирует ФПУ. В общем случае полезный сигнал N_1 (число электронов) на пикселе ФПУ БОЭА зависит от следующих параметров: $m = m_{\text{ЭЛС}}$ — звездная величина наблюдаемого ТКО (ЭЛС); ω — угловая скорость ТКО относительно БОЭА; $\tau_{\text{опт}}$ — коэффициент пропускания оптики БОЭА; η — квантовый выход ФПУ БОЭА; $S_0 = \frac{\pi D^2}{4} (1 - \epsilon^2)$ — площадь входного зрачка объектива БОЭА; $T_{\text{э}}$ — время экспонирования кадра; $T_1 = \frac{\sigma_{\text{расч}}}{\omega \cdot f} = \frac{\delta}{\omega \cdot f \cdot \xi}$ — время экспонирования одного пикселя. Эта формула работает, если ω не равна 0. Если ω не равна 0, время экспонирования пикселя равно $T_1 = T_{\text{э}}$.

Случай $\omega = 0$.

Точечное изображение ТКО (функция рассеяния точки — ФРТ) представляет собой пятно рассеяния диаметром $\sigma_{\text{расч}}$. Полагаем, что распределение сигнала по пикселям, освещенным ФРТ в пределах пятна рассеяния равномерное. С учетом принятых допущений сигнал N_1 (число электронов) на 1 пикселе составит

$$N_1 = N_1(0) = E_{\text{БОЭА}} \cdot \tau_{\text{опт}} \cdot \eta \cdot S_0 \cdot T_{\text{э}} \cdot \xi^2. \quad (12)$$

Случай $\omega > 0$. Изображение ТКО перемещается в фокальной плоскости объектива, образуя след. Напомним, что след — изображение ТКО за время экспонирования. Если время экспонирования уменьшать, то длина следа будет укорачиваться, далее след превратится в пятно рассеяния, но сигнал будет продолжать уменьшаться. Длина следа в пикселях, рассчитываются для различных угловых скоростей ω и фокусных расстояний f за время $T_{\text{э}}$ по следующей формуле

$$l_{\text{след}} = \frac{\omega f}{\delta} T_{\text{э}}. \quad (13)$$

Сигнал на 1 пикселе находим по формуле (12) с учетом того, что время экспозиции пиксела уменьшилось и составляет T_1 , то есть

$$N_1 = N_1(\omega) = N_1(0) \frac{T_1}{T_{\text{э}}} = E_{\text{БОЭА}} \cdot \tau_{\text{опт}} \cdot \eta \cdot S_0 \cdot \frac{\delta \xi}{\omega \cdot f}. \quad (14)$$

Фоновое излучение звездного неба

Яркость фона неба обычно принимают равной $21^{\text{м}}$ с 1 квадратной угловой секунды [5]. Полагаем, что относительное спектральное распределение фона неба также, как и относительное спектральное излучение звезды Вега, эквивалентно спектральному излучению Солнца. По формуле Погсона (5) и значению E_0 для Веги (6) получим освещенность единичной площадки фотонами звездной величины $21^{\text{м}}$

$$E_{m=21} = 2,03 \cdot 10^2 \text{ с}^{-1} \text{ м}^{-2}. \quad (15)$$

Освещенность от фона неба действует в телесном угле равном 1 квадратной угловой секунде, то есть она есть яркость фона неба. Переводим 1 квадратную угловую секунду в стерadiany. Получаем число фотонов, падающих на входной зрачок БОЭА от фона неба, в 1 стерadiane за 1 секунду.

$$N_{\text{фон}} = (206625)^2 \cdot E_{m=21} = 8,64 \cdot 10^{12} \text{ с}^{-1} \text{ м}^{-2} \text{ ср}^{-1}. \quad (16)$$

Фоновый сигнал на 1 пикселе в фотонах

Рассмотрим шумы на пикселе, отношение сигнал/шум. Фотонный шум полезного сигнала — случайная величина с распределением

$$N_{1\text{фон}} = N_{\text{фон}} \cdot \left(\frac{\delta}{f}\right)^2 \cdot \tau_{\text{опт}} \cdot S_0 \cdot \eta \cdot T_3. \quad (17)$$

Пуассона. Дисперсия фотонного шума равна математическому ожиданию полезного сигнала N_1 . Дисперсия шума от фона неба также равна $N_{1\text{фон}}$. Полагаем, что $\text{Ш}_{\text{сч}}$ шум считывания матричного приемника и темновой шум $\text{Ш}_T T_3$ за время экспонирования заданы (см. таблица 1). Рассчитываем суммарное среднеквадратическое отклонение шума на одном пикселе

$$\text{СКО}_{\text{ш1}} = \sqrt{N_1 + N_{1\text{фон}} + \text{Ш}_{\text{сч}}^2 + \text{Ш}_T \cdot T_3}. \quad (18)$$

Отношение сигнал/шум определяется выражением

$$\text{СШ}_1 = \frac{N_1}{\text{СКО}_{\text{ш1}}} = \frac{N_1}{\sqrt{N_1 + N_{1\text{фон}} + \text{Ш}_{\text{сч}}^2 + \text{Ш}_T \cdot T_3}}. \quad (19)$$

Связь отношения сигнал/шум на 1 пикселе и минимального полезного сигнала. Полагаем, что задано пороговое отношение сигнал/шум на пикселе СШ_1 . Формулу (19) запишем в виде уравнения относительно N_1

$$N_1^2 - \text{СШ}_1^2 N_1 - \text{СШ}_1^2 (N_{1\text{фон}} + \text{Ш}_{\text{сч}}^2 + \text{Ш}_T T_3) = 0. \quad (20)$$

Решение этого квадратного уравнения запишем в форме неравенства

$$N_1 \geq \frac{\text{СШ}_1^2}{2} \left(1 + \sqrt{1 + \frac{4(N_{1\text{фон}} + \text{Ш}_{\text{сч}}^2 + \text{Ш}_T T_3)}{\text{СШ}_1^2}} \right). \quad (21)$$

Значение N_1 равное правой части неравенства — это минимальный сигнал, который обеспечивает заданное отношение СШ_1 . Обозначим это значение $N_{1\text{min}}$. Проницающая способность БОЭА. Проницающая сила телескопа — это звездная величина наиболее тусклых звёзд, видимых с помощью телескопа. Аналогично проницающая способность БОЭА — это максимальная звездная величина КО, обнаруживаемых БОЭА. Случай $\omega=0$. По формуле (12) и равенству (21) находим $E_{\text{БОЭА}}$

$$E_{\text{БОЭА}} = \frac{N_{1\text{min}}}{\tau_{\text{опт}} \cdot \eta \cdot S_0 \cdot T_3 \cdot \zeta^2}. \quad (22)$$

Подставляем (22) в формулу (9) и получаем

$$\begin{aligned} m_{\text{БОЭА}} &= m_{\text{ЭЛС}}(\omega=0) = \\ &= -2,5 \cdot \lg\left(\frac{N_{1\text{min}}}{\tau_{\text{опт}} \cdot \eta \cdot S_0 \cdot T_3 \cdot \zeta^2}\right) + 2,5 \cdot \lg(E_0). \end{aligned} \quad (23)$$

Случай $\omega>0$. Аналогично, используем формулы (14), (21), (9) и получаем

$$\begin{aligned} m_{\text{БОЭА}} &= m_{\text{ЭЛС}}(\omega>0) = \\ &= -2,5 \cdot \lg\left(\frac{N_{1\text{min}}}{\tau_{\text{опт}} \cdot \eta \cdot S_0 \cdot T_3 \cdot \zeta^2}\right) + 2,5 \cdot \lg(E_0). \end{aligned} \quad (24)$$

Находим разность (23) и (24)

$$\Delta m = m_{\text{ЭЛС}}(\omega=0) - m_{\text{ЭЛС}}(\omega>0) = -2,5 \cdot \lg\left(\frac{\sigma_{\text{расч}}}{T_3 \cdot f \cdot \omega}\right). \quad (25)$$

Формулы (23), (24), (25) характеризует проницающую способность БОЭА. На рисунках 3 и 4 представлены результаты расчета по формулам (23), (24) зависимости проницающей способности БОЭА-200 и БОЭА-600 от времени экспонирования T_3 . Приятые в расчёте характеристики БОЭА указаны в таблице 1. Отношение сигнал/шум равно 4. Угловая скорость $\omega = 0^\circ/\text{с}$ (синяя кривая), $\omega = 0,05^\circ/\text{с}$ (красная кривая).

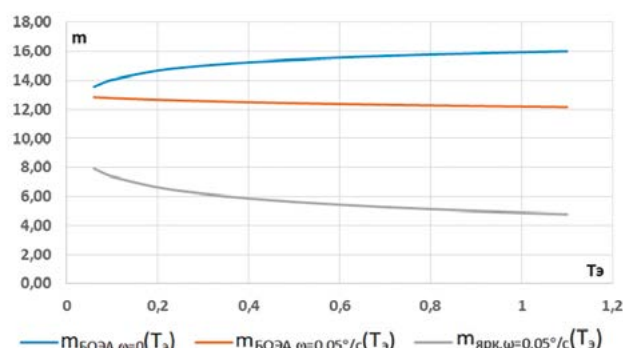


Рисунок 3 — Зависимость проницающей способности БОЭА-200 от времени экспонирования и расчётная область значений блеска ТКО

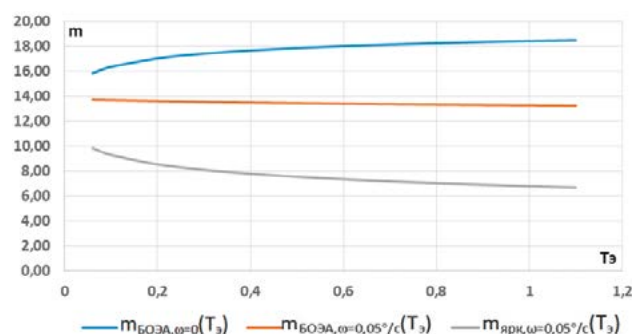


Рисунок 4 — Зависимость проницающей способности БОЭА-600 от времени экспонирования и расчётная область значений блеска ТКО

Если приравнять найденную по формулам (23) и (24) проницающую способность БОЭА равную блеску ЭЛС, то появляется возможность по формуле (10) определять максимальную дистанцию между БОЭА и ТКО. Формула (10) позволяет также ответить на вопрос о минимальном размере ТКО, который БОЭА (с проницающей способностью $m_{\text{БОЭА}}$) может

обнаружить на заданной дистанции D . Для этого запишем формулу (10) в следующем виде

$$d = D \cdot 10^{-\frac{8,5+m_{\text{БОЭА}}}{5}}. \quad (26)$$

Оценка ограничения предельного блеска регистрируемых ТКО, обусловленного глубиной потенциально ямы ФПУ. С запасом положим, что максимальный уровень суммарного сигнала (Y) на пикселе не должен превышать 80% глубины потенциальной ямы

$$Y = N_1 + N_{\text{фон}} + \text{СКО}_{\text{ш}} \approx N_1 \leq 0,8 \cdot \Pi. \quad (27)$$

Формула (27) совместно с формулами (23) и (25) позволяет определять ограничение по времени экспонирования $T_{\text{э}}$, в зависимости от блеска $m_{\text{ярк}}$ наиболее ярких космических объектов, изображение которых попадает в кадр. Для этого подставляем значение N_1 , найденное по формуле (27), в формулу (23) вместо N_{limin} и находим $m_{\text{ярк}, \omega=0}$. По формуле (25) определяем $\Delta\omega$ и находим

$$m_{\text{ярк}, \omega=0,05^\circ/\text{с}}(T_{\text{э}}) = m_{\text{ярк}, \omega=0} - \Delta\omega. \quad (28)$$

На рисунках 3 и 4 представлены результаты расчета зависимости $m_{\text{ярк}, \omega=0,05^\circ/\text{с}}(T_{\text{э}})$ (кривые зеленого цвета) предельного блеска ТКО, регистрируемых БОЭА-200 и БОЭА-600, от времени экспонирования для угловой скорости $\omega = 0,05^\circ/\text{с}$. Между кривыми красного и зеленого цвета расположена область значений блеска ТКО, которые могут быть адекватно зарегистрированы БОЭА. Учтём ограничения по времени экспонирования и угловой скорости при съемке. Для того, чтобы определить координаты ТКО необходимо, чтобы начало и конец следа попали в светочувствительную зону ФПУ (кадр), т.е. чтобы длина следа в пикселях была в четыре раза меньше числа пикселей в строке матричного приемника

$$l_{\text{след}} \leq 0,25 \cdot n. \quad (29)$$

Используя формулу (13), определяем следующее ограничение

$$\omega T_{\text{э}} \leq \frac{n\delta}{4f} = 0,5 \cdot \text{tg}(\beta). \quad (30)$$

Формула (30) позволяет вычислять ограничения по времени экспонирования в зависимости от 2β — углового поля БОЭА. Обобщенная аналитическая модель проникающей способности БОЭА. Полученные в статье формулы в общем виде могут быть представлены как функциональная связь F трех групп переменных: ЗУН — заданные условия наблюдения (ω ,

d , $\phi(\Phi)$, D); $\Pi_{\text{БОЭА}}$ — параметры БОЭА (f , S_0 , $\tau_{\text{опт}}$, $\sigma_{\text{расчт}}$, δ , n , шумы ФПУ); НПОЭС — настроечные параметры БОЭА (СШ , $T_{\text{э}}$).

$$m = F(\text{ЗУН}, \Pi_{\text{БОЭА}}, \text{НП}_{\text{БОЭА}}). \quad (31)$$

Обобщенная аналитическая модель (31) проникающей способности БОЭА позволяет решать следующие прямые и обратные задачи:

- расчеты проникающей способности БОЭА в заданных условиях наблюдения;
- выбор параметров БОЭА, для заданных условий наблюдения и проникающей способности БОЭА;
- расчеты настроечных параметров БОЭА для достижения требуемой проникающей способности БОЭА.
- При этом возможны различные постановки указанных задач:
- (оптимизация) оптимизация параметров по выбранным критериям;
- (анализ влияния) определение влияния изменения выбранных параметров на изменения целевых параметров;
- (прогноз) определение значений прогнозируемых параметров при заданных условиях.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Олейников И. И., Архипов С. А., Тунгушпаев А. Т. Перспективная космическая система наблюдения космических объектов в околоземном космическом пространстве опτικο-электронными средствами // *Радиотехника*. 2023. Т. 87. № 4. с. 16–20. DOI: 10.18127/j00338486-202303-03.
2. Архипов С. А. Концептуальные аспекты построения космической системы мониторинга техногенных космических объектов в околоземном космическом пространстве // *Экология. Экономика. Информатика*. Серия: Геоинформационные технологии и космический мониторинг. Выпуск 10. — Ростов-на-Дону: Изд-во ЮНЦ РАН, 2025, с. 45–53. DOI: 10.23885/2500-123X-2-10-45-53.
3. Павлов А. В. Опτικο-электронные приборы. М.: Энергия, 1974. — 300 с.
4. Телевизионная астрономия. Под ред. Б. В. Никонова. М.: Наука, 1984. — 271 с.
5. Миронов А. В. Основы астрофотометрии. М.: Физматлит, 2005. — 260 с.
6. Методы контроля ближнего космоса. Учебное пособие. / В. В. Миронов, А. К. Муртазов, Рязань: Коняхин А. В. (Book Jet), 2017. — 128 с.

ДК 681.783.25

СИСТЕМА КАЛИБРОВКИ ЛУННОГО ЛАЗЕРНОГО ДАЛЬНОМЕРА APOLLO

Ирина Викторовна Демидова — канд. техн. наук

АО «НПК «СПП», 114@nprk-spp.ru

В статье описаны концепция, конструктивное решение и результаты применения системы калибровки лунного лазерного дальномера APOLLO ACS (Absolute Calibration System). Разработанная система является инструментом выявления и устранения источников систематической погрешности дистанционных измерений, а также позволяет осуществлять калибровку сигнальных фотонов, в том числе в отсутствие ACS сигнала в ходе дистанционных измерений (non-ACS), по отношению к архивным данным, полученным до внедрения ACS (pre-ACS), а также в случае слабого сигнала. Применение основанной на ACS тайминговой коррекции позволило уменьшить систематическую погрешность дистанционных измерений до величины менее 1 мм. Проанализированы ограничения данного метода.

Ключевые слова: лунный лазерный дальномер, калибровка, систематическая погрешность, лунный строб, фидуциальный строб, ACS-корректировка.

APOLLO LUNAR LASER RANGEFINDER CALIBRATION SYSTEM

Irina V. DEMIDOVA — Cand. Sc. (Technology)

JSC «RPC «PSI», 114@nprk-spp.ru

This article describes the concept, design solution, and application results of the APOLLO Absolute Calibration System (ACS) lunar laser rangefinder calibration system. The developed system is a tool for identifying and eliminating sources of systematic error in remote sensing and enables calibration of signal photons, including timing corrections for range data lacking contemporaneous ACS photons (non-ACS), relative to archival data obtained before the implementation of the ACS (pre-ACS), and in cases of a weak signal. The use of ACS-based timing correction has reduced the systematic error of range data to less than 1 mm. The limitations of this method are indicated.

Keywords: lunar laser ranging, calibration, systematic error, lunar gate, fiducial gate, ACS-correction.

Обсерватория лунной лазерной дальнометрии в Апаچی-Пойнт APOLLO (Apache Point Observatory Lunar Laser-ranging Operation) осуществляет измерение дальности до Луны начиная с 2006 г. Основные параметры этой станции: рабочая длина волны лазерного передатчика 532 нм (Nd: YAG с модуляцией добротности и удвоением частоты); длительность импульса по полувысоте 120 пс; частота следования импульсов 20 Гц; энергия импульса 115 мДж. Приёмник представляет собой матрицу 4x4 кремниевых лавинных фотодиодов, размер приёмной площадки каждого из которых 30 мкм. Благодаря такой многоэлементной структуре для приёмника APOLLO возможен многофотонный режим работы. Хотя точность лунных измерений APOLLO весьма высока (лучше 2 мм), но расхождение с расчетными данными как минимум на порядок больше, что может объясняться несовершенством модельных представлений, либо систематической ошибкой измерений. Выбор между этими причинами был сделан с помощью разработанной системы калибровки ACS, описанию которой посвящен настоящий обзор. Её основой является высокочастотный пикосекундный лазер (80 МГц, 10 пс), управляемый тактовыми импульсами цезиевых часов. Пикосекундные импульсы ACS лазера поступают на приемник APOLLO через промежутки времени, контролируемые с высокой точностью, и этот сигнал — временной эталон, по которому поверяется тайминговая система APOLLO. Изначальный вариант концепции ACS состоял в сравнении «правильных» значений временных промежутков между ACS импульсами и значений, зарегистрированных тайминговой системой APOLLO с целью оценки влияния на точность APOLLO температурных эффектов, настройки оборудования, индивидуальных сдвигов каждого из 16 фотодиодов APD матрицы приёмника APOLLO и т. д. Позднее была реализована более развитая концепция, предусматривающая наложение оптической «линейки делений» из ACS фотонов на APD

матрицу одновременно с лунными измерениями с целью коррекции ошибок тайминговой системы. Конструкцию ACS составляют три системы [1]:

1. “ACS Enclosure”, в составе: волоконный импульсный лазер 1064 нм (частота следования импульсов 80 МГц, длительность импульса 10 пс); цезиевые часы; контролирующие системы;
2. Laser Slicer Board (LSB) — пикировщик ACS импульсов;
3. передающая оптика.

Оборудование ACS Enclosure расположено вдали от главных систем APOLLO и электрически изолировано от их земли. Импульсы ACS доставляются к LSB по 12 м одномодовому оптоволокну, сохраняющему поляризацию. Цезиевый стандарт даёт синусоидальный сигнал частоты 10 МГц и амплитуды 1 В с низким уровнем фазового шума. Нестабильность фазы составляет 2.5 пс за 2.5 с. После умножения частоты до 80 МГц и аттенюирования для согласования со входным контуром контроллера (см.рис.1) нестабильность фазы увеличивается до 6.3 пс.

На рисунке 1 приведена схема конструкции ACS Enclosure. Пикосекундный 1064 нм лазер TOPTICA PicoFYb управляется контроллером, на который подаётся сигнал цезиевых часов. Это волоконный лазер с кольцевым резонатором и SESAM зеркалом, работающий в режиме фазовой синхронизации мод с автоподстройкой частоты путём регулировки длины резонатора с помощью пьезоактюатора. Стабильность длины волны излучения 0.5 нм; на выходе 12 м волокна средняя мощность 30 мВт; ширина импульса по полувысоте (FWHM) 10 пс. В Universal Counter Agilent 53132A происходит сравнение Cs и GPS (True Time XL-DC) часов. Пунктиром показано соединение для измерения набега фаз между этими часами.

Функциональное назначение LSB — вырезание и кондиционирование отдельных ACS импульсов из общей последовательности (см. рис.2; оптоволокну обозначено толстыми красными и зелёными линиями, тонкие чёрные линии обозначают электрические соединения). Ключевой элемент LSB — электрооптический модулятор (ЭОМ), реализованный на основе интерферометра Маха-Цандера, одно из плеч которого содержит пластинку с электрически управляемым показателем преломления.

Исходное состояние ЭОМ закрытое. Запирающий сигнал создаётся AD5592R (содержит АЦП и ЦАП, сигнал которого может меняться свипированием от 0 до 10 В для подбора надёжного запираения). Фотодиоды PD0, PD1 и PD2 отслеживают среднюю мощность ACS импульсов до и после ЭОМ (1064 нм), а также на выходе генератора второй гармоники (ГВГ) (532 нм). Сигнал PD0 также запускает генерирование импульсов ClockGen, фаза которых относительно оптического импульса допускает плавную подстройку. ClockGen в ответ на сигнал PD0 выдаёт последовательность меандров частотой 80 МГц ($T=12.5$ нс), которая поступает на вход С D-триггера (их пара, для лунного и фидуциального стробов). На вход D из тайминговой системы APOLLO поступает LUN (FID) START, растянутый до 120 нс, прошедший линию задержки (диапазон от 27 до 155 нс от переднего фронта триггерного сигнала с шагом 0.5 нс) и сложенный с таким же, но инвертированным и задержанным на другую величину, сигналом. Если сигнал D равен 1 когда приходит положительный передний фронт меандра ClockGen, то на выходе Q сигнал 1, на вход RF ЭОМ поступает отпирающий сигнал и один или несколько ACS импульсов проходят на ГВГ с термоконтроллером (ГВГ после ЭОМ обладает большей контрастностью,

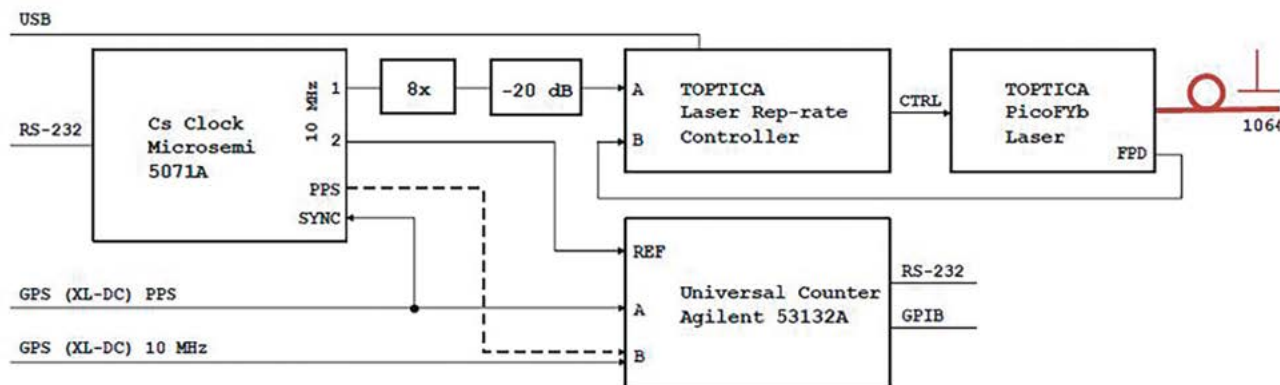


Рисунок 1 — Схема конструкции ACS Enclosure

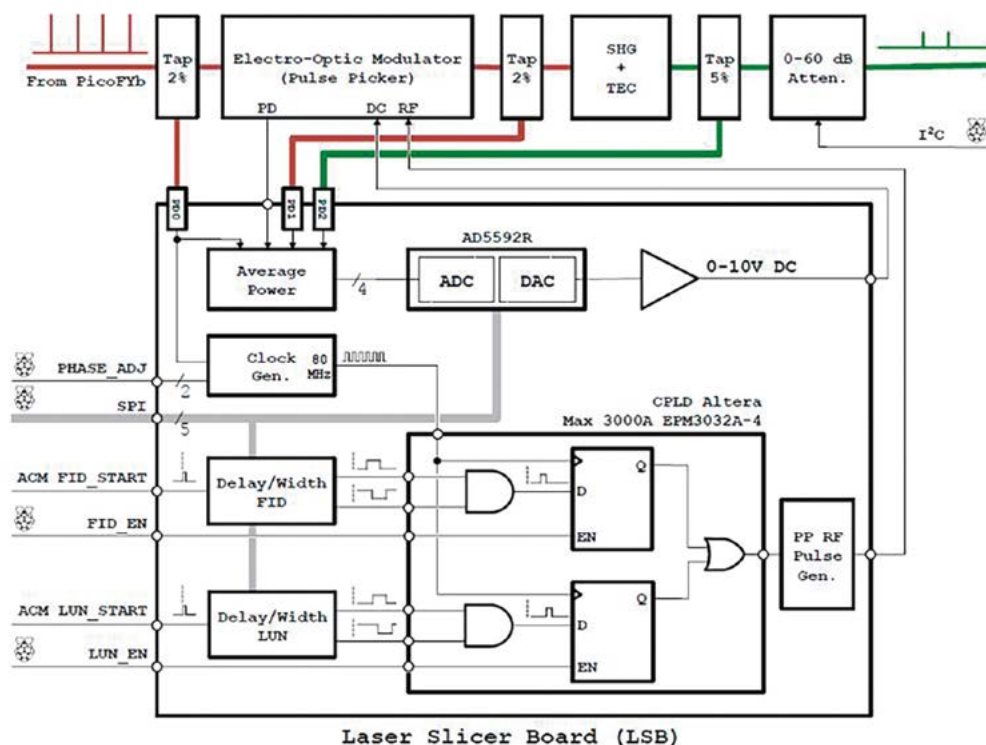


Рисунок 2 — Схема пикировщика лазерных импульсов LSB

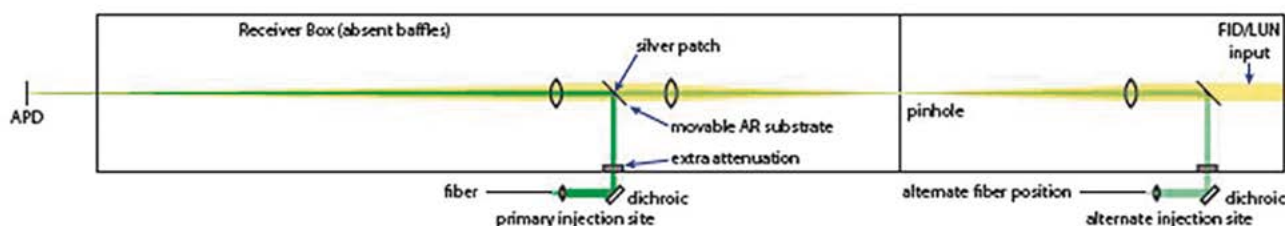


Рисунок 3 — Схема передачи ACS импульсов на матрицу приёмников APOLL

в силу нелинейности процесса ГВГ). На выходе ГВГ расположен управляемый аттенюатор для обеспечения однофотонного режима работы. Передающий тракт ACS (см. рис. 3) сконструирован так, что ACS фотоны не блокируют лунные и фидуциальные при поступлении на APD приёмник, т. к. проходят рядом с его оптической осью в тени вторичного зеркала. Светофильтр на входе в блок приёмника вносит дополнительное ослабление (~ 10), создающее вместе с управляемым аттенюатором однофотонный уровень ACS сигнала на матрице APD. Дихроическое зеркало на рис. 3 убирает не менее 96% излучения 1064 нм на входе в хорошо экранированный блок приёмника. Альтернативный редко используемый тракт ввода ACS фотонов позволяет изучить влияние на тайминговую систему дополнительной оптики (не всё показано).

Тайминговая система APOLLO состоит из: высокоточных XL-DC часов, имеющих в своём составе контролируемый по сигналу GPS стандарт частоты 50 МГц (он представляет собой XL-DC осциллятор из плавленого кварца, имеющий, согласно [5], нестабильность частоты $1.2 \cdot 10^{-11}$); системы счётчиков импульсов с разрешением 20 нс; 12-битного конвертера TDC (time-to-digital) с разрешением 25 пс и рабочим диапазоном 100 нс [3]. Для корректировки ошибки XL-DC часов используется цезиевый стандарт частоты, нестабильность которого составляет 10^{-13} . Координата события внутри строка определяется грубо числом меандров 50 МГц и точно расстоянием от события до положительного фронта следующего меандра. В предположении отсутствия дрейфа частот ACS импульсов и меандров XL-DC, возможны 5 чётко фиксированных положений ACS

фотонов относительно переднего фронта меандров XL-DC (см.рис.4, нижнее построение, выделены синим). Эти положения образуют «гребёнку» ACS фотонов в TDC пространстве с определённым расстоянием между зубцами 2.5 нс.

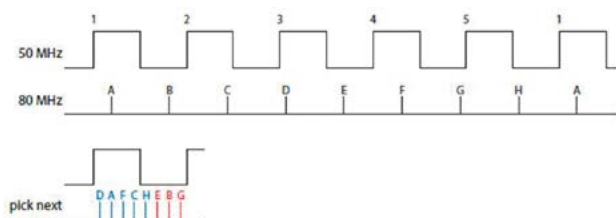


Рисунок 4 — Относительный тайминг меандров 50 МГц XL-DC часов и ACS импульсов 80 МГц

Пример использования ACS импульсов во время сеанса дистанционных измерений иллюстрирует рис. 5, построения на котором приведены для данных лунного строба, для фидуциального обработка аналогична. За время сеанса в фидуциальный и лунный стробы попало около 20 000 фотонов в каждый. Из них округлённо 11 000 составляли ACS фотоны, тогда как фидуциальные и лунные — 5 000 и 3 000 соответственно. Данные рис. 5 получены в ходе первого сеанса измерений LLR+ACS, 2016–09–12 за 500 с (10 000 выстрелов) при работе по панели Apollo-15. Поскольку расстояние в TDC пространстве отсчитывается от положительного фронта меандра XL-DC часов, следующего за событием, то поздние фотоны появляются ниже на построении. Жёлтые точки соответствуют ACS импульсам, имеющим почти постоянное соотношение фаз

с импульсами XL-DC часов. Красные точки совпадают с прогнозным временем возвращения отражённого сигнала. Синие точки в основном представляют собой фоновые отсчёты, а также шум, обусловленный диффузией носителей и т. д. Сплошная чёрная линия соответствует независимым УС измерениям частоты часов APOLLO, отслеживаемой цезиевыми часами [5]. Горизонтальные штриховые линии наглядно демонстрируют степень дрейфа двух часов; вертикальные штриховые линии ограничивают короткий (100 с) диапазон, в течение которого XL-DC часы корректируются в обратном направлении по сравнению с предыдущим участком. В [1] описано несколько вариантов исследований тайминговой системы APOLLO с помощью ACS фотонов. Вариант первый демонстрирует возможность измерения ошибки тайминговой системы и погрешности её определения. Ищется выстрел, для которого в одном и том же APD канале есть ACS фотоны и для фидуциального, и для лунного стробов (или в пределах некоторого допуска для лунного строба — δ_{shot} ; в этом случае для каждого фидуциального строба учитывается $N_{\text{shot}} = 2 \delta_{\text{shot}} + 1$ лунных стробов). Стандартным способом APOLLO тайминга определяется временная разность отсчётов для этих двух событий, и она соотносится с целым числом 12.500 нс, в предположении абсолютной точности тайминга ACS фотонов. Такая процедура повторяется для многих выстрелов и по возможности для многих APD каналов; по её результатам строится распределение для статистического анализа. Чем шире окно (δ_{shot}), тем больше фотонов для сравнения, что иллюстрирует таблица 1 [1].

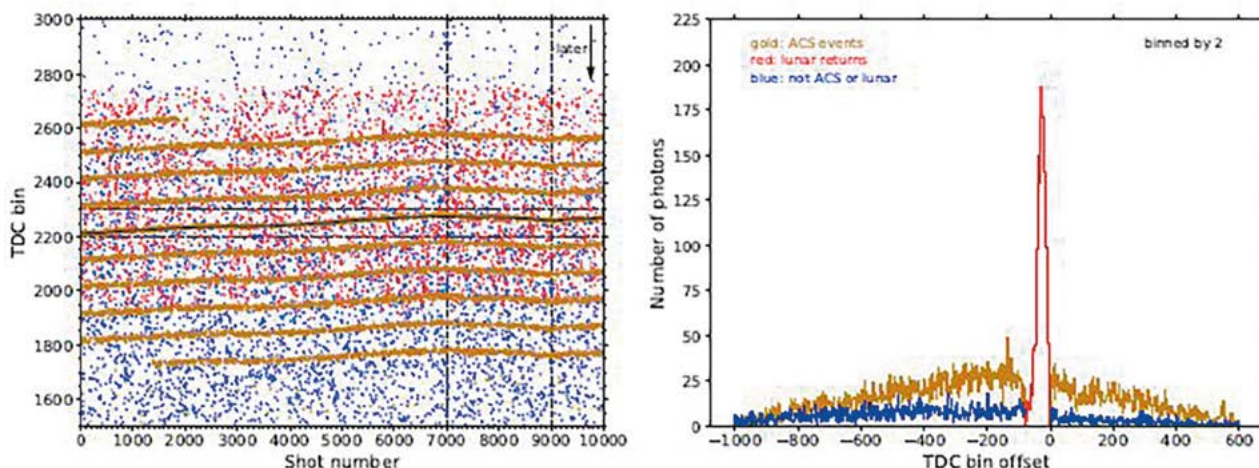


Рисунок 5 — Сырые данные сеанса измерений LLR+ACS (слева); гистограмма PR разностей в TDC пространстве (справа)

Таблица 1 — Ошибка тайминговой системы и погрешность её определения по результатам ACS+LLR измерений

Канал	Допуск для лунного строба δ_{shot}	Число пар ACS фотонов N_{pairs}	Ошибка тайминговой системы и погрешность её определения (мм)
16	0	74	-1.70 ± 3.58
16	5	730	-0.13 ± 1.09
1–16	0	826	-0.55 ± 1.01
1–16	5	8918	0.30 ± 0.32
1–16	9	15234	0.47 ± 0.24

Так, для 16го APD канала за 10 000 выстрелов для 74х из них ACS фотоны имелись в обоих стробах. Если для лунного строба использовали $2\delta_{\text{shot}}+1=11$ выстрелов (т. е. ACS фотоны из фидуциального строба для 1000-ного выстрела сравниваются с ACS фотонами из лунных стробов с 995 по 1005 выстрелы), то получали 730 пар фотонов для сравнения и лучшую статистику. Ещё больше пар для анализа можно получить, сравнивая фотоны всех APD каналов. На рис. 6 приведена гистограмма ошибок APOLLO тайминговой системы, полученная вышеописанным способом для пар ACS фотонов последней строки таблицы 1. Эта гистограмма аппроксимирована гауссовым распределением. Ошибка (range error) вычисляется как $m \pm \sigma_p$, где m — мат.ожидание этого распределения, а σ_p — дисперсия (второй момент), делённая на квадратный корень из количества пар фотонов, участвующих в статистике:

$$\sigma_p = \frac{\sigma}{\sqrt{N_{\text{pairs}}}}.$$

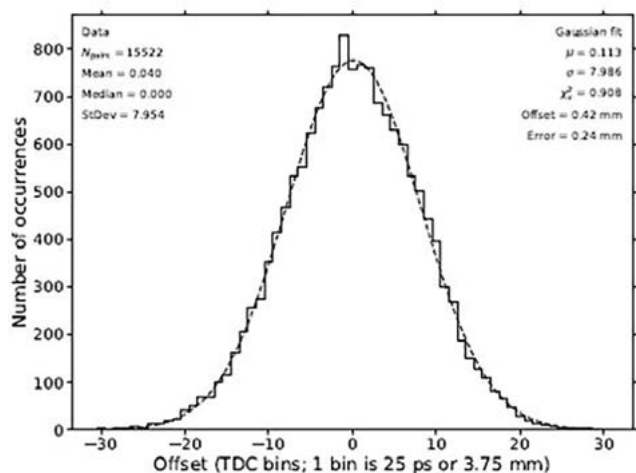


Рисунок 6 — Гистограмма, соответствующая последней строке данных таблицы 1

Типовые значения range error субмиллиметровые, увеличение числа APD каналов, как и рост δ_{shot} влечёт за собой уменьшение σ_p , за счёт роста N_{pairs} . Из этой серии экспериментов делается два вывода: 1) расхождение измеряемых и рассчитываемых данных не обусловлено ошибками тайминговой системы APOLLO; 2) субмиллиметровый уровень систематической ошибки измерений достигнут, и полученные данные статистически не противоречивы. Во втором варианте исследований ошибка (error) за счёт дрейфа частоты часов XL-DC оценивалась по углу наклона полос ACS фотонов на левой диаграмме рис. 5. Выделяют два участка: 0...7000 и 7000...9000 выстрелов, на которых дрейф частоты имеет разные знаки. Согласно приводимой оценке на первом участке полосы уходят на 60 TDC bin за 7000 выстрелов, т. е. угол наклона примерно равен

$$-\frac{60 \cdot 25 \cdot 10^{-12}}{7000/20} = -4.3 \cdot 10^{-12};$$

на втором участке

$$\frac{16 \cdot 25 \cdot 10^{-12}}{2000/20} = 4.0 \cdot 10^{-12}.$$

За время распространения импульса уход в линейной мере составит для первого участка

$$-4.3 \cdot 10^{-12} \cdot 2.5 \cdot 0.15 \frac{\text{мм}}{\text{пс}} = -1.6 \text{ мм};$$

для второго 1.5 мм.

Отдельно для каждого участка делается расчёт ошибки с помощью первого и второго моментов аппроксимирующей функции распределения, аналогично расчёту для первого варианта исследований. Результаты его хорошо согласуются с приводимой оценкой. В третьем варианте вклад в ошибку дрейфа частоты XL-DC часов сравнивался с другими составляющими. Дрейф частоты сказывается на значительных временных интервалах. Если сравнивать статистику ACS фотонов в квазидновременных лунном и фидуциальном стробах (например, фидуциальный строб для выстрела № 1000, лунный строб для выстрела № 950), то останется только ошибка, обусловленная другими причинами. По результатам такой же, как в вариантах 1, 2 статистической обработки показано, что вклад остальных составляющих (среди которых отмечают электромагнитные наводки при работе силового

лазера) мал по сравнению с вкладом от нестабильности частоты XL-DC часов. В четвёртом варианте ACS импульсы использовались для сопоставления ошибок разных каналов и их мониторинга на протяжении месяцев. В единичных ACS+LLR измерениях анализировались два вида зависящих от конкретного канала ошибок: большие ошибки (~1 нс), общие для лунного и фидуциального стробов, обусловленные статическими задержками, разными для разных каналов; относительно небольшие (≤ 0.1 нс) сдвиги (offset) между стробами разных типов. Последний тип неопределённости проявляется в разнице измеренных расстояний до Луны для разных каналов. Отмечается, что возможность измерения неопределённостей отдельных каналов в едином цикле открывает путь изучения долговременных тенденций и будет объектом грядущих исследований. В [2] приводится гистограмма лунных, фидуциальных и ACS отсчётов, полученных в ходе сеанса измерений 2019–04–16 (см. рис. 7). На верхнем построении показаны лунные и фидуциальные фотоны, зарегистрированные всеми каналами APD матрицы; средняя и нижняя гистограммы содержат также ACS фотоны. Нижняя построена с применением тайминговой коррекции с помощью вышеописанных приёмов, в результате которой уширение ACS пиков существенно снижено.

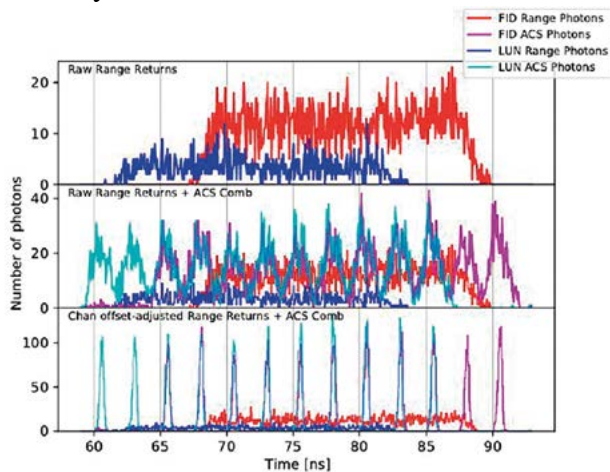


Рисунок 7 — Гистограмма отсчётов, полученных в ходе сеанса наблюдений 2019–04–16

Качество ACS коррекции определяется точностью позиционирования каждого зубца ACS гребёнки. Последняя зависит от числа фотонов, приходящегося на каждый зубец. Уровень ACS сигнала в стробе лимитирован величиной 1.5 фотона. Типичный сеанс наблюдений содер-

жит 5 000 выстрелов, отсчёты распределены между 15 каналами и 10 зубцами ACS гребёнки, соответственно на каждый зубец в данном канале приходится 50 из 7 500 ACS фотонов. ACS калибровка часто отключается на первые ~20% измерений, чтобы улучшить условия для лунного сигнала, что снижает число выстрелов с ACS коррекцией до 4 000 и число фотонов на ACS зубец до 40. Ширина типичного ACS зубца $\sigma_T \sim 130$ (80) пс (до и после августа 2019 г.), ошибка центроида 21 (13) пс.

Использование ACS импульсов для калибровки дистанционных измерений описано в [2]. Идея калибровки при наличии одновременных ACS отсчётов состоит в определении положения каждого лунного или фидуциального фотона относительно репрезентативной ACS гребёнки, созданной накоплением в течение нескольких лет статистики измерений промежутков между референсным зубцом и всеми остальными. Принимается, что истинное расстояние между зубцами 2.5 нс. Для каждого канала и типа строба создаётся шаблон гребёнки, который актуален до внесения аппаратных изменений в тайминговую систему APOLLO, при этом референсный зубец общий для всех шаблонов. Положение зубцов ACS гребёнки, полученной в ходе сеанса измерений, определяется с помощью однопараметрического фитинга методом наименьших квадратов: перемещением в TDC пространстве отыскивается положение шаблона, соответствующее наилучшему перекрытию (best overlaid) с референсным зубцом ACS гребёнки сеанса измерений. Это положение названо идеализированным; оно характеризуется определённым сдвигом (shift). Положение события в стробе определяется по отношению к зубцам ACS гребёнки методом интерполяции или экстраполяции. Итоговая временная коррекция определяется как разность значения, полученного вышеописанным способом, и калибровки TDC:

$$1 - \sum_{k=0}^N \frac{\lambda^k}{k!} e^{-\lambda} = 0.1. \quad (1)$$

Процедура калибровки TDC (CALTDC) производится до и после каждого сеанса дистанционных измерений. В ходе неё TDC посылает общие сигналы START и STOP, получаемые из 50 МГц последовательности XL-DC часов, всем каналам с частотой 1 кГц 1000 раз для 5 различных START — STOP интервалов, кратных 20 нс. Для каждого типа строба определя-

ется среднее значение временной коррекции, далее рассчитывается разностная величина

$$C_{\text{differential}} \equiv C_{\text{FID}} - C_{\text{LUN}} \quad (2)$$

Рис. 8 иллюстрирует вышеописанный способ калибровки. Вертикальные штрихпунктирные линии соответствуют идеализированному положению шаблона, полученному путём его сдвига до наилучшего перекрытия с референсным зубцом ACS гребёнки сеанса измерений (ей соответствуют красные и синие пики). Величина сдвига в пикосекундах указана в верхней части графиков. Чёрные наклонные линии соответствуют временной коррекции, полученной с помощью соотношения (1). Линии из серых точек представляют собой их линейную аппроксимацию.

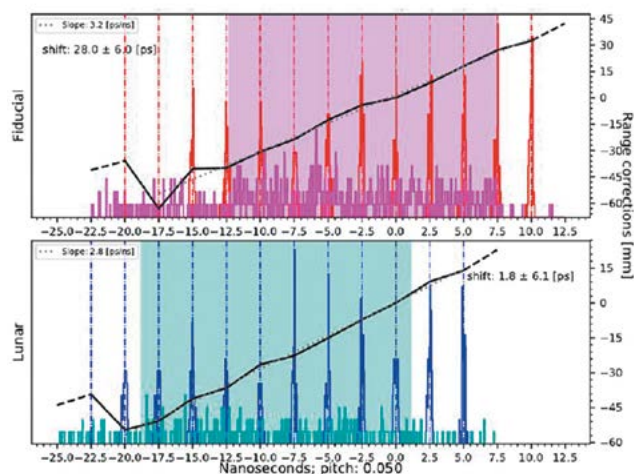


Рисунок 8 — Калибровка дистанционных измерений при наличии одновременных ACS отсчётов

Ввиду линейного характера применяемой аппроксимации данный способ калибровки определяют два параметра: сдвиг (shift) и наклон (slope). Последний характеризует скорость и направление изменения межзубцового расстояния: положительный наклон соответствует сгущению зубцов ACS гребёнки, отрицательный — их разрежению.

Левая часть рис. 9 демонстрирует систематическую тенденцию недоучёта (undercounting) времени, присущую TDC. Этот эффект даёт систематическую ошибку в 4 ± 1 мм, возникающую из-за вариаций прогноза. Правая гистограмма демонстрирует субмиллиметровую точность ACS коррекции. Калибровка дистанционных измерений в отсутствие одновременных ACS отсчётов также описана в [2] и названа авторами non-ACS. При слабом дистанционном сигнале в сложных условиях

наблюдения ACS сигнал отключается. При этом калибровка дистанционных измерений возможна на основе накопленной ACS информации. Наиболее очевидный путь состоит в использовании центроида распределения рис. 9 для коррекции получаемых измерительных данных. Другой метод основан на замеченной тесной корреляции между величиной ACS коррекции и положением в TDC пространстве лунных и фидуциальных фотонов. Рис. 10 иллюстрирует эту связь. Верхний график демонстрирует ACS коррекцию, полученную одновременно с сеансом измерений, для данных рис. 9, в зависимости от разности положений в стробе медиан распределений фидуциальных и лунных измерительных данных (FID — LUN shift). Эта разность определялась для каждого сеанса измерений с помощью гистограммы, аналогичной верхней на рис. 7. Полученная зависимость аппроксимирована красной линией с наклоном 0.58 мм/нс. Нижняя гистограмма — распределение разности ACS коррекции и её аппроксимирующего значения. Отмечается, что минимуму систематической ошибки TDC соответствует наилучшее перекрытие распределений фидуциальных и лунных данных в стробах (FID and LUN slugs), и к такой ситуации следует стремиться.

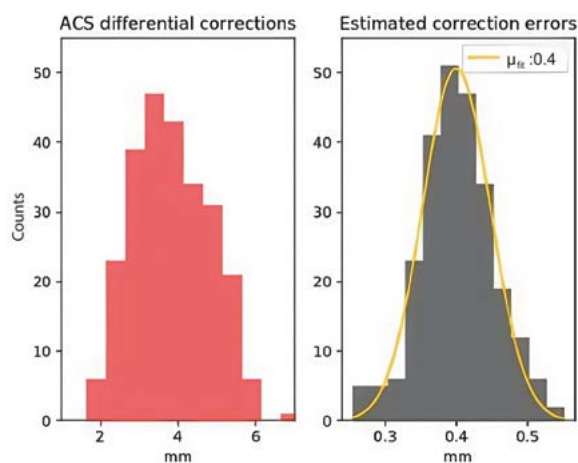


Рисунок 9 — Распределение ACS коррекции ($C_{\text{differential}}$) для сеансов 2017–02–21–2019–08–14, когда Cs часы использовались как тайминговая база APOLLO (слева); распределение ошибок ACS коррекции для тех же данных (справа)

Применение такой концепции ACS коррекции к данным ранних измерений, когда система ACS ещё не была внедрена, названо авторами pre-ACS. При использовании методик non-ACS и pre-ACS величина коррекции зави-

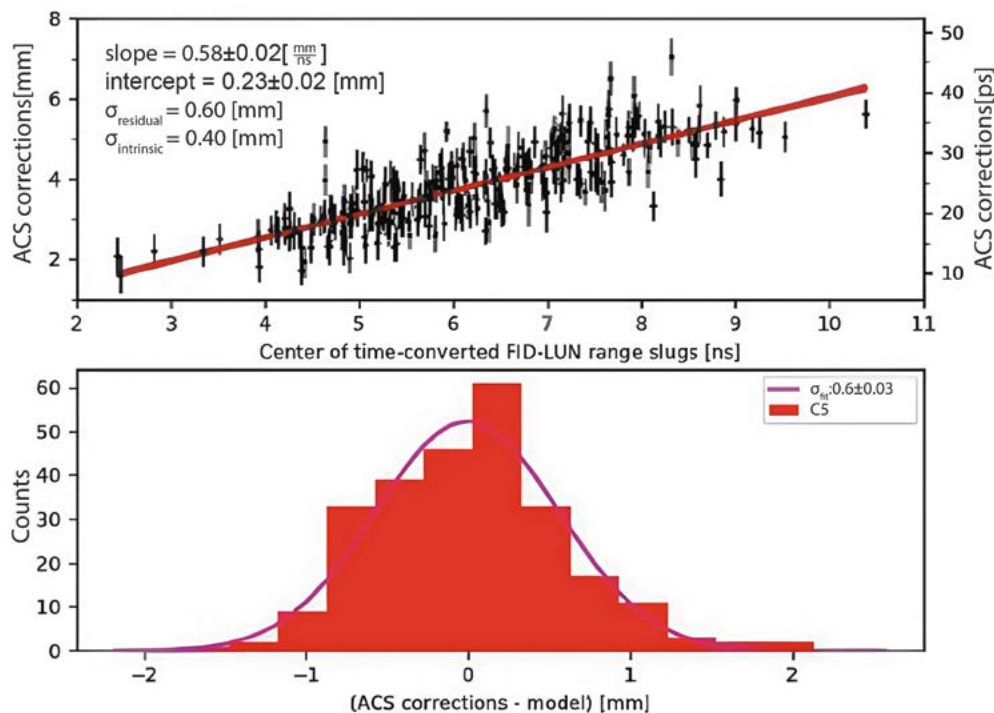


Рисунок 10 — ACS коррекция в зависимости от разности положения в соответствующем стробе медиан распределения лунных и фидуциальных отсчётов для данных рис. 9 (вверху); гистограмма разности ACS коррекции и её аппроксимирующего значения для верхнего построения (внизу)

сит от положения лунных и фидуциальных сигналов в соответствующих стробах. В условиях слабого сигнала, для сеансов, в которых получено всего несколько лунных фотонов, достоверная непосредственная оценка положения лунного сигнала невозможна. В этом случае положение лунного сигнала удаётся оценить с помощью переменных, используемых для установления строба, а также ошибки прогнозного времени полного распространения сигнала для данного сеанса.

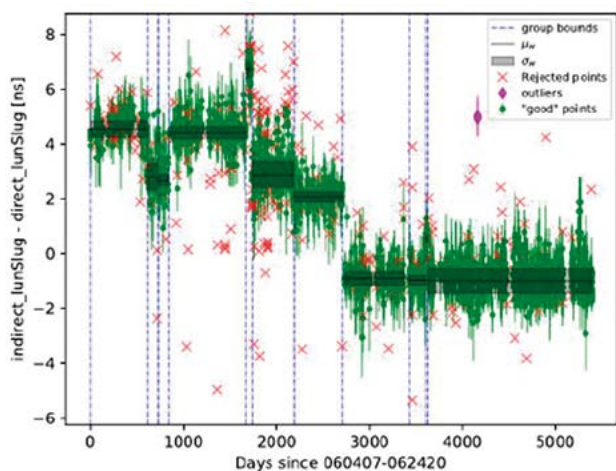


Рисунок 11 — Разность между непосредственно определяемым положением центра лунного сигнала и оценкой его положения, исходя из параметров, задающих положение строба и ошибки прогноза

На рис. 11 приведены результаты исследования разницы между непосредственно определяемым положением лунного сигнала и косвенной его оценкой с использованием параметров, задающих положение строба, для сеансов измерения между 2006–04–07 и 2020–12–27. Хорошо виден вертикальный сдвиг групп данных, разделённых вертикальными штрихпунктирными линиями. Взвешенное среднее каждой группы представлено сплошной чёрной линией, затенённая серая область вокруг которой отражает взвешенное СКО каждой группы. Всего несколько точек выпадает при статистической обработке. Наблюдаемый на рис. 11 вертикальный сдвиг обусловлен нефиксируемыми изменениями в APOLLO, влияющими на положение лунного строба, такими как температурные колебания, изменения в кабелях, сдвиги в каналах и т. д. Отмечается весьма тесное, и потому достоверное соответствие прямой и косвенной оценок положения лунного сигнала, что даёт основание использовать косвенную оценку в условиях слабого сигнала. Погрешность, соответствующая косвенному определению положения лунного сигнала, состоит из ошибки взвешенного среднего, СКО соответствующей группы точек на рисунке 11 и погрешности нормальной точки (НТ). Приводится пример оценки положения в TDC пространстве лунного сигнала, полученного

в ходе сеанса наблюдения 19.03.2009 г. Три вышеуказанные составляющие были равны 13, 220 и 38 пс, соответственно, так что неопределённость положения лунного сигнала составила $\sqrt{13^2+220^2+38^2}=224$ пс. Далее оценку положения лунного сигнала с этой неопределённостью используют для определения разности положений лунного и фидуциального сигналов в стробах и вычисления ACS коррекции, как описано выше.

Как показано в [1, 2, 4] система ACS позволяет адекватно оценить величину погрешности тайминговой системы APOLLO. Её величина находится на субмиллиметровом уровне, что даёт основание авторам утверждать, что расхождение измеряемых и рассчитываемых данных дистанционных измерений не обусловлено ошибками тайминговой системы. Использование ACS открывает большие возможности в части выявления и исследования составляющих систематической и случайной ошибок измерения. Например, показано что основной вклад в систематическую ошибку дистанционных измерений вносит дрейф частоты XL-DC часов (3.1 мм против 1.44 мм в результате других причин). Также приведены результаты исследования индивидуальных ошибок отдельных каналов приёмника APOLLO. Весьма эффективно использование ACS для оценки влияния на погрешность измерений температурных эффектов, настройки оборудования и т. п. Представляется возможным оценить вклад в ошибку измерений эффекта диффузионного хвоста [6] фотодиодов приёмника ЛЛД, вычисляя среднюю толщину ACS на левой диаграмме рис. 5. Вообще говоря, такую оценку можно осуществить и используя линии фидуциального сигнала, однако в этом случае погрешность оценки будет большей, вследствие большей длительности импульса рабочего лазера по сравнению с ACS импульсами. Как упоминалось выше, тайминг APOLLO включает в себя подсчёт числа меандров XL-DC часов, а также определение временного промежутка от события в стробе до следующего положительного фронта меандра. Дрейф частоты XL-DC часов определяется по углу наклона линий ACS сигнала на левой диаграмме рис. 5, в то время как ошибку второй составляющей тайминга в случае заметной её величины можно было бы оценить по непараллельности линий ACS сигнала. Существенно важным направлением приме-

нения ACS является калибровка результатов дистанционных измерений. Описана методика такой калибровки как в случае одновременных LLR+ACS измерений, так и апостериорно (non-ACS), в том числе применительно к сырым данным, полученным до внедрения системы (pre-ACS), а также в условиях слабого сигнала. Систематическая погрешность тайминговой системы APOLLO, оцененная с помощью ACS методики, составила 0.4 % или 4 пс/нс. Нельзя не отметить, что успех использования калибровочной системы ACS связан с многофотонным режимом работы приёмника APOLLO, реализуемым благодаря многоэлементной его структуре. Вследствие значительной, по сравнению с длительностью строба, величины мёртвого времени приёмника (~50..70 пс) существует верхний предел числа фотонов на его входе. Задаваясь 10 % уровнем потери сигнала, в предположении справедливости для него статистики Пуассона, допустимое число λ всех событий на входе таймера событий (ТС) на один строб можно определить из соотношения

$$1 - \sum_{k=0}^N \frac{\lambda^k}{k!} e^{-\lambda} = 0.1.$$

здесь N — количество ТС. Левая часть этого уравнения представляет собой вероятность того, что на вход приёмника придёт одновременно не более N фотонов. Минимально необходимое количество ТС определится с помощью уравнения (3) из условия $\lambda \geq n_{ACS}$, где n_{ACS} — число ACS фотонов в стробе. Ниже в таблице 2 приведены результаты такого расчёта.

Таблица 2 — Необходимое для заданного уровня ACS фотонов в стробе количество ТС

Уровень ACS фотонов в стробе n_{ACS}	Нижний предел числа ТС N
1	2
1.5	3
2	4
2.5	5

Заметим, что указанное в таблице число ТС позволит только накапливать ACS отсчёты с желаемым уровнем сигнала, например, для формирования шаблона ACS гребёнки, регистрация лунного или фидуциального сигнала будет в это время недоступна. Поскольку точность ACS коррекции непосредственно зависит от числа ACS фотонов в стробе, то очевидно, что описываемый метод эффективен только

для приёмников, работающих в многофотонном режиме, т. е. имеющих, по крайней мере, несколько ТС. Вместе с тем, как видно из цитируемых работ, такая многоканальная структура приемника влечёт за собой возникновение дополнительного источника погрешности. В этом состоит ограничение данного метода.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Adelberger, E. G., Battat, J. B. R., Birkmeier, K. J., et al. 2017, *CQGra*, 34, 245008.
2. Colmenares, N. R., Battat, J. B. R., Gonzales, D. P., et al. 2023, *PASP*, 135, 104503.
3. Murphy Jr. T. W., Adelberger E. G., Battat, J. B. R., et al. 2008, *PASP*, 120 (Preprint 0710.0890).
4. Colmenares, N. R., Battat, J. B. R., Gonzales, D. P., et al. 2023, *PASP*, 135, 104504.
5. Liang, Y., Murphy, T. W., Colmenares, N. R., Battat, J. B. R. 2017, *CQGra*, 34, 245009.
6. Садовников М. А. Необходимые условия достижения субмиллиметровой точности измерений в спутниковой лазерной дальнометрии. *Электромагнитные волны и электронные системы*. 2009. Т. 14. с. 13–16.

УДК 52-7:528.8

АНАЛИЗ БЛЕСКА КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МОДЕЛЕЙ ТИПОВЫХ ОБЪЕКТОВ ОПТИЧЕСКОЙ ЛОКАЦИИ

Георгий Николаевич Мальцев — д-р техн.
наук

Сергей Владимирович Логунов — канд.
техн. наук

**Военно-космическая академия имени
А. Ф. Можайского, vka@mil.ru**

При наблюдении наземными оптико-электронными системами космических объектов осуществляется сравнение их видимого блеска с блеском звезд, который задается в звездных величинах. В статье получены аналитические выражения для расчета блеска космического объекта при его описании моделями типовых объектов оптической локации — диффузионно рассеивающих шара и диска. Представлены результаты расчетов звездной величины космического объекта при заданных параметрах его эффективной площади рассеяния и дальности наблюдения. Полученные результаты могут быть использованы при анализе условий наблюдения космических объектов наземными оптико-электронными системами мониторинга околоземного космического пространства.

Ключевые слова: космический объект, наземная оптико-электронная система, звездная величина, эффективная площадь рассеяния.

ANALYSIS OF THE BRIGHTNESS OF SPACE OBJECTS USING MODELS OF TYPICAL OBJECTS OF OPTICAL LOCATION

Georgii N. Maltsev — Dr. Sc. (Technology)
Sergey V. Logunov — Cand. Sc. (Technology)

**A. F. Mozhaysky Military Space Academy,
vka@mil.ru**

When observing space objects with ground-based optical-electronic systems, their visible brightness is compared with the brightness of stars, which is specified in stellar magnitudes. The article presents analytical expressions for calculating the brightness of a space object when it is described by models of typical objects of optical location, such as a diffusely scattering sphere

and a disk. The results of calculations of the stellar magnitude of a space object are presented, based on the specified parameters of its effective scattering area and the distance of observation. The results obtained can be used at the analysis of the conditions of space objects observing by ground-based optical-electronic systems for monitoring near-Earth space.

Keywords: space object, ground-based optical-electronic system, stellar magnitude, effective scattering area.

Наземные оптико-электронные системы (ОЭС) являются в настоящее время основным типом информационных средств наблюдения космических объектов (КО) и мониторинга околоземного космического пространства (ОКП) [1–4]. Особенностью регистрации и обработки излучения КО является сравнение видимого блеска, наблюдаемого КО с блеском звезд и предварительная калибровка ОЭС по опорным звездам. При этом блеск звезд и КО, наблюдаемых в естественной солнечной подсветке, как правило, задается в принятых в астрономии звездных величинах. а условия приема оптического излучения, отраженного наблюдаемым КО, и технические характеристики ОЭС определяются в энергетических единицах измерения мощности принимаемого сигнала, отраженного КО [5,6]. При этом КО, как объекты оптической локации, характеризуется эффективной площадью рассеяния (ЭПР), которая зависит от параметров, связанных с его геометрическими и отражательными характеристиками. Для анализа условий наблюдения КО наземными ОЭС необходимо осуществлять расчет блеска КО с заданной величиной ЭПР. Цель статьи заключается в получении аналитических выражений для расчета звездной величины наблюдаемых КО, задаваемых моделями типовых объектов оптической локации, по их ЭПР. При расчете уровня принимаемого сигнала и отношения сигнал/шум на входе ОЭС, определяющего ее технические характеристики, используются энергетические характеристики оптического излучения. Основной энергетической характеристикой оптического излучения является по-

ток излучения Φ_e — мощность, переносимая оптическим излучением. Отношение потока излучения, падающего на малый элемент поверхности, к его площади называется энергетической освещенностью (облученностью) поверхности. Она определяется в виде $E_e = d\Phi_e / dS$, где $d\Phi_e$ — поток излучения, падающий на элемент поверхности площадью dS . Поток оптического излучения, падающий на приемную апертуру телескопа ОЭС, выраженный через энергетическую освещенность поверхности, составляет $\Phi_e = E_e S_{\text{ПРМ}}$, где $S_{\text{ПРМ}}$ — площадь приемной апертуры телескопа. Поток оптического излучения от наблюдаемого КО определяется выражением

$$\Phi_{\text{КОе}} = \int_{(\Delta\lambda)} \Phi_{\text{КОе}}(\lambda) d\lambda, \quad (1)$$

где $\Phi_{\text{КОе}}(\lambda)$ — спектральная плотность потока оптического излучения подсветки, отраженного КО, интегрирование осуществляется в анализируемой полосе длин волн $\Delta\lambda$.

Оптическим излучением, падающим на приемную апертуру телескопа ОЭС, является излучение солнечной подсветки, отраженное поверхностью КО. Поток оптического излучения, отраженного КО, может быть представлен в виде $\Phi_{\text{КОе}} = E_{\text{КОе}} \sigma_0$, где $E_{\text{КОе}}$ — энергетическая освещенность КО, σ_0 — эффективная площадь рассеяния (ЭПР) КО. Параметр ЭПР широко используется для характеристики объектов радио- и оптической локации [6,7]. ЭПР является количественной мерой свойства объектов рассеивать падающее на них электромагнитное излучение. При расчете звездной величины наблюдаемого КО его ЭПР является исходным параметром для расчета мощности сигнала, принимаемого наземной ОЭС. Введение ЭПР эквивалентно замене реального объекта (в рассматриваемом случае — КО) источником, излучающим равномерно во всех направлениях. Это позволяет сравнивать отражательные свойства объектов локации, имеющих различные размеры, геометрическую форму, материал поверхности. Величина ЭПР является индивидуальной характеристикой КО и зависит от их формы, ракурса наблюдения и направления подсветки [8,9]. Это создает большое разнообразие значений ЭПР КО. В то же время при анализе условий наблюдения КО могут быть использованы модели типовых объектов оптической локации с ЭПР заданного вида [6]. Это вполне оправдано при

анализе условий наблюдения КА наземными ОЭС низкого разрешения, предназначенными для получения координатной и фотометрической информации о КО, в которых КО наблюдаются как точечные объекты. Энергетическая освещенность приемной апертуры телескопа наземной ОЭС, создаваемая КО с ЭПР σ_0 определяется выражением

$$E_{\text{ОЭСе}} = \frac{E_{\text{КОе}} \sigma_0 \gamma_{\text{атм}}}{4\pi R_{\text{КО}}^2}, \quad (2)$$

где $R_{\text{КО}}$ — дальность до КО, $\gamma_{\text{атм}}$ — интегральное пропускание оптического излучения атмосферой на трассе распространения оптического излучения.

Освещенность КО создается излучением солнечной подсветки и определяется выражением

$$E_{\text{КОе}} = \int_{(\Delta\lambda)} H_{\text{КОе}}(\lambda) d\lambda, \quad (3)$$

где $H_{\text{КОе}}(\lambda)$ — функция спектральной облученности КО излучением солнечной подсветки, интегрирование осуществляется в анализируемой полосе длин волн $\Delta\lambda$.

При описании Солнца, как излучающего абсолютно черного тела с температурой T_c , функция спектральной облученности КО, находящегося в ОКП, определяется выражением [5]

$$H_{\text{КОе}}(\lambda) = \frac{\pi^2 h c^2 D_c^2}{2\lambda^5 R_c^2} \left[\exp\left(\frac{hc}{\lambda k T_c}\right) - 1 \right]^{-1}, \quad (4)$$

где $h = 6.62 \cdot 10^{-34}$ Дж·с — постоянная Планка, $c = 3 \cdot 10^8$ м/с — скорость света, $k = 1.38 \cdot 10^{-23}$ Дж/К — постоянная Больцмана, $T_c = 5800$ К — шумовая температура Солнца, $D_c = 1.39 \cdot 10^6$ км — диаметр Солнца, $R_c = 1.5 \cdot 10^8$ км — расстояние от Солнца до Земли.

Энергетическая освещенность приемной апертуры наземной ОЭС, создаваемая КО с ЭПР σ_0 , находящегося на дальности $R_{\text{КО}}$, составляет

$$E_{\text{ОЭСе}} = \frac{\sigma_0 \gamma_{\text{атм}}}{4\pi R_{\text{КО}}^2} \int_{(\Delta\lambda)} H_{\text{КОе}}(\lambda) d\lambda, \quad (5)$$

В выражении (5) наблюдаемый КО характеризуют его ЭПР σ_0 и дальность наблюдения $R_{\text{КО}}$. Для наземной ОЭС принимаемое оптическое излучение солнечной подсветки, отраженное КО, определяет мощность принимаемого

сигнала при наблюдении КО: $\Phi_e = E_{\text{ОЭС}} S_{\text{ПРМ}}$. Оптическое излучение солнечной подсветки, отраженное поверхностью КО и падающее на приемную апертуру телескопа ОЭС, также может быть описано фотометрическими характеристиками. Фотометрические характеристики оптического излучения основаны на оценке его ощущения в видимом диапазоне глазом человека. Они выражаются в светотехнических единицах измерения, а также приводятся к эквивалентным звездным величинам, в которых в астрономии принято характеризовать яркость звезд. В системе фотометрических величин характеристикой, эквивалентной потоку излучения Φ_e , является световой поток Φ_v — поток излучения, воспринимаемый человеческим глазом. Отношение светового потока, падающего на малый элемент поверхности, к его площади называется световой освещенностью поверхности. Она определяется аналогично энергетической освещенности в виде $E_v = d\Phi_v / dS$, где $d\Phi_v$ — световой поток, падающий на элемент поверхности площадью dS . Световой поток, падающий на приемную апертуру телескопа ОЭС площадью $S_{\text{ПРМ}}$, выраженный через световую освещенность поверхности, составляет $\Phi_v = E_v S_{\text{ПРМ}}$.

Световой поток от наблюдаемого КО определяется выражением

$$\Phi_v = \int_{(\Delta\lambda)} \Phi_v(\lambda) d\lambda, \quad (6)$$

где $\Phi_v(\lambda)$ — спектральная плотность светового потока оптического излучения подсветки, отраженного КО, интегрирование осуществляется в анализируемой полосе длин волн $\Delta\lambda$.

При определении светового потока Φ_v в виде (6) он выражается через спектральную плотность потока оптического излучения $\Phi_e(\lambda)$ в соответствии с выражением [10]

$$\Phi_v = 683 \int_{(\Delta\lambda)} V(\lambda) \Phi_e(\lambda) d\lambda, \quad (7)$$

где 683 лм/Вт — световой эквивалент потока излучения, позволяющий перейти от энергетических к светотехническим единицам измерения, $V(\lambda)$ — относительная спектральная световая эффективность (так называемая кривая видности) оптического излучения. Функция $V(\lambda)$ стандартизована и задается графически или справочными данными. Световая

освещенность E_v связана с используемой в астрономии для характеристики яркости звезд звездной величиной m логарифмической зависимостью

$$m = m_0 - 2,5 \lg E_v, \quad (8)$$

где m_0 — звездная величина астрономического объекта, создающего освещенность в 1 лк. Звездная величина — безразмерная числовая характеристика яркости объекта.

В соответствии с определением звездной величины чем ярче объект, тем меньше его звездная величина. Для наземных астрономических наблюдений принято $m_0 = -14.01 \pm 0.04$ [5,10]. Световая освещенность приемной апертуры телескопа наземной ОЭС, создаваемая КО со звездной величиной m , составляет. Звездная величина m является интегральным параметром, от которого зависит световая освещенность приемной апертуры телескопа наземной ОЭС. Световой поток, создаваемый КО со звездной величиной m , падающий на приемную апертуру телескопа ОЭС, определяется выражением

$$\Phi_v = 10^{-0,4(m+14,01)} S_{\text{ПРМ}}. \quad (9)$$

Этот же световой поток может быть выражен через спектральную плотность потока оптического излучения $\Phi_e(\lambda)$ в соответствии с выражением (7). Определяя спектральную плотность потока оптического излучения в виде

$$\Phi_e(\lambda) = \frac{\sigma_0 \gamma_{\text{атм}} S_{\text{ПРМ}}}{4\pi R^2} H_{\text{КО}}(\lambda), \quad (10)$$

получаем

$$\Phi_v = 683 \frac{\sigma_0 \gamma_{\text{атм}} S_{\text{ПРМ}}}{4\pi R_{\text{КО}}^2} \int_{(\Delta\lambda)} V(\lambda) H_{\text{КО}}(\lambda) d\lambda, \quad (11)$$

Приравнивая выражения для Φ_v (9) и (11), получаем уравнение, связывающее характеристики наблюдаемого КО (ЭПР σ_0 и дальность

$$683 \frac{\sigma_0 \gamma_{\text{атм}}}{4\pi R_{\text{КО}}^2} \int_{(\Delta\lambda)} V(\lambda) H_{\text{КО}}(\lambda) d\lambda = 10^{-0,4(m+14,01)}, \quad (12)$$

$R_{\text{КО}}$) с его звездной величиной m где спектральная облученность КО излучением солнечной подсветки $H_{\text{КО}}(\lambda)$ определяется выражением (4).

Интегральное пропускание оптического излучения атмосферой на трассе распространения оптического излучения в выражении (12) полагается равным $\gamma_{\text{атм}}=0.77$, что соответствует условиям определения эталонной звездной величины $m_0 = -14.01$ на поверхности Земли после прохождения оптическим излучением атмосферы. Преобразование уравнения (12) позволяет получить выражение для расчета звездной величины m КО с ЭПР σ_0 , при его наблюдении наземной ОЭС на дальности $R_{\text{КО}}$:

$$m = -2,5 \lg \left[54,35 \frac{\sigma_0 \gamma_{\text{атм}}}{R_{\text{КО}}^2} \int_{(\Delta\lambda)} V(\lambda) H_{\text{КОе}}(\lambda) d\lambda \right] - 14,01, \quad (13)$$

При подстановке в выражение (13) значения ЭПР КО σ_0 и дальности наблюдения $R_{\text{КО}}$ может быть рассчитано значение звездной величины КО при его наблюдении наземной ОЭС с естественной солнечной подсветкой. Для типовых объектов локации известны достаточно простые аналитические выражения, описывающие их ЭПР σ_0 [6]. При подстановке в выражение (13) значений ЭПР σ_0 типовых объектов оптической локации, эквивалентных наблюдаемым КО, могут быть рассчитаны значения их звездных величин при наблюдении на дальности $R_{\text{КО}}$ с естественной солнечной подсветкой. В качестве моделей типовых объектов оптической локации будем рассматривать модели диффузно отражающего шара и диффузно отражающего диска. ЭПР диффузно отражающего шара определяется выражением

$$\sigma_0 = \frac{8}{3} k_0 r^2 [\sin \varphi + (\pi - \varphi) \cos \varphi]. \quad (14)$$

ЭПР диффузно отражающего диска определяется выражением

$$\sigma_0 = 4k_0 \pi r^2 \cos \varphi. \quad (15)$$

ЭПР типовых объектов оптической локации, определяемая выражениями (14) и (15) зависит от трех параметров: параметра размера r — радиуса шара или диска, параметра покрытия k_0 — коэффициента диффузного отражения поверхности шара или диска, параметра подсветки — угла φ . Для объекта типа шара угол φ — это фазовый угол между направлением падения на объект излучения подсветки и линией визирования ОЭС на объект. Для объекта

типа диска φ — это угол подсветки между направлением падения на объект излучения подсветки и нормалью к поверхности объекта. В обоих случаях ЭПР σ_0 уменьшается с увеличением угла φ . Величина $2r$ может рассматриваться как эквивалентный размер наблюдаемого КО. Он может быть сопоставлен реальному КО по результатам оптикогеометрического моделирования его ЭПР. На рисунке 1 приведены определяемые выражениями (14) и (15) зависимости ЭПР σ_0 диффузно отражающих шара и диска от углового параметра подсветки φ . Полагалось $r=0.5$ м, $k_0=0.5$. Кривая 1 соответствует объекту типа шара, кривая 2 — объекту типа диска.

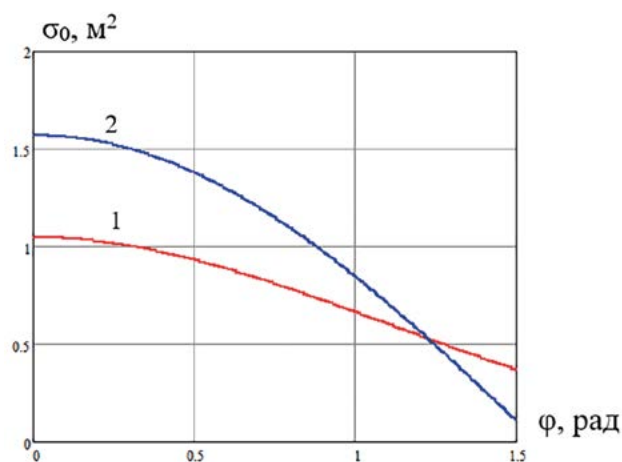


Рисунок 1 — Зависимости ЭПР диффузно отражающего шара и диффузно отражающего диска от углового параметра подсветки

Угловой параметр подсветки φ может быть связан с зенитным углом β линии визирования ОЭС на КО. Для модели диффузно отражающего шара

$$\sigma_0 = \frac{8}{3} k_0 r^2 [\sin \varphi + (\pi - \varphi) \cos \varphi]. \quad (16)$$

Для модели диффузно отражающего диска

$$\varphi(\beta) = \frac{\pi}{2} - \beta - \alpha + \arcsin \left[\frac{R_3 \sin \beta}{R_3 + h_{\text{КО}}} \right]. \quad (17)$$

В выражения (16) и (17) входит угловой параметр положения наземной ОЭС α — геоцентрический угол положения ОЭС на неосвещенной части поверхности Земли относительно линии терминатора (границы «день-ночь»). Для объекта типа шара, как объекта центрально сим-

метричной фигуры, ориентация в пространстве несущественна, и фазовый угол φ в соответствии с выражением (16) зависит только от зенитного угла β и геоцентрического угла α . Для объекта типа диска существенной является его ориентация в пространстве. Выражение (17) соответствует предположению, что наблюдаемый КО движется по круговой орбите высотой $h_{\text{КО}}$ и описывающий его объект типа диска ориентирован перпендикулярно направлению на центр Земли. В этом случае фазовый угол φ зависит от зенитного угла β , геоцентрического угла α , высоты орбиты КО $h_{\text{КО}}$ и радиуса Земли $R_3=6378$ км. Подставив в выражение (13) дальность наблюдения $R_{\text{КО}}$ и определяемые выражениями (14) и (15) значения ЭПР σ_0 типовых объектов оптической локации, можно рассчитать значения их звездной величины m . При мониторинге ОКП практический интерес представляет анализ условий наблюдения КО, находящихся на орбитах, наиболее широко используемых для выведения космических аппаратов различного назначения: на низких орбитах высотой до 2000 км, на средних орбитах высотой около 20000 км и на высоких орбитах в области геостационарной орбиты высотой 35786 км.

Были рассчитаны приведенные на рисунках 2 и 3 зависимости звездной величины m от дальности наблюдения и параметров ЭПР объектов типа шара и диска. Рассматривалась регистрация в ОЭС потока оптического излучения в диапазоне длин волн $\Delta\lambda$ видимого диапазона $0.4 < \lambda < 0.76$ мкм. На рисунке 2 приведены зависимости величины блеска m низкоорбитальных КО (а), среднеорбитальных и высокоорбитальных КО (б) с параметрами $r=0.5$ м и $k_0=0.5$ от дальности наблюдения $R_{\text{КО}}$ при различных значениях углового параметра φ . Сплошные линии соответствуют объекту типа шара, штриховые линии — объекту типа диска. Кривые 1 соответствуют $\varphi=10^\circ$, кривые 2 — $\varphi=30^\circ$, кривые 3 — $\varphi=50^\circ$, кривые 4 — $\varphi=70^\circ$. С увеличением угла φ ЭПР σ_0 объектов типа шара и диска уменьшается, и их звездная величина m увеличивается. Как следует из рис. 1, в диапазоне углов $0^\circ < \varphi < 70^\circ$ при фиксированных значениях параметров r и k_0 ЭПР диска больше, чем ЭПР шара, соответственно при выбранных значениях угла φ звездная величина диска меньше, чем звездная величина шара, однако различие не превышает 0.5 звездной величины для любых дальностей до КО.

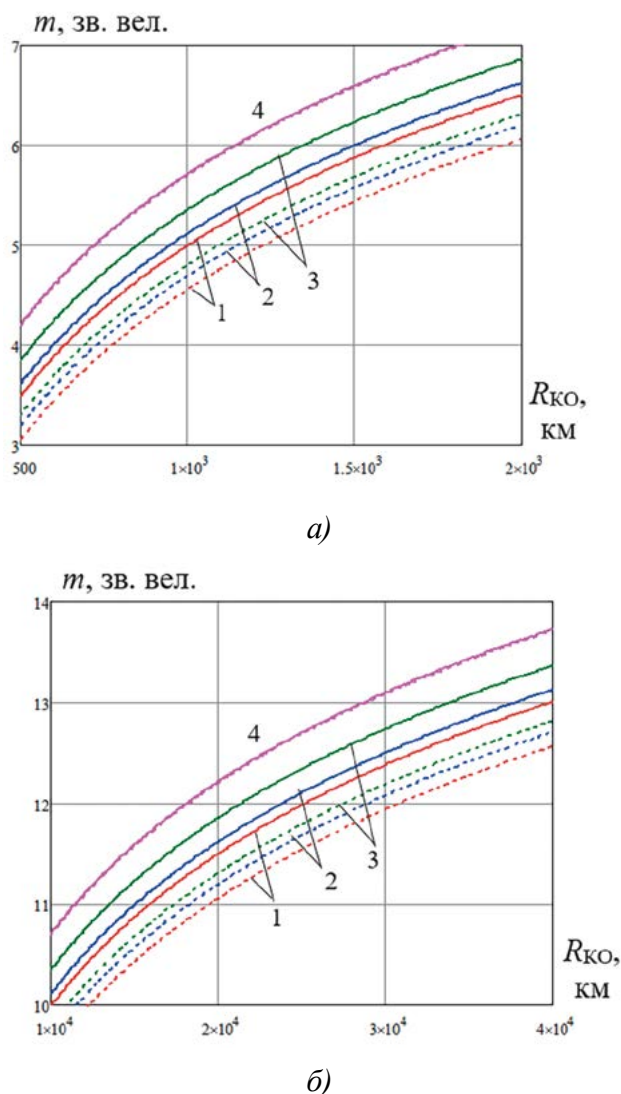
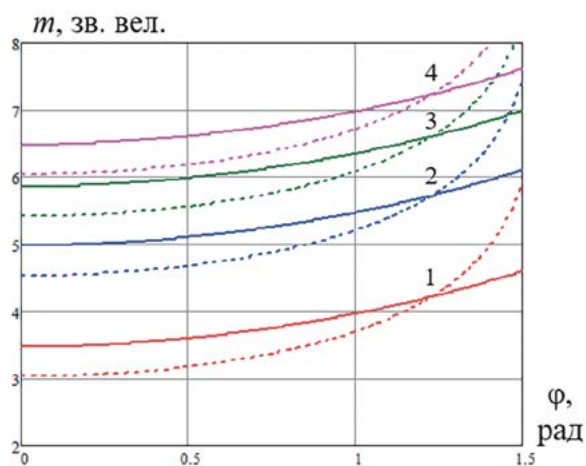


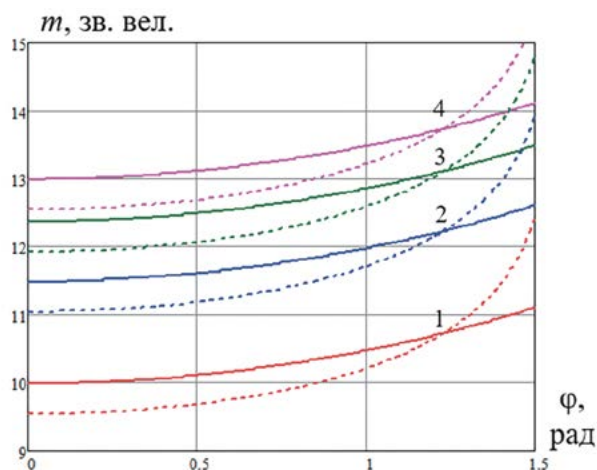
Рисунок 2 — Зависимости звездной величины объектов типа диффузно отражающих шара (а) и диска (б) от дальности наблюдения при различных значениях углового параметра подсветки

На рисунке 3 приведены зависимости величины блеска m КО с параметрами $r=0.5$ м и $k_0=0.5$ от угла φ при наблюдении низкоорбитальных КО (а), среднеорбитальных и высокоорбитальных КО (б) при различных значениях дальности наблюдения $R_{\text{КО}}$. Сплошные линии соответствуют объекту типа шара, штриховые линии — объекту типа диска. На рисунке 3а кривые 1 соответствуют $R_{\text{КО}}=500$ км, кривые 2 — $R_{\text{КО}}=1000$ км, кривые 3 — $R_{\text{КО}}=1500$ км, кривые 4 — $R_{\text{КО}}=2000$ км. На рисунке 3б кривые 1 соответствуют $R_{\text{КО}}=10000$ км, кривые 2 — $R_{\text{КО}}=20000$ км, кривые 3 — $R_{\text{КО}}=30000$ км, кривые 4 — $R_{\text{КО}}=40000$ км. Как следует из рис. 1, в диапазоне углов $70^\circ < \varphi < 90^\circ$ при фиксированных значениях параметров r и k_0 ЭПР шара больше, чем ЭПР диска, соответственно звезд-

ная величина шара меньше, чем звездная величина диска. При $\varphi \rightarrow 90^\circ$ ЭПР шара σ_0 и его звездная величина m имеют конечные значения, что делает возможным наблюдение такого объекта, а ЭПР σ_0 и звездная величина диска m стремятся к нулю и бесконечности соответственно, и наблюдение такого объекта оказывается невозможным.



а)



б)

Рисунок 3 — Зависимости звездной величины наблюдаемых низкоорбитальных (а), среднеорбитальных и высокоорбитальных (б) КО от углового параметра подсветки

При сопоставлении эквивалентных типовых объектов оптической локации типа диффузно отражающих шара и диска реальным КО полученные результаты позволяют анализировать возможности наблюдения КО наземными ОЭС в различных условиях. В соответствии с моделями наблюдения КО наземными ОЭС [11,12], учитывающими затенение КО Землей, наблюдение низкоорбитальных КО оказывается воз-

можно только при больших значениях угла φ , а наблюдение среднеорбитальных и высокоорбитальных КО возможно в широком диапазоне углов φ , и на практике наблюдения обычно проводятся при малых значениях угла φ . В этих условиях звездная величина КО, описываемого эквивалентным шаром или диском диаметром 1 м с коэффициентом диффузного отражения 0.5 на низких орбитах составляет 5^m – 7^m , на средних орбитах — 11^m – 11.5^m , на высоких орбитах — 12.5^m – 13^m . Эти оценки согласуются с экспериментальными данными наблюдения космических аппаратов с различными высотами орбит [13,14]. Преобразование уравнения (12) позволяет получить выражение для расчета дальности наблюдения РКО, на которой КО с заданной ЭПР σ_0 имеет видимый блеск m :

$$R_{\text{КО}} = \sqrt{54,35 \sigma_0 \gamma_{\text{атм}} 10^{0,4(m+14,01)} \int_{(\Delta\lambda)} V(\lambda) H_{\text{КОе}}(\lambda) d\lambda}. \quad (18)$$

Величина ЭПР σ_0 в выражении (18) может быть раскрыта в соответствии с выражениями (14)–(17) для рассмотренных типовых объектов оптической локации, что позволяет получить зависимости дальности наблюдения РКО, на которой КО имеет видимый блеск m , от параметров ЭПР r , k_0 , β и φ .

Представленные результаты характеризуют взаимосвязь фотометрических и энергетических характеристик принимаемого наземной ОЭС оптического излучения от КО, наблюдаемого в естественной солнечной подсветке в видимом диапазоне длин волн. Полученные аналитические выражения определяют взаимосвязь блеска типовых объектов оптической локации с параметрами их ЭПР и дальностью наблюдения. Использование для описания КО моделей типовых объектов оптической локации с эквивалентными отражающими свойствами позволяет получать сопоставимые усредненные оценки условий наблюдения КО в различных условиях, хотя на практике КО имеют сложную форму и неравномерно отражающую поверхность. Возможности решения прикладных задач мониторинга ОКП наземными ОЭС определяют именно энергетические характеристики условий наблюдения КО, и использование полученных аналитических выражений для расчета блеска КО может быть положено в основу методик прогнозирования условий наблюдения КО, задаваемых уровнем их блеска.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Свиридов К. Н. Оптическая локация космического мусора. — М.: Знание, 2006. — 488 с.
2. Муртазов А. К. Мониторинг загрязнений околоземного космического пространства оптическими средствами. — Рязань: РГУ, 2010. — 248 с.
3. Макаров Ю. Н. Мониторинг техногенного засорения космического пространства. Проблемы и решения // Нано индустрия. — 2019. — № 1. — с. 6–14.
4. Ипатов А. В., Ведешин Л. А. Дистанционные, оптические и радиолокационные наблюдения за космическим пространством // Труды ИПА РАН. — 2022. — Вып. 62. — с. 10–14.
5. Якушенков Ю. Г. Теория и расчет оптико-электронных приборов. — М.: Логос, 2011. — 568 с.
6. Лебедев Е. Г. Системы импульсной оптической локации. — СПб.: Лань, 2021. — 368 с.
7. Бакулев П. А. Радиолокационные системы. — М.: Радиотехника, 2015. — 440 с.
8. Ахметьянов В. Р., Лутов И. О., Олейников М. И. Метод оптико-геометрического моделирования в задаче определения габаритных и отражательных характеристик космических аппаратов // Журнал радиоэлектроники. — 2015. — № 4. — с. 1–18.
9. Федоренко Д. С., Легков К. Е. Моделирование спектра отражения выскоорбитального искусственного спутника Земли // Т-Сотт: Телекоммуникации и транспорт. 2020. — № 11. — с. 14–20.
10. Миронов А. В. Основы астрофотометрии. Практические основы фотометрии и спектрофотометрии звезд. — М.: Физматлит, 2008. — 260 с.
11. Мальцев Г. Н.; Назаров А. В., Коробченко И. П. Анализ ограничений наблюдения космических объектов наземными оптико-электронными системами условиями солнечной подсветки // Вопросы радиоэлектроники. Техника телевидения. — 2020. — № 3. — с. 38–50.
12. Логунов С. В., Колесник Д. Ю., Евенко А. В. Условия наблюдения гео-стационарных спутников наземными оптическими средствами для решения задач распознавания // Оборонный комплекс — научно-техническому прогрессу России. — 2019. — № 4. — с. 45–49.
13. Коробцев И. В., Мишина М. Н. Исследование особенностей фотометрических характеристик космических объектов в широком диапазоне фа-зовых углов // Экологический вестник научных центров ЧЭС. — 2017. — № 4. Вып. 2. — с. 60–66.
14. Плеханов Ю. Л., Данилюк Б. А., Шафигуллин И. Ш. Модель прогнозного оценивания видимости космического мусора при наблюдении из космоса // Вестник Российского нового университета. Серия: Сложные системы: модели, анализ, управление. — 2025. — № 1. — с. 53–59.

УДК 681.78:004.421

ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННАЯ СИСТЕМА ДЛЯ ОБНАРУЖЕНИЯ МАЛОРАЗМЕРНЫХ ОБЪЕКТОВ

**Владимир Францевич Боровский — канд.
техн. наук**

Андрей Владимирович Гобов

**Игорь Всеволодович Знаменский — канд.
техн. наук**

Евгений Олегович Зотьев

Сергей Юрьевич Юдин

АО «НПК «СПП», info@npk-spp.ru

Рассмотрена оптико-электронная система с тремя спектральными каналами обнаружения малоразмерных объектов: видимый, ближний и дальний ИК диапазоны. Получено математическое соотношение для зависимости отношения c/ψ от емкости потенциальной ямы матрицы. Определены максимальные дальности обнаружения малоразмерных целей в ближнем и дальнем ИК диапазоне. Построены графики зависимости отношения c/ψ от дальности.

Ключевые слова: оптико-электронная система, матрица, пиксел, ближний ИК диапазон, дальний ИК диапазон, емкость потенциальной ямы, емкость накопления, объектив, отношение сигнал/шум.

OPTICAL-ELECTRONIC SYSTEM FOR DETECTING SMALL OBJECTS

***Vladimir F. Borovskiy — Cand. Sc.
(Technology)***

Andrei V. Gobov

Igor V. Znamenskiy — Cand. Sc. (Technology)

Evgenii O. Zotiev

Sergey Yu. Yudin

JSC NPK SPP, info@npk-spp.ru

This paper examines an optoelectronic system with three spectral channels for detecting small objects: visible, near-infrared, and far-infrared. A mathematical relationship is derived for the signal-to-noise ratio (SNR) as a function of the array's potential well capacity. The maximum detection ranges for small targets in the near-infrared and far-infrared ranges are determined. Graphs of the SNR versus range are plotted.

Key words: optical-electronic system, matrix, pixel, near IR range, far IR range, potential well capacity, accumulation capacity, lens, signal-to-noise ratio.

Эффективность обнаружения малоразмерных объектов (МРО) существенно зависит от факторов окружающей среды, прежде всего, от времени суток и погодных условий. К МРО относятся объекты с эффективной площадью рассеяния $0.01 \dots 0.1 \text{ м}^2$. Увеличение дальности обнаружения достигается за счет сужения поля зрения оптико-электронной системы (ОЭС), уменьшения зоны обзора и увеличения времени наблюдения, а также накопления кадров. Особенностью данной ОЭС заключается работа при отрицательных углах места, а также применение гироскопической системы. На рис. 1 представлена блок-схема трехканальной ОЭС для обнаружения МРО.

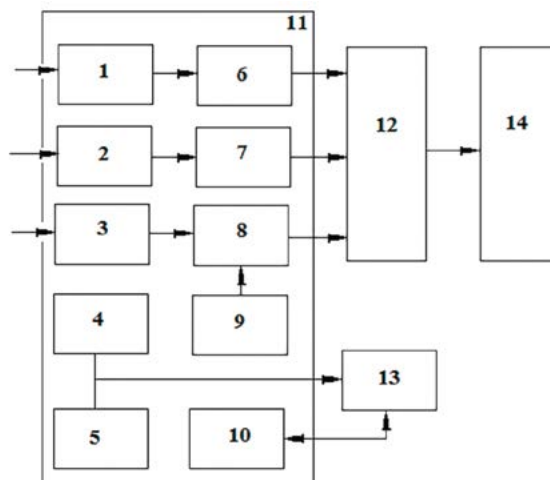


Рисунок 1 — ОЭС для обнаружения МРО

ОЭС имеет три спектральных канала обнаружения МРО: видимый, ближний ИК (NWIR) и дальний ИК (LWIR). NWIR разделен по полю зрения на 2 канала: узкоугольный и широкоугольный (на блок-схеме не показано). Расчет канала видимого диапазона в данной работе не представлен. Оптический сигнал поступает на вход приемного объектива видимого (1), ближнего ИК (2) и дальнего ИК (3) диапазона. Далее поступает на фотоприемное устройство (ФПУ) (6–8) соответствующего канала. ФПУ канала LWIR (8) содержит холодильную

машину(9) типа Стирлинг, служащая для охлаждения интерференционного фильтра и диафрагмы. Для обеспечения поля обзора используется опорно-поворотное устройство (ОПУ) (11). На ОПУ размещены оптические датчики азимутальной (4) и угломестной (5) осей, а также двухкоординатная гироскопическая система (10), служащая для учета изменений положения осей из-за колебания ОПУ, вызванные порывами ветра или другими воздействующими факторами. Также на угломестной оси ОПУ расположены оптические каналы. Обнаружение МРО осуществляется в блоке обнаружения цели (12). Наведение на объект контроля (ОК) осуществляет система наведения (13). Полученная информация сохраняется в специальном вычислительном комплексе (СВК) (14). Кроме того, СВК осуществляет управление всем комплексом.

Рассмотрим граничные дальность и угол. Из-за сферичности Земли происходит ограничение дальности обнаружения ОК [1]. Суммарная граничная дальность до ОК равна

$$L_{gr} = L_{gr1} + L_{gr2}$$

где L_{gr1} — граничная дальность (км), определяется высотой подъема камеры h_k (м)

$$L_{gr1} \approx \sqrt{(2R_z h_k \cdot 10^{-3})},$$

L_{gr2} — граничная дальность (км), определяется высотой подъема цели H_t (м)

$$L_{gr2} \approx \sqrt{(2R_z H_t \cdot 10^{-3})}.$$

Здесь R_z — радиус Земли ($R_z = 6378$ км [1]).

Если ОК расположен на высоте H_t и камера расположена на высоте h_k , где L (км) текущая дальность от камеры до ОК, то для $L > L_{gr}$ — ОК не виден, для $L \leq L_{gr}$ — ОК виден. Зависимость граничного угла α_{gr} от высоты расположения камеры h_k имеет вид

$$\alpha_{gr} = -\arctg(\sqrt{h_k/(500R_z)}).$$

Граничный угол ограничивает угол, при котором виден ОК. Если ОК расположен в точке В (рис. 2) и находится на высоте меньше, чем О2-В, то ОК не будет обнаружен. Следовательно, ОК расположенный под более отрицательным углом, чем на рисунке 2, не будет обнаружен. Рис. 2 поясняет граничный угол и граничную дальность.

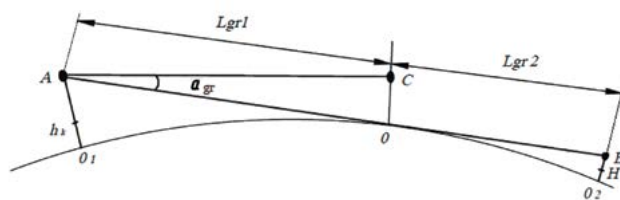


Рисунок 2 — Принцип образования граничных дальностей и угла

Определение отношения с/ш с учетом глубины потенциальной ямы (емкости накопления). Выражение для определения отношения с/ш по мощности имеет вид [2,3]

$$Q_p = \frac{|n_s \tau_{ac} \eta|^2}{K_g [(n_b + n_l + n_s) \eta \tau_{ac} + N_{re}^2 + n_t \tau_{ac}]}, \quad (1)$$

где: n_s , n_b — скорость счета сигнальных и фоновых фотонов, соответственно; n_l — скорость счета тепловых фотонов от объектива; τ_{ac} — время накопления; η — квантовая эффективность; K_g — коэффициент геометрического шума; N_{re} — число электронов считывания; n_t — скорость счета темновых электронов. Для видимого диапазона и NWIR принимаем $n_l = 0$. Скорость счета сигнальных фотонов определяется в виде

$$n_s = \frac{Q_p K_g}{2 \tau_{ac} \eta} \left[1 + \sqrt{1 + \frac{4}{Q_p K_g} \{n_b \eta \tau_{ac} + N_{re}^2 + n_t \tau_{ac}\}} \right] \quad (2)$$

Выражение (2) получено из (1) после преобразования его к квадратному уравнению. Время накопления определится в виде [2, 3]

$$\tau_{ac} = \frac{C_e K_z}{(n_s + n_b) \eta}, \quad (3)$$

где C_e — глубина потенциальной ямы; K_z — коэффициент запаса, предотвращает переполнение потенциальной ямы. $K_z = 0.95-0.98$. Время накопления в дневное время определяется неравенством [2]

$$T_{min} \leq \left[\tau_{ac} = \frac{C_e K_z}{(n_s + n_b) \eta} \right] \leq \left[T_{max} = \frac{C_e K_z}{n_b \eta} \right],$$

где T_{min} — минимальное время накопления, определяемое параметром матрицы; T_{max} — максимальное время накопления, определяемое уровнем внешнего фона.

Для заданного отношения с/ш, используя рекурсивный метод, находим τ_{ac} и n_s т.к. все

остальные параметры в формулах (2) и (3) известны. Для первой рекурсии задаем $\tau_{ac} = T_{max}$. Для нахождения зависимости Q_p от C_e в выражение (1) подставим, τ_{ac} из выражения (3)

$$Q_p = \frac{|n_s \eta|^2 \left[\frac{C_e K_z}{(n_s + n_b) \eta} \right]^2}{K_g \left[(n_b + n_s) \eta \left\{ \frac{C_e K_z}{(n_s + n_b) \eta} \right\} + N_{re}^2 + n_t \left\{ \frac{C_e K_z}{(n_s + n_b) \eta} \right\} \right]}.$$

С учетом того, что

$$\frac{n_t}{(n_s + n_b) \eta} \ll 1 \text{ и } N_{re}^2 / C_e K_z \ll 1,$$

тогда

$$Q_p = \frac{C_e K_z n_s^2}{K_g (n_s + n_b)^2}. \quad (4)$$

В дневное время суток, в режиме ограничения фоном, когда $n_b \gg n_s$, имеем

$$Q_p = \frac{C_e K_z n_s^2}{K_g n_b^2}. \quad (5)$$

В ночное время суток, когда $n_s \gg n_b$, из выражения (4) получим [4]

$$Q_{p \max} = \frac{C_e K_z}{K_g}.$$

Следовательно, отношение с/ш по мощности зависит от глубины потенциальной ямы. Поэтому для увеличения отношения с/ш нужно выбирать матрицу с большей глубиной потенциальной ямы. Отношение с/ш по току Q_i в дневное время суток может быть получено из выражения (4), перейдя к яркостям МРО и фона. Выражение удобно для быстрой оценки отношения с/ш по току. Для точечной цели имеем

$$Q_i = \sqrt{\frac{C_e K_z}{K_g}} / \left[1 + \frac{B_F}{B_S \tau_{atm}} \left(\frac{S_p}{F_l^2 S_t} \right) L^2 \right]$$

при условии $S_p > S_t (F_l / L)^2$.

Для плоскостной цели имеем

$$Q_i = \sqrt{\frac{C_e K_z}{K_g}} / \left[1 + \frac{B_F}{B_S \tau_{atm}} \right]$$

при условии $S_p \leq S_t (F_l / L)^2$.

В этих формулах: B_S — яркость ОК, B_F — яркость фона, S_t — эффективная площадь ОК,

F_l — заднее фокусное расстояние объектива, S_p — площадь квадратного пиксела, L — дальность до ОК, τ_{atm} — коэффициент пропускания атмосферы.

Для точечной цели отношения с/ш по току зависит от дальности и коэффициента пропускания атмосферы, а для плоскостной цели зависит только от коэффициента пропускания атмосферы. Сравнение матриц с разной глубиной потенциальной ямы.

Зависимость отношения с/ш по току от дальности с различной глубиной потенциальной ямы матрицы и при отсутствии накопления кадров ($N_k=1$) представлены на рис. 3. Как видно из рис. 3: чем больше емкость накопления матрицы, тем выше отношение с/ш.

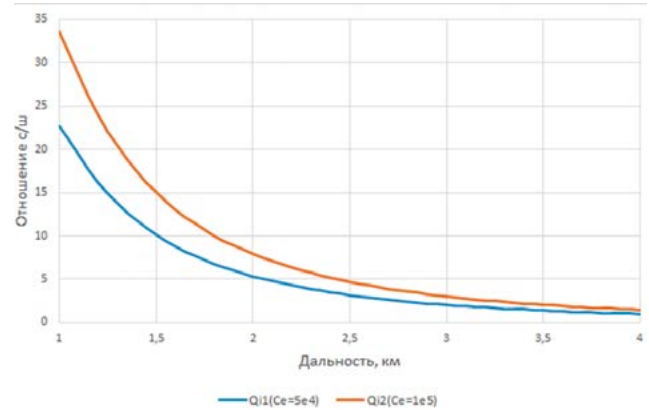


Рис. 3 — Зависимость отношения с/ш по току от дальности с различной емкостью накопления матрицы

На рисунке 3 Q_{i1} — соответствует $C_e=5 \cdot 10^4$, Q_{i2} — соответствует $C_e=1 \cdot 10^5$; $N_k=1$. Результаты расчета диапазона NWIR с широкоугольным полем зрения. Для расчета использовались следующие параметры ОЭС: формат матрицы 1280x1024; размер пиксела 12.5x12.5 мкм²; диаметр входного зрачка 50 мм; заднее фокусное расстояние 40 мм; глубина потенциальной ямы 10⁵; число накапливаемых кадров $N_k=1$ и $N_k=10$ (рис. 4). Эффективную площадь рассеяния МРО принимаем здесь и далее равной 0.1 м². При расчете ОЭС использовалась методика, представленная в работе [2].

Здесь и далее принимаем за максимальную дальность такую дальность при которой отношение с/ш по току равно 7. По результатам расчета получено, что при отсутствии накопления кадров ($N_k=1$) максимальна дальность равна 2.1 км, а при накоплении кадров ($N_k=10$) максимальна дальность равна 3.4 км (рис. 4).

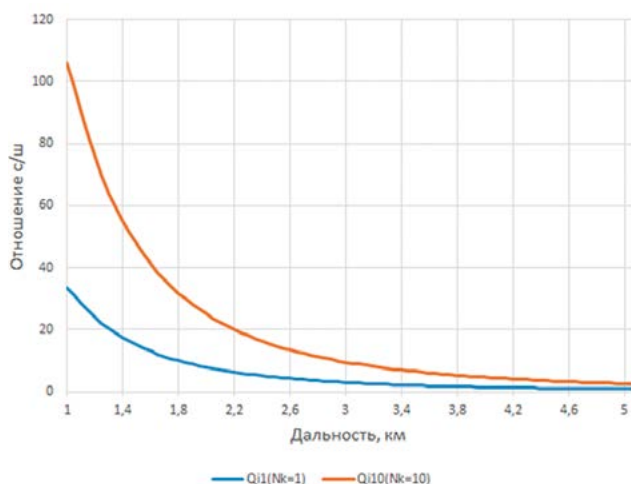


Рис. 4 — Зависимость отношения c/μ по току от дальности, где число накапливаемых кадров $N_k=1$ и $N_k=10$

Результаты расчета диапазона NWIR с узкоугольным полем зрения.

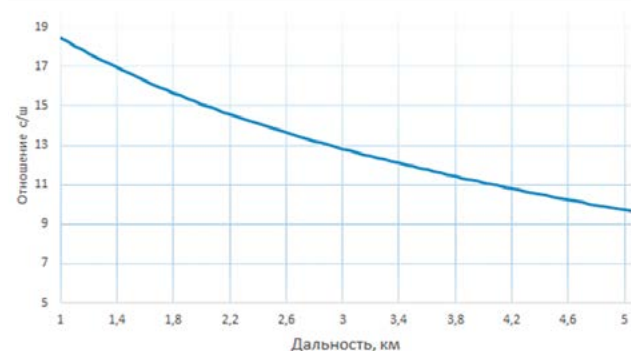


Рис. 5 — Зависимость отношения c/μ по току от дальности, где число накапливаемых кадров $N_k=1$

Для расчета использовались следующие параметры ОЭС: формат матрицы 1280x1024; размер пиксела 12.5x12.5 мкм²; диаметр входного зрачка 60 мм; заднее фокусное расстояние 360 мм; глубина потенциальной ямы 10⁺⁵; без накопления кадров ($N_k=1$). По результатам расчета получено, что при отсутствии накопления кадров ($N_k=1$) максимальна дальность равна более 5 км (рис. 5). Результаты расчета диапазона LWIR. Для расчета использовались следующие параметры ОЭС: формат матрицы 640x512; размер пиксела 15x15 мкм²; диаметр входного зрачка 60 мм; заднее фокусное расстояние 26 мм; глубина потенциальной ямы 2·10⁺⁶; число накоплений кадров $N_k=1$ и $N_k=10$.

Методика расчета ОЭС в диапазоне LWIR представлено в работе [3,5].

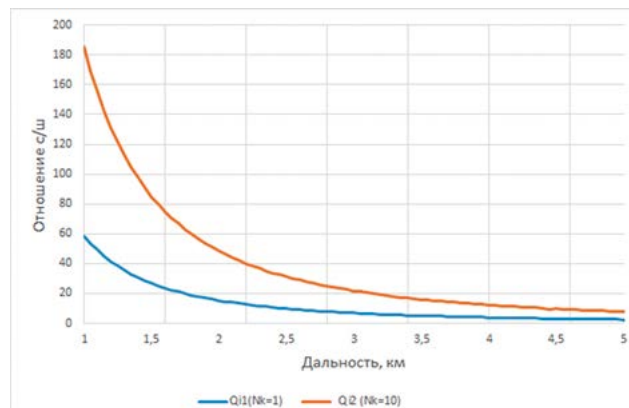


Рис. 6 — Зависимость отношения c/μ по току от дальности, где число накапливаемых кадров $N_k=1$ и $N_k=10$

По результатам расчета получено, что при отсутствии накопления кадров ($N_k=1$) максимальная дальность равна 2.95 км, а при накоплении кадров ($N_k=10$) максимальна дальность равна более 5 км (рис. 6).

Выводы

1. При увеличении глубины потенциальной ямы C_e в 2 раза максимальная дальность увеличивается в 1.2 раза, а отношение c/μ по току в 1.48 раза на одной и той же дальности.
2. Для NWIR с широким полем зрения: без осреднения кадров максимальная дальность равна 2.1 км, а при осреднении 10 кадров — 3.4 км.
3. Для LWIR: без осреднения кадров максимальная дальность равна 2.95 км, а при осреднении 10 кадров — более 5 км.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Павлов А. В. Оптико-электронные приборы (Основы теории и расчета) М., «Энергия», 1974.
2. Знаменский И. В., Зотьев Е. О., Юдин С. Ю. Сравнительный анализ пороговой чувствительности ИК-систем в различных спектральных диапазонах // «Фотоника». Т. 15, № 6, 2021. с. 484–500. DOI: 10.22184/1993-7296.Fros.2021.15.6.484-500.
3. Тарасов В. В., Якушенков Ю. Г. Инфракрасные системы «смотрящего» типа. — Логос, 2004–444 с.
4. Гаранин С. Г. Зыков Л. И., Климов А. Н. и др. Дневное наблюдение звёзд слабой яркости (7^m–8^m) с равнинной местности. «Оптический журнал». Том 84, № 12. 2017. С. 30–37.
5. Знаменский И. В., Тунгушаев А. Т. О возможности определения космических объектов в спектральном диапазоне 8–12 мкм. / «Фотоника». Т. 16, № 1, 2022. с. 44–58. DOI: 10.22184/1993-7296.FRos.2022.16.1.44.58.

УДК 681.782

ОСНОВНЫЕ ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫХ ПРИБОРОВ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ СБЛИЖЕНИЯ

Юрий Михайлович Афанасенков
Андрей Гертрудович Радько

АО «НПК «СПП», info@npg-spp.ru

В работе приведены основные принципы построения перспективных оптико-электронных приборов определения параметров сближения, которые предусматривают переход от измерителей параметров сближения, работающих в радиодиапазоне, на оптические, с одновременным использованием аппаратуры спутниковой навигации, что позволяет существенно повысить массу полезной нагрузки, выводимой на орбиту пилотируемыми и беспилотными транспортными космическими кораблями.

Ключевые слова: обработка изображений, ПЛИС (программируемая логическая интегральная схема), фотоприёмная матрица, кватернионы.

BASIC PRINCIPLES OF BUILDING PROSPECTIVE OPTICAL AND ELECTRONIC DEVICES FOR DETERMINING APPROACHING PARAMETERS

Yury M. Afanasenkov
Andrei G. Radko
JSC NPK SPP, info@npg-spp.ru

The paper presents the basic principles of building advanced optoelectronic devices for determining the parameters of the approach, which provide for the transition from the proximity parameters of the radio-band to optical, with simultaneous use of satellite navigation equipment, which allows to significantly increase the mass of the payload, which is launched into orbit by manned and unmanned transport spacecraft.

Keywords: image processing, FPGA (programmable logic integrated circuit), photodetector array, quaternions

Отечественные пилотируемые космические корабли используют для автоматической стыковки радиосистемы измерения параметров сближения. В 1966 году в НИИ-648 под руко-

водством Мнацаканяна А.С. была разработана система «Игла» для корабля «Союз». Она содержала 5 антенн, из них 3 ненаправленных и 2 параболических на двухосевом опорно-поворотном устройстве (ОПУ), причём одно из них гиросtabilизировано. Для работы системы требовался активный ответчик на взаимодействующем космическом аппарате (КА). В 1986 году была разработана радиотехническая система «Курс», идейный продолжатель системы «Игла», но с улучшенными характеристиками. Она продолжает эксплуатироваться до настоящего времени, в различных модификациях. Так, в 2014 году была разработана система «Курс-НА», где параболические антенны с ОПУ были заменены на активные фазированные антенные решётки, был выполнен переход на цифровую элементную базу.

Данные системы создавались для полностью автономного сближения и последующей стыковки КА с дистанции 200 км. Использование системы ГЛОНАСС позволяет осуществлять сближение КА до дистанции 300 метров, т.е. обеспечивать зависание активного КА перед стыковочным узлом космической станции. На финальном участке сближения требуется знать всю информацию о взаимном положении КА: дальность, скорость сближения, активные углы (углы между осью активного корабля и линией визирования), пассивные углы (углы между осью взаимодействующего корабля и линией визирования) и взаимный крен, причём для обеспечения мягкой стыковки с малым расходом топлива желательно измерять эти данные с высокой точностью, недостижимой с помощью радиосистем. Также нельзя обойтись только одной системой ГЛОНАСС, так как требуется измерять координаты нескольких приёмных антенн. Лучше всего для измерения параметров сближения на финальном участке (0,5÷300 м) подходят оптические приборы. С 1996 по 2003 год в НИИ прецизионного приборостроения (НИИ ПП, сейчас это АО «НПК «СПП») под руководством Ермашкевича Ю.Б. и Хомазы В.Ф. разрабатывалась Оптико-Электронная Система Взаимных Измерений (ОЭСВИ), но по ряду причин эта работа не пошла дальше эскизных проработок.

Предлагается метод получения изображения мишеней, который позволяет по координатам центров пятен на фотоприёмной матрице восстанавливать взаимное положение двух КА. Несмотря на колоссальный опыт АО «НПК «СПП» в разработке уголкового отражателя (УО), до сих пор они применялись на дистанции в сотни и тысячи километров, например, в задачах измерения дальности до КА с Земли. При таком применении мощность отражённого лазерного луча пропорциональна дальности в четвёртой степени, но, с другой стороны, размер пятна, создаваемого отражённым светом, достаточен, чтобы можно было разнести передающий и приёмный тракты на большое расстояние друг от друга. При работе на дальностях от 0.5 до 300 метров проявилась своя специфика, которая определила основные конструктивные решения и внешний облик оптико-электронного прибора. На рисунке 1 схематично показано прохождение света от ИК-светодиода к УО и назад в объектив.

Рассмотрим прохождение света с точки зрения геометрической оптики. Уголкового отражателя создаёт изображение излучателя света, расположенное на прямой, соединяющей излучатель с точкой пересечения граней УО, и на такой же дальности от точки пересечения, но с противоположной стороны. Свет, отражённый излучателем, ограничивается входной апертурой уголкового отражателя, имеющей форму правильного шестиугольника. Из-за этого, в плоскости излучателя образуется пятно, повторяющее форму входной апертуры уголкового отражателя, но вдвое больших линейных размеров. Размер пятна, фактически, не зависит от расстояния между излучателем и УО, разве что, по мере увеличения дальности до 300

метров происходит незначительное уширение пятна из-за дифракционных эффектов и дефектов УО. При этом интенсивность излучения в пятне убывает лишь пропорционально квадрату расстояния. Благодаря этому, можно обойтись достаточно скромной мощностью излучателя (менее 1 Вт), но при этом надёжно работать на дальностях до 300 метров. Но такая «фокусировка» света в отражённом пятне фиксирует размер накладывает существенные ограничения на оптическую систему прибора. Необходимо, чтобы приёмный объектив оптико-электронного прибора полностью уместился в отражённое пятно от каждого излучателя. Кроме того, если свет приходит в уголкового отражатель под существенным углом к нормали лицевой поверхности, размер отражённого пятна ещё сильнее уменьшится. Было проведено математическое моделирование прохождения света через уголкового отражатель, его результаты для уголка из кварцевого стекла приведены на рисунке 2.

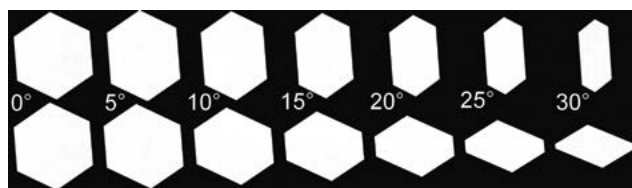
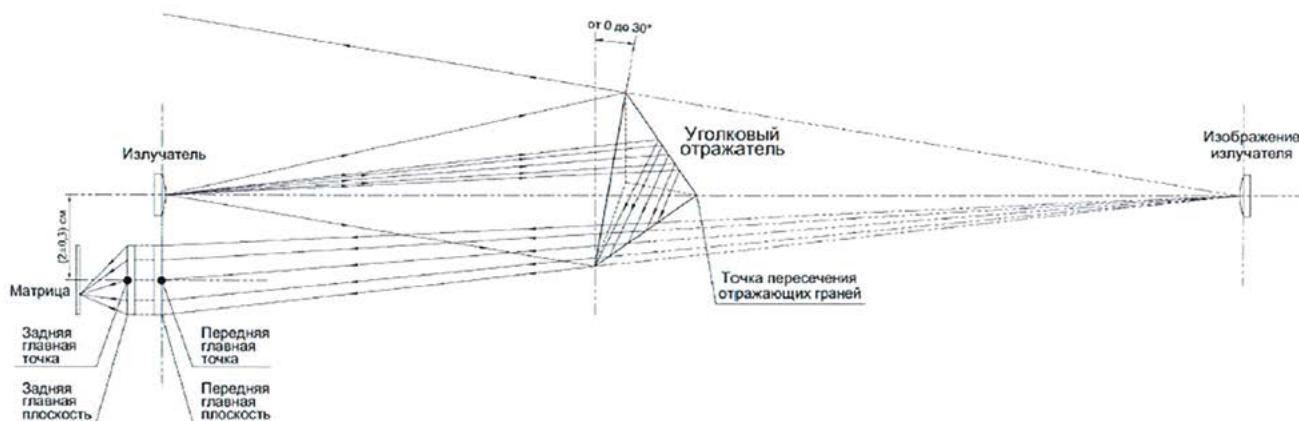


Рисунок 2 — Форма пятна отражённого света

Верхний ряд пятен соответствует повороту уголкового отражателя вокруг вертикальной оси (по рисунку), а нижний ряд — повороту вокруг горизонтальной оси. Если при падении света по нормали к лицевой грани УО можно рассчитывать на пятно радиусом 28 мм (т.е. в пятно шестиугольной формы можно вписать окружность радиусом 28 мм), то на пре-



дельном, согласно технического задания, угле в 30° радиус составит 11 мм. Данный эффект можно снизить, если изготавливать уголко-вые отражатели из тяжелого флинта. Стекло с высоким показателем преломления максимально «спрямит» лучи, поступающие в УО под большим углом к нормали. Но оптическая мишень должна иметь большой срок службы, находясь в условиях открытого космоса. По УО из кварцевого стекла набрана хорошая статистика, подтверждающая возможность их работы в данной задаче, тогда как возможность использования УО из тяжелого флинта необходимо подтверждать отдельной НИР. Поэтому желательно, чтобы приёмный объектив оптико-электронного прибора был смещён не более чем на 11 мм от каждого ИК излучателя. Только в этом случае в приёмный объектив войдёт отражённый от каждого УО свет при любом допустимом взаимном положении двух КА, при использовании хорошо зарекомендовавших себя УО из кварцевого стекла. Данное ограничение играет решающую роль при выборе как излучателей, так и характеристик приёмного объектива. Рассмотрим выбор излучателей света.

В изделии NGAVGS [1] (JPL NASA), также, как и в Videometer (ESA), в качестве источников света были применены полупроводниковые лазеры. У лазеров, действительно, есть несколько преимуществ для данной задачи, но с каждым из них связан и свой недостаток:

- узкий спектр излучения, что позволяет максимально отстроиться от паразитной засветки, если установить на приёмном объективе соответствующий светофильтр. Длина волны излучения существенно меняется от температуры лазера, поэтому, чтобы реализовать данное преимущество, необходима термостабилизация на элементах Пельтье. Это существенно увеличивает потребление прибора, усложняет его конструкцию и электрическую схему (необходим мощный источник питания для Пельтье, с плавной регулировкой выходного напряжения со сменой полярности для обеспечения как охлаждения, так и нагрева);
- возможность импульсной работы, что также позволяет повысить яркость источника света в сравнении с возможными источниками паразитной засветки (включая Солнце). Но при использовании фотоприёмной матрицы со скользящим затвором (Rolling

shutter) реализовать это преимущество удаётся не всегда, т.к. разные строки изображения экспонируются в разные моменты времени, исходя из скорости считывания данных из матрицы. Поэтому экспозицию всё равно придётся повысить до того уровня, чтобы вспышка лазера была запечатлена во всех строках изображения, а, следовательно, вместе с полезным сигналом может прийти существенное количество паразитной засветки. В такой ситуации импульсный режим работы не приносит преимуществ по сравнению с непрерывной работой излучателя. При этом обеспечение импульсной работы усложняет схему питания излучателя: некоторые из рассмотренных лазеров требовали подачи 50 ампер в течение короткого промежутка времени, при этом импульсная мощность существенно превышает допустимую потребляемую мощность прибора, что заставило бы устанавливать накопители энергии в виде конденсаторов, причём наиболее ёмкие типы конденсаторов недопустимы к применению в условиях космического пространства.

Если в данной задаче применять лазер, это должен быть лазер, как минимум, III класса лазерной опасности (иначе все его преимущества перед светодиодом будут перечёркнуты малой мощностью). Его применение на пилотируемых космических кораблях допустимо, но требует написания инструкций на всех этапах жизненного цикла изделия, чтобы избежать несчастных случаев. Кроме этого, из-за ограничений по размеру излучателя ни один серийно выпускаемый лазер не подходил для данной задачи. Вариант с переносом излучателей в другое место и вывод излучения вблизи приёмного объектива через систему зеркал также рассматривался, но был сочтён переусложнённым, что удорожало прибор, затягивало его разработку и ставило под сомнение возможность выполнить его в требуемых габаритах и массе. По проведённым энергетическим расчётам, для надёжной работы оптико-электронного прибора в условиях паразитной засветки вполне достаточно 9 ИК светодиодов 3Л153В (производство Томск), серийно выпускаемых и готовых к применению в приборе негерметичного исполнения при всех внешних воздействующих факторах, включая спецфакторы. Данные светодиоды имеют центральную длину волны 870 нм, выдают номинально 60

мВт оптического излучения при максимальном допустимом токе 0.3 А, имеют подходящую для прибора диаграмму направленности, что позволяет обойтись без вторичной оптики для излучателей. Что существенно: диаметр корпуса этих светодиодов составляет лишь 3.8 мм, что и позволяет расположить 9 таких диодов вокруг приёмного объектива, при этом крайняя точка линзы объектива будет отстоять от крайней точки каждого светодиода не более, чем на 11 мм, т. е. необходимое условие для приёма света от каждого излучателя выполняется. Внешний вид приёмного объектива оптоэлектронного прибора с излучателем вокруг него приведен на рисунке 3 (изображён макет лабораторно-отрабаточного образца). Их свечение воспринимается фиолетовым для цифровых камер. Для человеческого глаза они воспринимаются как тускло светящиеся красным светом, их излучение безвредно. Чтобы воспрепятствовать проникновению света излучателей напрямую в приёмный объектив, они отделены от него непрозрачным тубусом. При этом защитное стекло установлено только для светодиодов, тогда как для приёмного объектива защитное стекло не предусмотрено: оно необходимо на этапе свода КА с орбиты, чтобы не допустить попадание плазмы внутрь прибора на самом нагруженном этапе торможения в атмосфере. Передняя линза приёмного объектива исполняет роль «жертвенного элемента»: после каждого полёта в космос она будет при необходимости заменяться.



Рисунок 3 — Внешний вид макета оптической системы оптоэлектронного прибора

Выбор параметров приёмного объектива осуществляется следующим образом. Фокусное расстояние объектива в 36 мм однозначно определяется, исходя из необходимого

поля зрения в $24^\circ \times 24^\circ$ и применённой фотоприёмной матрицей 1205XB014 (НИИ телевидения, Санкт Петербург) с разрешением 1024×1024 и физическим размером пикселя 15×15 мкм. Следующим важным параметром является диаметр входного зрачка. Во множестве оптических приборов необходимо устанавливать объектив большого диаметра для того, чтобы получить необходимое количество света на фотоприёмной матрице. Но в оптоэлектронном приборе энергетические расчёты показали, что выбранные 9 светодиодов даже по наихудшему случаю способны вызывать на фотоприёмной матрице уровень сигнала, близкий к насыщению, даже при весьма маленьком диаметре входного зрачка в 3 мм, поэтому увеличение диаметра объектива существенно более 3 мм не приводит к улучшению работы. Напротив, чем больше диаметр объектива, тем сложнее становится оптическая система, свободная от аберраций, а значит, имеет больше граней, где возможны паразитные переотражения, ухудшающие качество изображения при наличии засветки от Солнца или Земли или их бликов. Поэтому критерием для выбора диаметра объектива является не уровень сигнала, а максимальная глубина резко изображаемого пространства (ГРИП). Особенность состоит в том, что объектив должен обеспечивать изображение, пригодное для работы, в большом диапазоне дальностей, от 0.5 до 300 метров. При этом использование привода фокусировки нежелательно, т.к. появляются подвижные части, ухудшающие габариты, массу, надёжность и технологичность изготовления перспективного устройства. К счастью, оказалось, что можно найти компромиссный диаметр объектива 3.3 мм, при котором привод фокусировки не требуется. Получается относительное отверстие 1:11, при котором можно получить функции рассеяния точки (ФРТ) порядка 3×3 пикселя на дальностях от 5 до 600 метров. Такой размер пятна оптимален для измерения яркостного центра с субпиксельной точностью при использовании матрицы с прямой засветкой (каковой является 1205XB014). В действительности, поскольку оптоэлектронное устройство работает с изображениями излучателей, получаемых уголковыми отражателями, он, фактически, работает с удвоенной дальностью, т. е. при расстоянии от оптоэлектронного прибора до оптической мишени в 2.5 метра, изображения излу-

телей будут располагаться в 5 метрах от него. Поэтому такой объектив полностью подходит для дистанции от 2.5 до 300 метров. На дистанции $0.5 \div 2.5$ метров изображение уже становится нерезким, но поскольку на таких дальностях нет недостатка в уровне сигнала, а также нет опасности, что изображения нескольких УО сольются воедино, эта нерезкость допустима. В какой-то мере она даже помогает, поскольку на таких дальностях каждый УО представляется не как одно пятно, а как 9 пятен (по одному от каждого излучателя), расположенных кольцом, их размытие упрощает обработку изображения. Если попытаться увеличить диаметр объектива, ГРИП уменьшится из-за расфокусировки на предельных дальностях. Если же его сделать меньше, чем 3.3 мм, диапазон дальностей, где ФРТ будет укладываться в 3×3 пикселя, также снизится из-за увеличившейся дифракции. Объектив с относительным отверстием порядка 1:11, работающий в узком спектральном диапазоне (870 ± 20 нм), получается чрезвычайно простым: достаточно 1 или 2 линз для того, чтобы полностью убрать основные aberrации, оставив только дисторсию, легко корректируемую программно. По текущей оптической схеме, используется 2 отдельно стоящие линзы. Прорабатывался вариант на одной линзе, но он требует установки полевой диафрагмы перед линзой, при этом, чтобы полость не запылилась, всё равно потребовалось бы защитное стекло на этой диафрагме, так что количество стёкол осталось бы тем же самым. Проектирование светофильтра осуществлялось следующим образом. Для максимальной отстройки от паразитной засветки необходимо поставить в приёмный объектив светофильтр. Были рассмотрены все описанные в ГОСТ цветные стёкла, и даже их сочетания из двух или трёх, но во всех случаях они не могли обеспечить ровной полосы пропускания в диапазоне (870 ± 20 нм) и существенного ослабления всех других длин волн. Необходимую избирательность может обеспечить только интерференционный светофильтр. К сожалению, полоса пропускания такого светофильтра смещается, если лучи проходят через него под большим углом к нормали. При поле зрения объектива в $24^\circ \times 24^\circ$ данный эффект уже проявляется, если поставить светофильтр попросту на входе в объектив: если рассчитать его под лучи, идущие по нормали, то на краю поля зрения оптико-электронного прибора может не увидеть

своих собственных светодиодов. Классическим решением было бы «спрямление» лучей перед их пропусканием через светофильтр, как показано на рисунке 4.

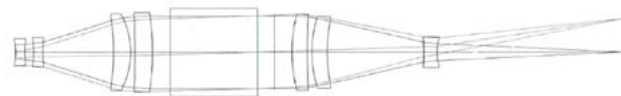


Рисунок 4 — Оптическая система с интерференционным светофильтром (возможное его расположение обозначено квадратом)

Но такое решение очень громоздкое (длина объектива увеличивается до 140 мм), тяжёлое, требует тщательной юстировки, имеет заметные aberrации и ослабление света при прохождении через все линзы. Поэтому предлагается применить оригинальное решение: интерференционный светофильтр сферической формы, установленный в непосредственной близости от фотоприёмной матрицы, как схематично изображено на рисунке 5.

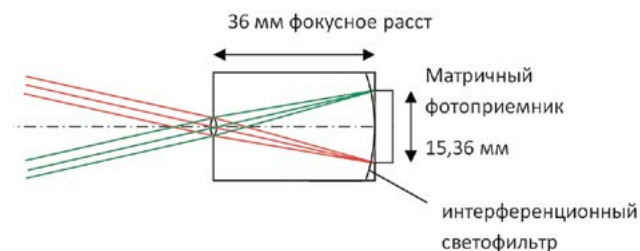


Рисунок 5 — Пояснение работы сферического светофильтра

Центр кривизны сферического светофильтра совпадает с задней главной точкой объектива. Как результат, максимальный угол лучей к нормали светофильтра определяется только относительным отверстием объектива. Лучи, исходящие строго из задней главной точки объектива, попадут во все точки светофильтра по нормали. На рисунке для упрощения представлена однолинзовая система, причём линзу считаем тонкой. Тогда центр линзы и будет являться передней и задней главной точкой объектива. Как видно по рисунку, наибольший угол к нормали светофильтра будут иметь лучи, исходящие из края линзы диаметром 3.3 мм, т.е. смещённые на 1.65 мм от центра. Их угол к нормали составит примерно 0.046 рад или 2.6° , тогда как при обычном размещении плоского светофильтра перед объективом

или после него максимальный угол составил бы 12° . Данное техническое решение даёт, фактически, неизменную полосу пропускания интерференционного светофильтра во всём поле зрения объектива. На рисунке 6 показан макет сферического светофильтра. Он выглядит зеркальным, поскольку пропускать он должен лишь в узком ИК диапазоне.



Рисунок 6 — Макет сферического интерференционного светофильтра

Лабораторно-отрабочные испытания показали хорошие избирательные свойства применённого светофильтра: изображение оптической мишени никак не меняется от того, что в комнате включают или выключают свет от ярких белых светодиодных светильников либо компактных люминесцентных ламп. Мало того, при испытаниях зимой на улице в условиях естественного света, уголковые отражатели, освещённые излучателями оптико-электронного прибора, имеют на несколько порядков большую яркость, чем снег или облачное небо. При этом снижения яркости отражённого света на краю поля зрения не наблюдается.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- 1. The Next Generation Advanced Video Guidance Sensor: Flight Heritage and Current Development — Richard T. Howard and Thomas C. Bryan — 2009.*

УДК 681.7.01

АВТОМАТИЗАЦИЯ ПРОЦЕССА ЮСТИРОВКИ В ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫХ ПРИБОРАХ

*Сергей Михайлович Горбов
Игорь Владимирович Павлов
Вадим Михайлович Горбов
Александр Петрович Червонкин
Андрей Ильич Терентьев*

АО «НПК «СПП», info@npk-spp.ru

В статье кратко проанализированы существующие устройства для юстировки. Предложена конструкция полуавтоматической прецизионной системы юстировки для приборов с труднодоступным расположением юстируемых элементов. Проведен обзор данной системы с описанием принципа работы. Оговорены дополнительные условия, которые учитывались при проектировании системы юстировки.

Ключевые слова: юстировка, точность, шаговый двигатель, матрица, пиксел, автоматическая система, планетарный редуктор, микродуговое оксидирование (МДО), передаточное число редуктора

AUTOMATION OF THE ADJUSTMENT PROCESS IN OPTICAL AND ELECTRONIC DEVICES

*Sergey M. Gorbov
Igor V. Pavlov
Vadim M. Gorbov
Alexander P. Chervonkin
Andrey I. Terentyev*

JSC «RPC «PSI», info@npk-spp.ru

The article briefly analyzes existing alignment devices. A design of a semi-automatic precision alignment system for devices with a hard-to-reach arrangement of adjustable elements is proposed. A review of this system was carried out with a description of the principle of operation. Additional conditions are stipulated, which were taken into account when designing the alignment system.

Keywords: alignment, accuracy, stepper motor, matrix, pixel, automatic system, planetary gearbox, micro arc oxidation (MDO), gearbox gear ratio

В настоящее время во всех областях промышленности идет процесс автоматизации раз-

личных процессов, применения роботов и искусственного интеллекта. Автоматизация процесса юстировки сокращает время на сборку приборов, а от точности приспособления, с помощью которого выполняется процесс юстировки, напрямую зависят точностные и другие параметры самого прибора. Существующие механические системы юстировки с микрометрическими винтами часто представляют собой громоздкие конструкции, подходящие для лабораторных исследований и не всегда подходят для конкретного блока с плотной расстановкой элементов внутри корпуса, особенно с труднодоступным расположением юстируемых элементов. Внешний вид некоторых выпускаемых миниатюрных механических юстировочных систем приведен на рисунке 1. Их параметры приведены в таблице 1.



Рисунок 1 — Внешний вид некоторых миниатюрных механических юстировочных и измерительных устройств

Таблица 1 — Параметры миниатюрных механических юстировочных и измерительных устройств

Наименование	Перемещение, мм	Шаг, мм на оборот
Платформа 56CTS-1M, ф. Unice E-O Service Inc, Китай	10	0.25
Платформа PP110–1334 XY, ф. Standa, Литва	6	0.5
Винт 9S75M, ф. Standa, Литва	5, 10, 15, 20, 25, 30, 50	0.5
Винт 9SH137, ф. Standa, Литва	5	0.25
Микрометр МГ- 25 0,001, ф. Micron, Россия	5, 10, 15, 20, 25, 30, 50	0.5
Транслятор DT12/M, ф. Thorlabs, США	10	0.35
МК-СТ- 25 0,001, ф. Калиброн, Россия	25	0.5

В большинстве своем в качестве элементов механических приспособлений (систем юстировки) в оптико-электронных приборах выступают винты с мелким шагом или микрометрические винты, при повороте которых, как известно, юстируемый элемент линейно перемещается на определенное расстояние в зависимости от угла поворота винта. Такая ручная юстировка не очень удобна, если юстируемый элемент находится в сложно доступном месте прибора. При рассмотрении микрометрического винта 9SH137 фирмы Standa (см. таблицу 1), можно заметить, что при повороте винта с шагом 0,25 мм на 1/10 оборота, что при головке винта диаметром 10 мм уже вызывает трудности ручной юстировки, — поступательная подвижка юстируемого элемента составит около 0.025 мм. Это не всегда подходит для прецизионной юстировки некоторых элементов (матриц с размером пиксела меньшим, чем шаг юстировки; источников излучения; центраторов оптоволокон; оптических элементов и т. п.). Одним из вариантов по повышению удобства является увеличение диаметра рифленой головки микрометрического винта, для удобного захвата пальцами, но для приборов с труднодоступным расположением юстируемых элементов этот вариант не подходит. Особенностью механических систем является и то, что в таких системах не всегда доступен режим настройки шага перемещения. Выходом из ситуации, когда юстируемый элемент находится в труднодоступном месте прибора, может стать использование миниатюрных электромеханических систем. Вид некоторых из них представлен на рисунке 2.



Рисунок 2 — Внешний вид электромеханических устройств для юстировки, отдельных модулей линейного и углового перемещения

Обозначения на рисунке 2: 1 — контроллер одноканальный Piezosystem Jena SVR 350 bip/1 с трехосевой нанопьезоподвижкой TRITOR 101, фирма Piezosystem Jena, Германия; 2 — тестер состояния (регулятор скорости) сервоприводов CCPM для радиоуправляемых моделей, Китай; 3 — контроллер Model 5000 для моторизированных компактных систем размещения, фирма Edmund Optics, США; 4 — контроллер PDXC для линейного столика ORIC с пьезоэлектрическим инерционным приводом, фирма Thorlabs, США; 5 — моторизованный держатель зеркал с вертикальной регулировкой 8MKVDOM, фирма Standa Ltd, Литва; 6 — трехканальный контроллер пьезопривода MDT693B, фирма Thorlabs, США; 7 — высокоточный моторизованный транслятор LAK, фирма EV, Китай; 8 — моторизованный поворотный стол X-RSW60A-E03, фирма Zaber, Канада.

Преимуществом таких систем является высокая чувствительность (у некоторых пьезоэлектрических винтов шаг перемещения вала может достигать до 10 нм и меньше). Как и в случае с миниатюрными механическими системами данные устройства не всегда подходят по габаритам для юстировки конкретных приборов с труднодоступным расположением юстируемого элемента, а если и подходят, то к ним необходимо применять дополнительные приспособления. В таких системах обычно доступен режим настройки шага перемещения. Часто производитель закладывает много дополнительных опций и настроек в такие изделия (из-за этого возрастает стоимость изделия), но не все из этих опций используются при работе. Программное обеспечение (оно обычно поставляется без возможности редактирования кода) и блок управления для таких систем часто поставляется совместно с устройством. Для некоторых устройств необходимо подключение к компьютеру, что увеличивает пространство рабочего места оператора. Отметим все же, что при конструировании собственной системы юстировки, отдельные электромеханические и механические компоненты (пьезоэлектрические винты, приводы, шаговые двигатели, микроплатформы и т. п.), применяемые в вышеуказанных устройствах, вполне подходят.

В данной работе предложена полуавтоматическая система юстировки, которая позволяет проводить прецизионную юстировку элемен-

тов (точность перемещения 4 мкм, предельный шаг перемещения 15 нм, с возможностью настройки). Предложенная система применима для сложных корпусов опто-электронных приборов, таких, как корпуса с высокими стенками, узкие корпуса и блоки с плотной расстановкой внутренних оптических элементов. Варианты возможных размещений юстировочных систем на приборах (корпуса приборов показаны условно) приведены на рисунке 3.

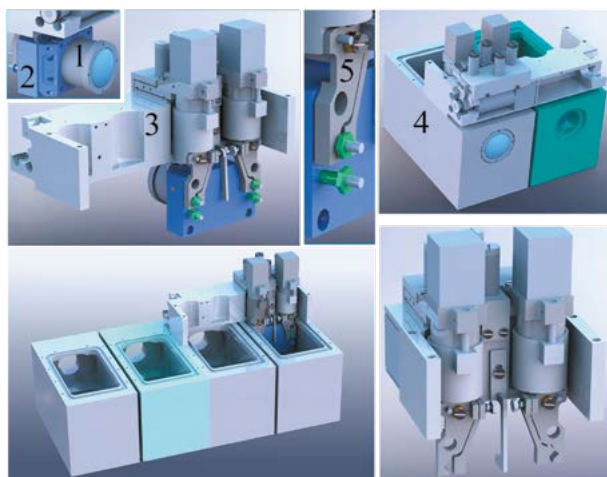


Рисунок 3 — Установка систем юстировки на корпуса приборов

Идеология методики юстировки заключается в перемещении элемента (матрицы) с помощью специальных деталей («клешней-захватов»), которые фиксируются за выступающие части юстируемого элемента. В данном случае матрица скреплена в сборочный узел таким способом, что из узла выходят длинные винты, на которых установлены гладкие втулки, которые и являются выступающими частями (см. рисунок 3). Внешний вид системы юстировки, предназначенной для одновременной настройки двух приборов представлен на рисунке 4.



Рисунок 4 — Внешний вид полуавтоматической системы юстировки. Слева — электронный блок. Справа — механический блок

Система представляет собой два блока: электронный и механический. Механический блок (показан на рисунке 5) состоит из каркаса, на котором закреплены две подвижные платформы. На каждой платформе установлено по 2 шаговых двигателя с планетарным редуктором. Эти двигатели нужны для создания поступательного перемещения матриц и вращения матриц. Также на каркасе закреплены 2 шаговых двигателя с планетарным редуктором для перемещения платформ, а соответственно и перемещения матриц, уже по другой оси координат.



Рисунок 5 — Механический блок автоматической системы юстировки

Люфты (кроме собственных люфтов двигателя и редуктора) в механическом блоке системы юстировки убраны за счет применения пружин и точной посадки корпуса двигателя относительно подвижного цилиндра, на котором закреплены детали «клешней-захваты» (см. рисунок 5). «Клешни-захваты» закреплены на подвижных цилиндрах с помощью винтов (они установлены через шайбы и миниатюрные упорные подшипники для минимизации трения между «клешней-захватом», винтом и опорной плоскостью подвижного цилиндра) и штифтов (на них по скользящей переходной посадке «клешня-захват» способна поворачиваться). В процессе юстировки «клешни-захваты» вхо-

дят в зацепление с гладкими втулками, установленными на винтах, выступающих из узла матрицы (см. рисунок 3). При стягивании подпружиненным винтом двух деталей, из которых состоит «клешня-захват», происходит захват втулки в трех точках, обеспечивая одновременно: 1) фиксацию втулки без зазоров; 2) возможность вращения втулки относительно «клешни-захвата» с минимальным трением. Для обеспечения поворота матрицы одна из «клешней-захватов» стопорится винтом, установленным через миниатюрный упорный подшипник, и становится неподвижной, а вторая «клешня-захват» крепится так, что аналогичный винт, при этом остается не докрученным, — из-за чего вторая «клешня-захват» способна поворачиваться на штифте. Предельный шаг перемещения матрицы составляет 15 мкм за счет: деления шага в драйверах двигателей; передаточного числа (1:139) планетарных редукторов у двигателей; шага (1 мм) резьбовых втулок, зафиксированных на валах двигателей. Максимальное перемещение матрицы как по вертикали, так и горизонтали составляет ± 2 мм (этот параметр обеспечен конструкцией системы юстировки и может быть изменен при проектировании подобных систем для юстировки других приборов). В нашем случае, для прибора, на котором проводилась прецизионная настройка, — такие характеристики системы юстировки более чем достаточны для удобной работы. Точность перемещения юстируемого элемента с помощью данной системы составляет 4 мкм. Процесс выравнивания матрицы визуализировался на мониторе. Для примера, на рисунке 6 показаны две фотографии с экрана монитора, на который выведено увеличенное микроскопом изображение пластинки с нанесенной риской, шириной 30 мкм (риска выделена белым цветом).



Рисунок 6 — Изображение риски шириной 30 мкм на пластине под микроскопом

Пластинка с рисккой перемещалась одной «клешней-захватом» за 20 шагов (1 шаг равен 1.5 мкм). В итоге пластина с рисккой перемести-

лась на всю свою ширину. Точность перемещения около 4 мкм. Рисунок 6 (а) — пластина с рисккой до смещения «клешней-захватом»; (б) — пластина с рисккой после смещения «клешней-захватом». Важным условием проведения юстировки являлось то, что установочная плоскость матрицы (узла матрицы) во время юстировки не должна была отклоняться от ответной посадочной плоскости. Поджатие узла матрицы в приборе в нашем случае обеспечивалось прижимным подпружиненным кронштейном, находящемся между «клешнями-захватами» (см. правый нижний угол рисунка 3). Другим способом поджатия юстируемого узла может стать временная установка дополнительных пружин под часть винтов крепления узла с дальнейшим извлечением пружин после юстировки. После завершения юстировочного процесса, вначале стопорились обе «клешни-захвата», обеспечивая неподвижность матрицы, а затем крепежными винтами фиксировался узел матрицы. Дополнительная сложность при проектировании заключалась в том, что юстировочная система должна быть электроизолирована относительно юстируемого элемента и соседних с ним компонентов. Для этого на детали («клешни-захваты») было нанесено керамическое покрытие с применением технологии микродугового оксидирования (МДО). Еще одна сложность заключалась в том, что внешний облик прибора, а также его массу необходимо было сохранить — эти факторы учитывались при проектировании системы юстировки. Управление двигателями в предлагаемой системе юстировки реализовано на контроллерах, установленных в отдельном эргономичном электронном блоке, и происходит дистанционно от места юстировки. На передней панели электронного блока расположены поворотные энкодеры и тактовые кнопки для управления двигателями (см. рисунок 7).



Рисунок 7 — Внешний вид электронного блока автоматической системы юстировки.

Также на панели размещены экраны с отображением текущих параметров настройки двигателей. В данной автоматической системе юстировки существует удобная настройка точности вращения двигателей, а как следствие — настройка точности перемещения матрицы юстируемого прибора. Вход / выход в экранное меню настройки параметров двигателя осуществляется длительным зажатием кнопки энкодера, а переход между параметрами и редактирование их значений осуществляется поворотом энкодера и коротким нажатием на энкодер. Схема подключения для одногошагового двигателя в электронном блоке показана на рисунке 8.

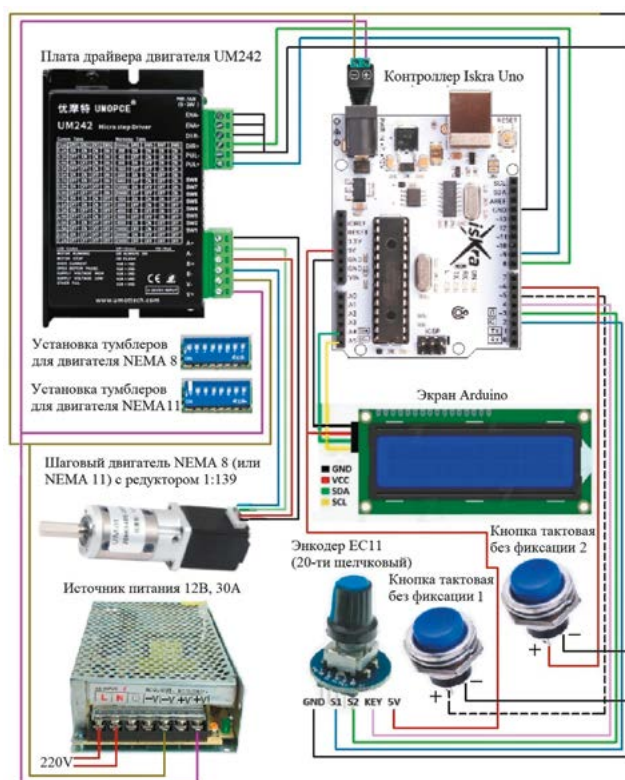


Рисунок 8 — Схема подключения для электронного блока с указанием основных компонентов

Технические характеристики основных компонентов электронного блока (контроллер, шаговые двигатели, драйверы двигателей) указаны в материалах [2], [3], [4]. В программе управления для электронного блока применены некоторые скетчи из источника [1]. Преимуществом данной полуавтоматической системы перед ручным способом юстировки, является:

- повышение качества и скорости сборки приборов за счет удобной прецизионной юстировки;

- повторяемость результатов за счет минимизации процесса ручной настройки;
- повышение точности прибора за счет высокой точности юстировочной системы.

Проведенная работа может быть полезна инженерам, конструкторам, разработчикам, специалистам занимающимся настройкой приборов, в плане применения общей схемы построения юстировочной системы или применения отдельных ее компонентов. Опытный образец системы юстировки изготовлен и уже проходит апробацию на предприятии.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Петин В. А. Проекты с использованием контроллера Arduino. 4-е изд., перераб. и доп. — СПб.: БХВ-Петербург, 2021. — 560 с.
2. Iskra Uno, инструкция, примеры использования, документация [Электронный ресурс], Режим доступа: amperka.ru.
3. Data Sheet «Planetary reduction stepper motor» [Электронный ресурс]. Режим доступа: www.umotmotor.cn.
4. Data Sheet «Micro step Driver» [Электронный ресурс]. Режим доступа: www.umotmotor.cn.
5. Горбов С. М., Павлов И. В., Горбов В. М., Червонкин А. П., Терентьев А. И. Автоматизация процесса юстировки в оптоэлектронных приборах. Тезисы докладов. X Межведомственная научно-техническая конференция АО «НПК «СПП» (Лучший стендовый доклад), 20–23 мая 2026 г. Московская область. с. 160–161.

УДК 621.378.8

ЛАЗЕРЫ В КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ

Андрей Леонидович Соколов — д-р техн. наук

АО «НПК «СПП», 01–4@npk-spp.ru

Обзорная статья посвящена различным типам лазеров, применяемых в космической технике, включая лазерную дальнометрию, лазерную связь, передачу лазерной энергии в космосе, лазерную подсветку космических объектов.

Ключевые слова: лазеры, лазерные дальномеры, лазерная связь, космические аппараты.

LASERS IN SPACE TECHNOLOGY

Andrey L. Sokolov — Dr. Sc. (Technology)

JSC «RPC «PSI», 01–4@npk-spp.ru

The review article is devoted to various types of lasers used in space technology, including laser rangefinders, laser communication, laser energy transmission in space, and laser illumination of space objects.

Keywords: lasers, laser rangefinders, laser communication, spacecraft

Лазеры и лазерные технологии играют важную роль в космической технике. В таблице 1 приведены основные области применения и требования к лазерам соответствующего направления. Остановимся кратко на этих направлениях.

Таблица 1 — Требования к лазерам по направлениям

Области применения	Требования
Дальнометрия	Пикосекундная длительность импульса, частота следования импульсов: 1–10 кГц
Лазерная связь	Частота следования импульсов выше 10 ГГц, радиационная стойкость, устойчивость к механическим нагрузкам
Передача энергии с помощью лазерного пучка	Высокий КПД
Подсвет космических объектов, находящихся в тени Солнца	Высокая мощность: выше 10 кВт, малая расходимость: < 10"

Дальнометрия

Прецизионные измерения наклонной дальности до геодезических и навигационных КА, оснащенных лазерными ретрорефлекторными системами, используются для решения следующих задач:

- определение орбит геодезических КА, геоцентрических координат наземных пунктов и их текущих изменений;
- определение компонент гравитационного поля Земли и их временных вариаций;
- определение параметров вращения Земли;
- установление и поддержание глобальных геоцентрических систем координат в том числе в части привязки начала систем координат к центру масс Земли и определения масштаба систем координат;
- верификация высокоточных эфемерид навигационных КА.

В мире существует несколько фирм, где разрабатываются и изготавливаются лазеры для космических дальномеров. Основные из них: Photonics Industries (США), Passat (Канада), EXPLA (Литва), АО НПК «СПП» (Россия), АО ЛОС (Россия), Институт прикладной физики (Нижегород).

На рисунке 1 показана дальномерная квантово-оптическая станция «Сажень-ТМ».



Рисунок 1 — Квантово-оптическая станция «Сажень-ТМ»

В настоящее время не существует единого принципа формирования основных компонент

лазеров. Каждая фирма получает нужный результат, комбинируя блоки, работающие на разных физических принципах. Разница сказывается в цене, условиях эксплуатации и сроке службы. Однако, при этом, общая тенденция состоит в увеличении частоты повторения импульсов до 10 кГц и выше, что диктуется необходимостью повышения производительности квантово-оптических станций, в которые входят лазеры, и точности за счет одноэлектронного приёма сигнала [1]. Все лазеры работают по схеме задающий генератор — усилитель, поскольку невозможно в одном резонаторе создать пикосекундные импульсы требуемой энергии. Перечислим основные физические принципы создания задающих генераторов.

1. Лазеры с синхронизацией мод и непрерывной накачкой излучают ультракороткий лазерный импульс на каждый обход резонатора. Таким образом, частота следования импульсов зависит от длины резонатора лазера и составляет ~150 МГц для резонатора длиной ~1 м, что для применения в КОС является избыточной величиной;
2. Микрочип-лазеры с пассивной модуляцией добротности. Конструктивно такие лазеры представляют собой монолитную сборку из активной среды, пассивного затвора (насыщающегося поглотителя) и диэлектрических зеркал. Короткая длительность импульса при этом обеспечивается малой длиной резонатора.
3. Лазерные диоды с модуляцией усиления — генерация импульсов пикосекундной длительности в DFB лазерном диоде происходит в режиме модуляции усиления. На диод подается короткий электрический импульс, который заканчивается в тот момент, когда формируется первый пикок генерации в лазерном диоде.
4. Компрессия наносекундных лазерных импульсов — за счет таких нелинейных эффектов, как вынужденное рассеяние Мандельштама-Бриллюэна (ВРМБ), обычно обеспечивают укорочение импульсов до ~100–400 пс.

Существует два основных способа создания усилителей:

- схемы прямого усиления: «задающий генератор — усилитель мощности»;
- регенеративные усилители (РУ) — многопроходовые усилители с управляемым количеством обходов.

При этом используются различные виды активных сред: волоконные усилители, усилители на волоконных кристаллах, объемные твердотельные усилители, гибридные усилители.

В лазере, созданном в АО «НПК «СПП», используется пикосекундный DFB лазерный диод, управляемый импульсами тока и обладающий низким значением временного джиттера (~200 пс). Частота следования импульсов лазерного диода определяется частотой следования электрических импульсов и может регулироваться в диапазоне от одиночных импульсов до 250 МГц. Выходная энергия импульсов DFB лазерного диода составляет ~1 пДж. Длина волны генерации $\lambda=1064$ нм точно настраивается на центр линии усиления Nd: YAG лазера за счет изменения температуры диода. В режиме модуляции усиления лазерный диод генерирует спектрально-ограниченные импульсы со стабильной, симметричной, колоколообразной формой. Ширина спектра генерации составляет $\Delta\lambda \sim 0,1 — 0,2$ нм. Для получения энергии импульса на второй гармонике >2,5 мДж требуется достигнуть уровня энергии импульса ~5 мДж на длине волны 1064 нм. Требуемое усиление реализуется в регенеративном усилителе (РУ), который представляет собой многопроходовой усилитель с управляемым количеством обходов.

РУ представляет собой резонатор, в который впрыскивается излучение задающего генератора, затем резонатор «закрывается» при помощи оптического переключателя, излучение задающего генератора многократно усиливается в резонаторе РУ, и в тот момент, когда энергия импульса достигает максимального значения, резонатор «открывается», и усиленный импульс выходит наружу. Оптический переключатель реализован на основе кварцевого 90° вращателя и электрооптического затвора (ЭОЗ), изменяющего состояние поляризации прошедшего излучения в зависимости от величины поданного на ЭОЗ напряжения. В данной схеме ЭОЗ работает при полуволновом напряжении, т.е. при подаче напряжения он поворачивает линейную поляризацию на 90°, а при отсутствии напряжения — не изменяет состояние поляризации падающего излучения. Оптический переключатель обеспечивает управляемое количество обходов РУ. Схема РУ, поясняющая принцип его работы показана на рис. 2.

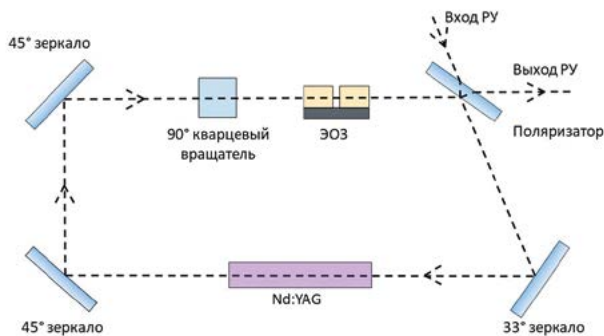


Рисунок. 2. Схема регенеративного усилителя.

Такой подход позволяет достигать высокого интегрального коэффициента усиления $G > 10^9$ при относительно небольшом коэффициенте ненасыщенного усиления на обход усилителя $G_0 \sim 3$.

В волоконных усилителях, работающих на длине волны ~ 1 мкм, в качестве активной среды обычно используется оптическое волокно, легированное ионами иттербия. Такие усилители обладают высоким ненасыщенным коэффициентом усиления (до 30–40 дБ), высокой эффективностью использования излучения накачки, превосходным качеством излучения (для одномодовых волокон), компактными размерами и низким требованием к охлаждению. Основным недостатком волоконных усилителей является ограниченная пиковая мощность ~ 1 МВт, что обуславливается такими нелинейными эффектами, как вынужденное комбинационное рассеяние (ВКР) и вынужденное рассеяние Мандельштама — Бриллюэна (ВРМБ).

Объемные твердотельные усилители, основанные на кристаллах Nd: YAG или Nd: YVO₄ (ортованадат иттрия), наиболее часто используются для построения усилителей пикосекундных лазерных импульсов. Обычно кристаллы Nd: YVO₄ используются в качестве предварительных усилителей, а Nd: YAG — в качестве основных. Кристаллы Nd: YVO₄ имеют более высокое сечение вынужденного перехода, что обуславливает более высокий коэффициент усиления, чем в среде Nd: YAG. Анизотропия коэффициента теплопроводности и термо-оптических констант в Nd: YVO₄ приводит к значительным абберациям термической линзы, что требует дополнительных усилий по улучшению качества пучка усиливаемого излучения. Кристаллы Nd: YAG обеспечивают меньшую тепловую нагрузку, однако обладают термически наведенным двулуче-преломлением, которое необходимо

компенсировать. Объемные твердотельные усилители на основе кристаллов Nd: YAG и Nd: YVO₄ могут быть реализованы в самых разных конфигурациях: с торцевой и боковой накачкой, с активными элементами в виде стержней, параллелепипедов или призм.

В настоящее время измерение дальности до космических объектов, таких как навигационные спутники типа ГЛОНАСС, Галилео и др., геодезические спутники Лагос, Эталон, Ларец и др., а также ретрорефлекторные системы на Луне, осуществляется с субсантиметровой точностью. Ключевое требование для лазера — это длительность импульса не более 50 пс.

Лазерная связь

Достоинства оптических линий:

- увеличение скорости передачи информации до 100 Гбит/с;
- уменьшение массы и габаритов бортовой спутниковой аппаратуры;
- устранение проблем с электромагнитной совместимостью с любыми системами радиодиапазона, а также с другими лазерными системами;
- увеличение помехоустойчивости канала связи;
- повышение скрытности передачи и невозможности перехвата данных.

В 2011–2013 в России был проведен уникальный для своего времени космический эксперимент по передаче изображения с борта МКС на пункт, расположенный на станции оптических наблюдений “Архыз” (Северный Кавказ) АО «НПК «СПП». Скорость передачи данных составила 622 Мбит/с на длине волны 1550 нм. Длина волны маяка, который осуществлял захват объекта с точностью 10 угл. сек, была 810 нм [2]. На рис. 3 показан бортовой и наземный терминалы.

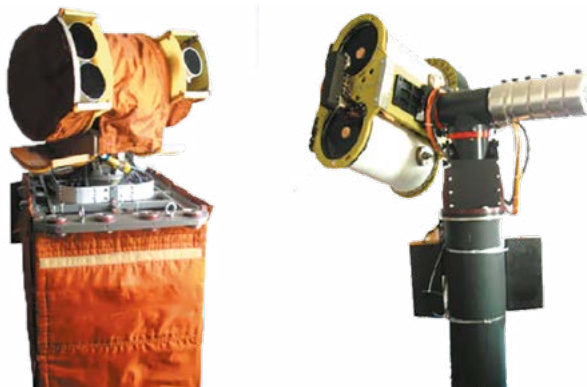


Рисунок 3 — Бортовой и наземный терминалы лазерной связи МКС-Архыз

В АО «НПК «СПП» также осуществляется лазерная связь между спутниками ГЛОНАСС и наземными пунктами короткими сообщениями с объемом около 50 кБит/сек. В настоящее время системы лазерной связи создаются, помимо АО «НПК «СПП» [3], в «Бюро 1440» и АО «Мостком». Есть также небольшие фирмы, где осваивается разработка таких систем. В 2024 году был поставлен рекорд по удаленной лазерной связи: с расстояния 390 миллионов километров американский спутник «Психея» передал информацию на Землю со скоростью 8,3 Мбит/с. В спутниках «Starlink», начиная с версии 1.5, имеются терминалы лазерной связи, которые обеспечивают обмен данными со скоростью свыше 100 Гбит в секунду. В ближайшее время ожидается прорывной результат по лазерной связи между отечественными спутниками, который станет важным шагом к созданию спутникового интернета — запуск системы «Рассвет» от бюро 1440. Космический/атмосферный сегмент в ближайшем будущем станет дополнением для оптоволоконных систем в части квантовых коммуникаций [3]. Уже сейчас на этапе формирования космической программы необходимо развивать сеть наземных станций, готовых к сопряжению со спутниками посредством протокола квантовой коммуникации. Это позволит обеспечить подключение наземных станций к магистральной квантовой сети в точках ее присутствия, поскольку сам по себе спутниковый сегмент квантовых коммуникаций без сопряжения с общей инфраструктурой не представляет большой ценности с точки зрения оказания конечных услуг потребителям. Но именно спутниковый сегмент обеспечит бесшовное сопряжение общей магистральной квантовой сети и удаленного локального сегмента квантовой сети, или пары локальных квантовых сетей. В части квантовых коммуникаций именно космический/атмосферный сегмент в ближайшем будущем станет дополнением для оптоволоконных систем связи. В КНР передачу квантовой информации осуществили со спутника «Моцзы» еще в 2017 году, в частности произошел обмен ключами квантового шифрования между Пекином и Веней на расстоянии около 7600 км. Поэтому в России уже сейчас необходимо развивать сеть наземных станций, готовых к сопряжению со спутниками посредством протокола квантовой коммуникации. Это позволит обеспечить подключение наземных станций

к магистральной квантовой сети в точках ее присутствия, поскольку сам по себе спутниковый сегмент квантовых коммуникаций без сопряжения с общей инфраструктурой не представляет большой ценности с точки зрения оказания конечных услуг потребителям.

Передача энергии с помощью лазерного пучка

Идея преобразования солнечного излучения в электрическую энергию, а затем передача на Землю с помощью лазерного пучка берет начало в 60-е годы XX века (рис. 4).

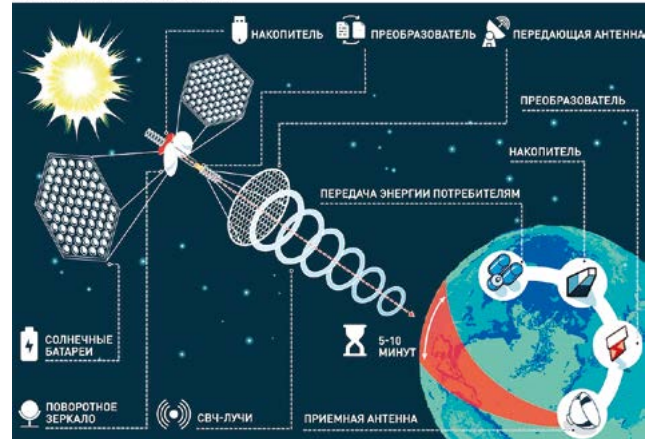


Рисунок 4 — Концепция передачи солнечной энергии из космоса на Землю

Проект американского ученого П. Глейзера предусматривал размещение на орбите платформы, состоящей из солнечных батарей. Собранная энергия должна с помощью СВЧ-излучения или лазера передаваться на Землю, где она будет преобразована в электричество. Один из вариантов реализации таких систем — создание так называемого солнечного лазера, в котором инверсная населенность активной среды обеспечивается сфокусированным солнечным излучением, например, на базе фуллерен-кислород-йодного лазера.

В настоящее время можно говорить о том, что пока только сформулированы требования к такой системе:

- наведение с точностью 1";
- расходимость лазерного луча менее 2";
- аккумуляторные батареи с удельной энергией свыше 1 МДж/кг;
- фотоэлектрические преобразователи солнечной или лазерной энергии с КПД более 40 %.

Существующие твердотельные (волоконные) лазеры имеют КПД не выше 30 %, а КПД преобразования лазерного излучения в электриче-

скую энергию — не более 60 %, что в результате дает общий КПД не выше 20 %. Реализация наземного источника электрической энергии, питаемого лазерным пучком из космоса, пока экономически не целесообразна. Вместе с тем, очевидно, что развитие лазерных технологий и ядерной энергетики приведет, рано или поздно, к созданию удаленных систем электропитания космических аппаратов и станций.

Подсветка космических объектов лазерным излучением для получения детального изображения

Данная задача имеет значение в ряде практически важных случаев, например, при анализе нештатных ситуаций с низкоорбитальными космическими аппаратами. Заметим, что при расходимости лазерного излучения всего 4", что близко к пределу, которая в общем случае создает турбулентность атмосферы, дает площадь освещения 100 кв. м на расстоянии 500 км. При мощности излучения 10 кВт это составляет 100 Вт на кв. м., что в несколько раз меньше облученности от Солнца в видимой области спектра даже при наклонном падении. В инфракрасной области спектра ситуация намного лучше. Поэтому такие системы востребованы в космической технике.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Садовников М. А. *Необходимые условия достижения субмиллиметровой точности измерений в спутниковой лазерной дальнометрии. Электромагнитные волны и электронные системы.* 2009. Т. 14. с. 13–16.
2. Григорьев В. Н., Ивлев О. А., Мошин А. Г., Соколов Ю. Е., Сумерин В. В., Шаргородский В. Д. *Космический эксперимент на МКС «Система лазерной связи»: первые результаты. Электромагнитные волны и электронные системы.* 2013. Т. 18. с. 31–38.
3. Мурашкин В. В., Петушков С. В., Бояров Д. А. *Терминалы высокоскоростной космической лазерной связи как наиболее эффективное устройство передачи информации. Радиотехника.* 2023. Т. 87, № 4. с. 7–12.
4. Сигов А. С., Матюхин В. Ф. *Тенденции развития аэрокосмических энергетических систем с лазерными каналами передачи энергии. современная электроника.* № 1. 2015. с. 18–24.

УДК 520.2.02

КОНТРОЛЬ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ОПОРНО-ПОВОРОТНЫХ УСТРОЙСТВ ТЕЛЕСКОПОВ ПРИ СБОРКЕ НА ЗАВОДЕ И МОНТАЖЕ

*Василий Сергеевич Коришунов
Сергей Николаевич Горчаковский
Анна Владимировна Силантьева
Сергей Николаевич Соин*

АО «НПК СПП», info@npk-spp.ru

В статье рассматривается методика геодезического контроля геометрических параметров монтировки телескопов. Приводится краткое описание конструкции монтировки, перечень основных определяемых параметров. Описываются специально разработанные приспособления. Отдельное внимание уделяется методам геодезических работ и обработке полученных измерений.

Ключевые слова: *телескоп, монтировка, опорно-поворотное устройство, геодезия, геодезические измерения.*

THE CONTROL OF GEOMETRIC PARAMETERS OF THE MOUNT OF THE TELESCOPE DURING ASSEMBLING AT THE FACTORY AND INSTALLATION

*Vasiliy S. Korshunov
Sergey N. Gorchakovskiy
Anna V. Silanteva
Sergey N. Soin*

JSC «RPC «PSI», info@npk-spp.ru

The article describes the method of geodetic control of geometrical parameters of telescope mounting. A brief description of the mounting design, a list of the main parameters to be determined are given. Specially designed devices are described. Special attention is paid to methods of geodetic works and processing of obtained measurements.

Keywords: *telescope, mount, geodesy, geodetic measurements.*

Контроль геометрии крупногабаритных систем представляет собой особое направление прикладной геодезии. Достижение необходимых точностных требований, предъявляемым к большим конструкциям, невозможно без раз-

работки методики геодезического контроля [1, 2]. Важной составной частью телескопов является монтировка (опорно-поворотное устройство, ОПУ), которое обеспечивает наведение телескопа и установленного на нём навесного оборудования на заданные объекты по целеуказаниям, а также работу специализированной аппаратуры. Обычно ОПУ представляет собой альт-азимутальную монтировку с взаимно перпендикулярными осями: азимутальной (А) и угломестной (h). Угломестная ось образована двумя полуосями подшипниковых опор, соединённых габаритно-весовым макетом (ГВМ) или средником трубы телескопа. Рассмотрим контроль геометрических параметров опорно-поворотных устройств телескопов на примере телескопа ТИ-3.12 Алтайского оптико-лазерного центра. Общий вид ОПУ с ГВМ представлен на рисунке 1. Основные параметры ОПУ (без трубы телескопа и навесной аппаратуры): габаритные размеры: длина (вдоль оси h) — 7444 мм, ширина — 6877 мм, высота (вдоль оси А) — 12117 мм, масса: около 70 т, диапазон рабочих углов наведения осей вращения (до момента срабатывания конечных выключателей) по оси А: $\pm 274^{\circ}30'$, по оси h: — от $2^{\circ}15'$ до $177^{\circ}45'$. ОПУ было разработано АО «Конструкторское бюро специального машиностроения» (АО КБСМ), изготовлено АО «Тяжмаш» под контролем АО «НПК «СПП», собрано и установлено в АОЛЦ.



Рисунок 1 — ОПУ с ГВМ в подкупольном пространстве ТИ

Азимутальная ось ОПУ изготовлена в виде толстостенного полого сварного вала, который поворачивается на двух группах радиальных шариковых подшипников высокой точности и дополнительно опирается на высокоточный конический роликовый подшипник, находящийся на его нижнем конце. Верхние и нижние подшипники установлены в корпуса, смонтированные, соответственно, на верхней и нижней закладных деталях в пилоне телескопа.

На верхнем посадочном фланце вала азимутальной оси закреплена сварная вилка с установленными на ней двумя опорами угломестной оси. Под посадочным фланцем располагается дискообразный конструктив высокомоментного прямого привода (двигателя) азимутальной оси, закрытый сверху защитным кожухом; выше его, под самой вилкой, находится диск азимутального тормозного устройства, совмещенный с оцифрованным лимбом углов поворота азимутальной оси. На нижнем конце вала, под подпятником устройства горизонтирования азимутальной оси, закреплена немагнитная переходная труба, на конце которой находится устройство электромагнитной разгрузки (далее — УЭМР). Оно предназначено для снижения нагрузки на подшипники азимутальной оси до 60 % при движении в режиме малых и сверхмалых скоростей, чтобы выходить из start-стопного режима движения и повысить плавность хода азимутальной оси. Угломестная ось ОПУ состоит из двух полых полуосей и средника трубы телескопа ТИ-3.12, закрепленного между ними. Каждая из полуосей установлена на паре высокоточных шариковых подшипников, вставленных в корпуса на своей опоре, установленной, в свою очередь, на вилке. Фланцы полуосей крепятся с противоположных сторон к жесткой сварной ферменной конструкции кольцевого (замкнутого) типа, являющейся средником трубы телескопа. Крепление происходит через специальные регулируемые мембранные механизмы, призванные убирать небольшие перекосы, возникающие из-за неточностей изготовления и сборки конструктивных элементов, образующих в итоге угломестную ось и могущих вызывать нежелательные напряжения в сопрягаемых узлах и привести к снижению точности наведения. На левой опоре размещен дискообразный конструктив высокомоментного прямого привода (двигателя) угломестной оси, а на правой —

тормозной диск с устройством тормоза угломестной оси. Через центральные осевые полости азимутального вала и левой полуоси проходит вакуумированный светопроводный тракт лунного лазерного дальномера. Основные составные части ОПУ показаны на рисунке 2.

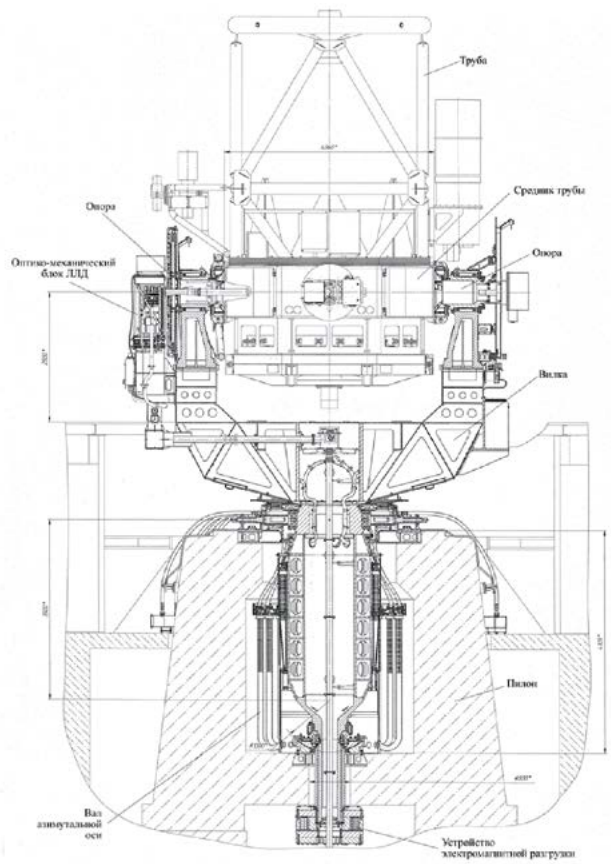


Рисунок 2 — Основные составные части ОПУ

Для контроля качества изготовления составных частей ОПУ и их сборки на заводе и затем на объекте монтажа в АО «НПК «СПП» была разработана методика геодезического контроля геометрических параметров ОПУ [3–5]. Основные задачи, решаемые в процессе проведения измерительных геодезических работ в рамках реализации методики:

- проверка базовых геометрических параметров основных сборок и узлов ОПУ и их взаимного расположения в процессе проведения монтажных и отладочных работ;
- определение качества вращения азимутальной и угломестной осей на разных этапах сборки;
- определение смещений отдельных элементов конструкций под воздействием силы тяжести при различных положениях ОПУ.

В техническом задании на ОПУ указан ряд параметров, определяющих геометрию конструкции показанных в таблице 1.

Таблица 1 — Основные определяемые параметры ОПУ

Наименование параметра	Расчётное значение (по ТЗ)	Полученное значение
Неперпендикулярность осей А и h в статике ψ , "	15, не более	6,0
СКО1 угловых биений оси А в рабочем диапазоне углов поворота mА (качество вращения оси А), "	5, не более	2,4
СКО1 угловых биений оси h в рабочем диапазоне углов поворота mh (качество вращения оси h), "	16, не более	15,8
1 СКО — среднеквадратическое отклонение		

В процессе монтажа ОПУ возникала необходимость в дополнительных измерениях, характеризующих качество сборки составных частей ОПУ и их взаимное положение:

- определение СКО угловых биений подшипников вала азимутальной оси, западной и восточной опор (контроль качества подшипников);
- определение линейных смещений и разворота опор ОПУ относительно азимутальной оси и друг относительно друга (контроль качества сборки ОПУ);
- определение прогиба угломестной оси.

Для проведения геодезических работ в рамках методики АО «КБСМ» и АО «НПК «СПП» были разработаны специальные контрольно-юстировочные приспособления, а также применялись стандартные геодезические приборы. Размещение оборудования в процессе проведения работ показано на рисунке 3.

Применяемые геодезические приборы: угломерный высокоточный комплект УВК в части автоколлимационного теодолита ОТ-02М (далее — УВК);

теодолит 2Т2А;

электронный теодолит Leica TM6100A;

уровни брусковые тип 117, 200/0,02;

горизонт искусственный ГИ2–00;

лазерный отвес Milwaukee C12BL2–0.

Перечень и краткое описание контрольно-юстировочных приспособлений приведены в таблице 2.

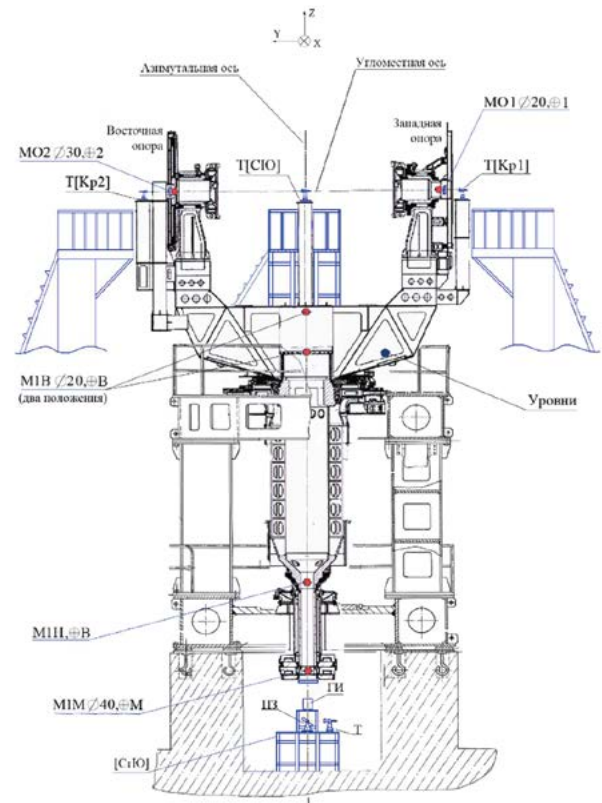


Рисунок 3 — Схема расположения контрольно-измерительных приборов (буквой Т обозначается любой угломерный прибор: УВК, 2Т2А или Leica TM6100A)

Таблица 2 — Специальные контрольно-юстировочные приспособления

Наименование	Описание	Обозначение на рисунке 3
Марки азимутальной оси	Устанавливаются на разных уровнях вала азимутальной оси. Состоят из кольцевого автоколлимационного зеркала с центральным отверстием, с механизмом угловой юстировки и независимо перемещаемого перекрестия. Изготовлены три марки, которые различаются диаметром центрального отверстия: 20 мм (М1В), 30 мм (М1М), 40 мм (М1Н). Таким образом, измерения можно проводить одновременно по двум или даже трём маркам, установленным на разных уровнях вала азимутальной оси	М1В, М1Н, М1М
Марки угломестной оси	Устанавливаются во внутренней полости подшипниковых узлов (дальних от рабочих фланцев) западной и восточной опор. Состоят из кольцевого автоколлимационного зеркала с центральным отверстием, и независимо перемещаемого перекрестия. Изготовлены две марки, которые различаются диаметром центрального отверстия: 20 мм (МО1), 30 мм (МО2). Таким образом, измерения можно проводить одновременно по двум маркам с теодолита, установленного на кронштейне на восточной опоре	МО1, МО2

Наименование	Описание	Обозначение на рисунке 3
Поворотное зеркало	Устанавливается на юстировочный стол (СтЮ). Конструктив, включающий в себя поворотное зеркало в оправе, снабжённое механизмом юстировки, установленное на юстируемое основание, с возможностью подстройки высоты	ПЗ
Юстировочный стол	Стол для установки приборов, устанавливается в нижней части ОПУ, в подпилонном помещении, расположенном под УЭМР	СтЮ
Юстировочная стойка	Штатив, устанавливается в центре на вилке	СЮ
Кронштейн западной опоры	Комплект из стойки и кронштейна. Расположен на внешней стороне западной опоры напротив МО1 и предназначен для установки угломерных инструментов	Кр1
Кронштейн восточной опоры	Комплект из стойки и кронштейна. Расположен на внешней стороне восточной опоры напротив МО2 и предназначен для установки угломерных инструментов	Кр2
Подставка для УВК (теодолита)	Подставка для угломерных приборов (УВК, 2Т2А, Leica TM6100A). Представляет собой подвижную площадку переменной высоты, устанавливается на СтЮ, СЮ, Кр1, Кр2, при необходимости	
Подставка под горизонт искусственный	Подставка для искусственного горизонта. Устанавливается на юстировочный стол сверху над поворотным зеркалом на специальной подставке	

Все измерительные работы в рамках разработанной методики выполнялись силами АО «НПК «СПП» с помощью геодезистов из сторонних организаций.

Ниже рассмотрим алгоритм проведения измерений параметров азимутальной оси А: наклон и качество вращения (см. таблицу 1). Здесь наклон оси А относительно отвесной линии является составной частью расчёта неперпендикулярности осей А и h.

При проведении измерений применяется следующее оборудование (см. таблицу 2 и рисунок 3):

- УВК, теодолит 2Т2А или Leica TM6100A;
- горизонт искусственный ГИ2–00;
- лазерный отвес Milwaukee C12BL2–0;
- подставка для УВК;
- подставка для горизонта искусственного;
- поворотное зеркало;
- марки азимутальной оси, используемые в необходимом количестве (одна, две или три).

Измерительные работы выполняются в следующей последовательности:

1. На юстировочный стол, установленный в подпилонном помещении, ставится подставка для УВК, подставка для горизонта искусственного и поворотное зеркало;
2. На подставку для УВК ставится выбранный теодолит, горизонтируется подъёмными винтами; при необходимости корректируется положение и высота подставки;
3. Под измеряемой осью А под углом 45° устанавливается поворотное зеркало, которое выставляется с использованием искусственного горизонта (см. рисунок 4);



Рисунок 4 — Работа с оборудованием, установленным на юстировочном столе в подпилонном помещении ОПУ на АОЛЦ

4. Измеряются угловые координаты (азимут, зенитное расстояние) нормали $N_{\text{ГИ}}$ зеркала искусственного горизонта ($A_{\text{ГИ}}, Z_{\text{ГИ}}$), который в данном случае является хранителем местной вертикали;
5. Устанавливаются марки оси на нужных уровнях вала азимутальной оси: если измерения ведутся по одной марке, целесообразно установить её в верхней части вала, если по двум, то одна марка устанавливается в верхней части вала, другая — в нижней. Затем нормали марок приводятся в положение, соосное с осью А, с помощью лазерного отвеса и их собственных юстировочных винтов;
6. Проводятся измерения угловых координат (азимута, зенитного расстояния) нормалей зеркал, установленных в оси марки (марок) при двух положениях поворота оси А, отличающихся на 180° ($A_0, Z_0, A_{180}, Z_{180}$);
7. Вычисляются составляющие α_0, β_0 наклона R оси А по формулам (1):

$$\alpha_0 = 0,5(A_0 + A_{180}) - A_{\text{Ги}}$$

$$\beta_0 = 0,5(Z_0 + Z_{180}) - Z_{\text{Ги}},$$

$$R = \sqrt{\alpha_0^2 + \beta_0^2}.$$

Если $\alpha_0 > 0$, то ось наклонена против часовой стрелки вокруг оси +X, если $\beta_0 > 0$ — ось наклонена против часовой стрелки вокруг оси +Y;

8. Выполняются измерения угловых биений оси: при «круге лево» наводятся на изображения нормалей зеркал марок, берутся отсчёты по горизонтальному (Γ_i) и вертикальному (B_i) кругам во всём рабочем диапазоне углов (360°), с выбранным шагом (оптимальный шаг: 30°) при ходе «прямо» и «обратно»;

9. Обработка полученных результатов включает в себя:

- вычисление уклонений от средних значений по формулам (2):

$$\Delta\Gamma_i = \Gamma_i - \Gamma_{\text{ср}}, \Delta B_i = B_i - B_{\text{ср}}, \quad (2)$$

где $\Gamma_{\text{ср}}$, $B_{\text{ср}}$ — средние из всего массива Γ_i и B_i , принятых в обработку;

- вычисление радиальных уклонений по формуле (3):

$$R_i = \sqrt{\Delta\Gamma_i^2 + \Delta B_i^2} \quad (3)$$

- вычисление СКО m_A , определяющую качество вращения оси, по формуле (4):

$$m_A = \sqrt{\frac{\sum \Delta R_i^2}{n-1}}, \quad (4)$$

Расчётное значение m_A и полученное по итоговым измерениям указаны в таблице 1.

Если измерения ведутся по двум маркам, то результаты, полученные по каждой из них, должны совпадать с точностью до нескольких секунд.

Нами был применён также и независимый метод определения параметров оси А с помощью высокоточных брусковых уровней, размещаемых на корпусе вилки ОПУ на специальной площадке (см. рисунок 3). Данный метод легко реализовать силами одного-двух человек, он не требует длительной подготовки и установки большого количества специального оборудования, поэтому хорошо подходит для быстрой оценки текущего состояния азимутальной оси ОПУ.

Далее рассмотрим алгоритм проведения измерений параметров угломестной оси h : наклон и качество вращения оси, а также расчёт перпендикулярности осей А и h (см. таблицу 1).

При проведении измерений было использовано следующее оборудование (см. таблицу 2 и рисунок 3):

- УВК, теодолит 2Т2А или Leica TM6100A;
- подставка для УВК;
- две марки угломестной оси.

Измерительные работы выполнялись в следующей последовательности:

1. На кронштейн Кр2, смонтированный на восточную опору, устанавливают подставку для УВК, при необходимости корректируют её положение и высоту;
2. Устанавливают на подставку для УВК выбранный теодолит, горизонтируют его (см. рисунок 5);
3. Устанавливают марки угломестной оси во внутренние полости подшипниковых узлов западной (марка МО1) и восточной (марка МО2) опор угломестной оси, и приводят нормали марок в положение, соосное с осью h , с использованием лазерной указки, применяемого теодолита и его подъёмных винтов;
4. Измеряют угловые координаты (азимут, зенитное расстояние) нормалей зеркал марок МО1 и МО2 при двух противоположных положениях ГВМ или трубы телескопа по угломестной оси h (0° и 180° или близких к ним): $A_{\text{МО1}(0)}, Z_{\text{МО1}(0)}, A_{\text{МО1}(180)}, Z_{\text{МО1}(180)}$ — для марки МО1, $A_{\text{МО2}(0)}, Z_{\text{МО2}(0)}, A_{\text{МО2}(180)}, Z_{\text{МО2}(180)}$ — для марки МО2;



Рисунок 5 — Проведение измерений параметров оси h на заводе АО «Тяжмаш»

5. Вычисляют угловые координаты полуосей оси h в сечениях опор по формулам (5):

$$\begin{aligned} A_3 &= 0,5(A_{MO1(0)} + A_{MO1(180)}), \\ Z_3 &= 0,5(Z_{MO1(0)} + Z_{MO1(180)}), \end{aligned} \quad (5)$$

$$\begin{aligned} A_B &= 0,5(A_{MO2(0)} + A_{MO2(180)}), \\ Z_B &= 0,5(Z_{MO2(0)} + Z_{MO2(180)}), \end{aligned}$$

где A_3, Z_3 — азимут и зенитное расстояние полуоси западной опоры (западной полуоси), A_B, Z_B — азимут и зенитное расстояние полуоси восточной опоры (восточной полуоси).

За угловые координаты оси h принимаются средние величины, рассчитанные по формулам (6):

$$\begin{aligned} A_h &= 0,5(A_B + A_3), \\ Z_h &= 0,5(Z_B + Z_3), \end{aligned} \quad (6)$$

где A_h, Z_h — азимут и зенитное расстояние оси h ;

6. Неперпендикулярность осей A и h при положении, когда отсчёт по азимутальной оси равен 0° , рассчитывается по формуле (7):

$$\psi = 90^\circ - Z_h - \alpha\theta. \quad (7)$$

Расчётное значение ψ и полученное по итоговым измерениям указаны в таблице 1.

На произвольной установке величина ψ вычисляется по формуле (8):

$$\psi = 90^\circ - Z_h - \alpha_0 \cos(a) - \beta_0 \sin(a), \quad (8)$$

где a — отсчёт по азимутальной оси;

7. Выполняются измерения угловых биений оси: при «круге лево» наводятся на изображение нормалей зеркал марок, берутся отсчёты по горизонтальному (Γ_i) и вертикальному (B_i) кругам во всём рабочем диапазоне углов (180°), с выбранным шагом (оптимальный шаг: 30°) при ходе «прямо» и «обратно»;
8. Точная оценка качества вращения оси h выполняется аппроксимацией измерений уравнением полуокружности по методу наименьших квадратов [6]. Ниже приведём только итоговые уравнения (9), по которым проводятся расчёты:

$$n=7, i=0, 1 \dots n-1$$

$$\Delta\Gamma = \Gamma - \frac{1}{n} \sum_i \Gamma_i, \Delta B = B - \frac{1}{n} \sum_i B_i, s_i =$$

$$= \sin\left(i \cdot \frac{\pi}{6}\right), c_i = \cos\left(i \cdot \frac{\pi}{6}\right)$$

$$v = \begin{pmatrix} \sum_i \Delta\Gamma_i \\ \sum_i \Delta B_i \\ -\sum_i \Delta\Gamma_i \cdot c_i + \sum_i \Delta B_i \cdot s_i \\ \sum_i \Delta\Gamma_i \cdot s_i + \sum_i \Delta B_i \cdot c_i \end{pmatrix}, D =$$

$$= n^2 - \left[\left(\sum_i c_i \right)^2 + \left(\sum_i s_i \right)^2 \right] \quad (9)$$

$$\begin{pmatrix} \gamma_{20} \\ \alpha_{20} \\ \gamma \\ \alpha \end{pmatrix} = \frac{1}{D} \cdot \begin{pmatrix} n & 0 & \sum_i c_i & -\sum_i s_i \\ 0 & n & -\sum_i s_i & -\sum_i c_i \\ \sum_i c_i & -\sum_i s_i & n & 0 \\ -\sum_i s_i & -\sum_i c_i & 0 & n \end{pmatrix} \cdot v =$$

$$= \begin{pmatrix} 0,200 & 0 & 0 & -0,106 \\ 0 & 0,200 & -0,106 & 0 \\ 0 & -0,106 & 0,200 & 0 \\ -0,106 & 0 & 0 & 0,200 \end{pmatrix}$$

$$V\Gamma_i = \Delta\Gamma_i - (\gamma_{20} - \gamma \cdot c_i + \alpha \cdot s_i), VB_i = \Delta B_i - (\alpha_{20} + \gamma \cdot s_i + \alpha \cdot c_i)$$

$$m_h = \sqrt{\frac{1}{2 \cdot n - 4} \sum_i ((V\Gamma_i)^2 + (VB_i)^2)}.$$

Расчётное значение m_h и полученное по итоговым измерениям приведены в таблице 1.

В процессе изготовления и сборки ОПУ на заводе, а затем на объекте монтажа описанные выше измерения проводились неоднократно. В таблице 1 приведены результаты измерений, выполненных после окончания монтажа ОПУ в подкупольном пространстве ТИ с ГВМ, занесённые в соответствующий раздел формуляра СМ-638ФО. Работы по разработке методики геодезического контроля геометрических параметров ОПУ, геодезическому контролю изготовления, сборки и монтажа ОПУ на заводе и пункте АОЛЦ продолжались более десяти лет. За это время было проведено большое число геодезических измерений, и сама методика неоднократно корректировалась и актуализировалась.

По результатам выполненных работ были сделаны следующие выводы:

1. По итогам проведения измерительных геодезических работ по контролю геометрических параметров ОПУ СМ-638 при сборке

на заводе и монтаже на АОЛЦ был разработан и утверждён документ «Методика геодезического контроля геометрических параметров ОПУ СМ-638 телескопа ТИ-3.12 на заводе и объекте монтажа».

2. В 2025 году проведены испытания второй очереди АОЛЦ Испытания прошли с положительным результатом. Таким образом, телескоп ТИ-3.12 отвечает всем заявленным характеристикам, что является, в том числе, результатом проведённых геодезических работ.
3. В настоящее время в России реализуется несколько проектов по созданию крупных телескопов [7]. Разработка методик геодезического контроля геометрических параметров крупногабаритных конструкций — неотъемлемая часть работ по сборке и монтажу сложных высокоточных крупногабаритных оптических изделий. Общие принципы создания геодезических методик всегда остаются неизменными, поэтому наработки АО «НПК «СПП» в этой области наверняка будут востребованы в будущем.

В процессе эксплуатации ОПУ подвергается различным нагрузкам, влияющим в том числе и на его геометрические параметры. Для обеспечения качественной работы ОПУ необходимо отслеживать все возникающие изменения, чтобы своевременно отремонтировать или модернизировать его составные части. Поэтому планируется организовать регулярные (раз в квартал) геодезические измерения основных геометрических параметров ОПУ в процессе опытной эксплуатации телескопа ТИ-3.12.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Бронштейн Ю. Л. Крупногабаритные зеркальные системы (контроль геометрии, юстировка). — М.: ДПК Пресс, 2015. — 600 с., ил.
2. Бронштейн Ю. Л. Геометрия и юстировка крупных зеркальных систем. — М.: ДПК Пресс, 2020. — 820 с., ил.
3. Справочник геодезиста, под редакцией Большакова В. Д., Левчука Г. П. — М.: Недра, 1966. — 984 с.
4. Большаков В. Д. и др. Высокоточные геодезические измерения для строительства и монтажа Большого серпуховского ускорителя. — М.: Недра, 1968. — 304 с.
5. Ямбаев Х. К. Геодезический контроль пря-

молинейности и соосности в строительстве. — М.: Недра, 1986. — 264 с.

6. Мазмишвили А. И. Способ наименьших квадратов. — М.: Недра, 1968. — 440 с.
7. V. M. Grigoryev, M. L. Demidov, D. Yu. Kolobov, V. A. Pulyaev, V. I. Skomorovsky, S. A. Chuprakov, AMOS team. Project of the large solar telescope with mirror 3 m in diameter // Solar-terrestrial Physics. 2020. Vol. 6. Iss 2. P. 14–29. DOI: 10.12737/stp-62202002.

УДК 629.78+621.378.32+528.2

НАБЛЮДЕНИЕ СВЕТОДИОДНЫХ ИСТОЧНИКОВ ИЗЛУЧЕНИЯ, РАЗМЕЩЁННЫХ НА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТАХ, НАЗЕМНЫМИ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫМИ СРЕДСТВАМИ

*Юрий Георгиевич Сухой — д-р техн. наук
Дарья Михайловна Кутузова
Татьяна Викторовна Никольская*

АО «НПК «СПП», info@nprk-spp.ru

В статье проанализирована возможность наблюдения космических светодиодных источников излучения наземными оптико-электронными средствами. Показаны преимущества и недостатки размещения светодиодных панелей видимого и инфракрасного диапазонов на малых и больших спутниках. Исследованы требования к электропитанию светодиодных источников, размещаемых на КА.

Ключевые слова: светодиод, светодиодная панель, светодиодная матрица, малый космический аппарат, кубсат.

OBSERVATION OF LED RADIATION SOURCES PLACED ON SATELLITES BY TERRESTRIAL OPTICAL AND ELECTRONIC MEANS

*Yury G. Sukhoy — Dr. Sc. (Technology)
Darya M. Kutuzova
Tatiana V. Nikolskaya*

JSC «RPC «PSI», info@nprk-spp.ru

The article analyzes the possibility of observing space LED radiation sources by ground-based optoelectronic means. Advantages and disadvantages of placing visible and infrared LED panels on small and large satellites are shown. The requirements for power supply of LED sources located on the spacecraft were investigated.

Keywords: LED, LED panel, LED matrix, small satellite, cubesat

В последнее время широкое распространение получили высокоэффективные источники излучения (мощные светодиоды) с малыми массогабаритными характеристиками. Это позволяет использовать их в качестве оптических маяков на космических аппаратах, что, наряду с другими средствами, может улучшить навигационное обеспечение КА. В работах [1–3] рассмотрены

возможности использования светодиодов в космических программах по исследованию Луны и Марса. Например, в работе [2] рассмотрена задача создания оптической системы глобального позиционирования на Луне, имеющей точность около одного метра. Для контроля положений световых лазерных маяков на поверхности Луны предложено использовать телекамеру, размещённую на борту искусственного спутника Луны. Показана возможность создания глобальной оптической лунной системы навигации. Вместе с тем, в настоящее время является актуальной задача определения координат наземных потребителей с использованием светодиодных источников излучения, размещённых на околоземных низкоорбитальных космических аппаратах, в том числе малых. Использование светодиодных оптических источников на КА, наряду с другими средствами, позволяет улучшить навигационное обеспечение космических и наземных потребителей. Характер сигнала светодиодного источника может быть дополнен кодировкой по цвету и частоте импульсов при работе в импульсном режиме, что обеспечит идентификацию космического аппарата без определения его орбиты и получения детальных оптических изображений. Возможность выбора светодиодов с разными углами излучения (узкий угол $-15\div30^\circ$, средний угол $30\div120^\circ$, широкий угол $120\div180^\circ$) обеспечивает управление направленностью света. В данной работе рассмотрены светодиоды ультрафиолетового излучения, видимого и ближнего инфракрасного диапазонов, входящих в окна прозрачности атмосферы. Для уточнения возможности регистрации светодиодных источников, расположенных на КА, в видимом и инфракрасном спектрах наземными оптико-электронными средствами проведены расчёты их наблюдаемой звёздной величины. В качестве рассматриваемых светодиодных источников выбраны следующие устройства: SMD (Surface-Mount Device), COB (Chip-on-Board) и высокомоощные диодные матрицы. SMD (Surface-Mount Device) — это диоды для поверхностного монтажа, которые могут быть однокристалльными или многокристалльными. Многокристалльные конструкции обеспечивают повышенную яркость. В устройствах COB

(Chip-on-Board) множество светодиодных кристаллов монтируются непосредственно на подложку и покрываются слоем люминофора. Они обеспечивают высокую плотность светового потока и однородное свечение. Высокомощные матрицы представляют из себя интегрированное множество светодиодных кристаллов в единый модуль с общей системой охлаждения. Обычно они применяются для освещения больших пространств, архитектурной подсветки, стадионов. Характеристики мощных светодиодов видимого диапазона представлены в таблице 1.

Таблица 1 — Характеристики мощных светодиодов видимого диапазона

Характеристика	Мощные светодиоды (1÷10Вт)	COB (Chip on Board)	Высокомощные матрицы
Градация по мощности, Вт	1÷10	Зависит от конструкции (10 и более Вт)	0÷100 (и более)
Световой поток, Лм	80÷1000	500÷15 000	5 000÷50 000
Сила света, Кд	20÷300	200÷5 000	1 000÷15 000
Угол излучения, °	90÷140	110÷180	90÷120
Энергоэффективность, Лм/Вт	100÷150	130÷180	140÷200
Прямой ток, мА	350÷1500	300÷2000	700÷5000
Прямое напряжение, В	2.8÷3.8	9÷36	24÷48
Потребляемая мощность, Вт	1÷6	3÷72	17÷240
Типоразмеры, мм	3.5×3.5÷15×15	9×9÷38×38	Модульная конструкция
Особенности	Отдельные кристаллы, возможен теплоотвод	Множество кристаллов на подложке, требуется теплоотвод	Множество кристаллов в одном модуле, требуется теплоотвод

Одиночные светодиоды видимого диапазона ввиду малого светового потока не подходят для

их наблюдения с Земли. Требуется использовать светодиодные панели. Высокомощные матрицы имеют очень большие потребляемые ток и мощность, требуют отвода тепла для предотвращения перегрева. Возможность использования источников энергии для питания мощных светодиодов видимого диапазона в космосе на КА определяется затратами энергии, представленными в таблице 2.

Таблица 2 — Затраты электроэнергии при использовании светодиодных источников различного типа

Характеристика	Мощные светодиоды (1 ÷ 10 Вт)	COB (Chip on Board)	Высокомощные матрицы
Прямой ток, мА	350÷1500	300÷2000	700÷5000
Прямое напряжение, В	2.8÷3.8	9÷36	24÷48
Потребляемая мощность, Вт	1÷6	3÷72	17÷240
Суточное потребление электроэнергии, Вт×ч	24÷144	72÷1728	408÷5760
Масса <i>Li-ion</i> батареи для 2 ч работы, г	15÷150	150÷750	750÷7500
Масса <i>Li-ion</i> батареи для 5 ч работы, г	40÷400	400÷2000	2000÷20000
Площадь солнечных арсенид галлиевых батарей, м ²	0.01÷0.03	0.015÷0.36	0.09÷1.2

Следует отметить, использование *NiMH* и свинцово кислотных батарей невозможно, так как *NiMH* батареи в 2–3 раза тяжелее *Li-ion* батарей при той же ёмкости, а свинцово кислотные батареи в 6÷10 раз тяжелее, чем *Li-ion* батареи. В связи с тем, что один виток низкоорбитального КА по времени составляет 1.5÷1.7 часа, приемлемой массы *Li-ion* батареи до 400 г хватает только на 2–3 витка, то есть на 5 часов из 24 суток для работы светодиода с потребляемой мощностью 6 Вт. Примеры мощных светодиодов видимого диапазона приведены в таблице 3.

Таблица 3 — Примеры мощных светодиодов видимого диапазона

Марка светодиода	Размер, мм (D - диаметр, H — высота)	I, А	U, В	P, Вт	Угол изл., °	Свет. поток, Лм	Особенность
ES-STAR-1W	20×20×8	0.35	3.8	1.33	120	110÷130	
SFNCHGOT XML-T6 XML2 5–10Вт	D=21 H=4.6	3	3.3	9.9	125	1040	теплоотвод
HESAI (170 мВт)	D=5	0.020	5	0.1	120÷140	2	
COB LED (3 Вт)	D=13÷26	0.3÷0.35	9÷12	2.7÷3.6	120	300	
BLD-DC-HPCOB-LED300W440440-W095–12 В	50×50×10	22	12–14	260÷300	120	20000	теплоотвод

Для светодиодной панели КА целесообразно подбирать светодиод мощностью $2\div4$ Вт, диаметром около 20 мм, со световым потоком 100–300 Лм, силой света около $50\div150$ Кд. Прямое падение напряжения на светодиоде обычно не менее $2.5\div3.5$ В при токе $1\div3$ А. Ввиду этого, на КА для подпитки светодиодной панели использование только аккумуляторных батарей является недостаточным, требуется питание от солнечных батарей (СБ). Рассмотрим панели размером 10×10 см, 20×20 см, 30×30 см из светодиодов типа ES-STAR-1W или COB LED с мощностью $2\div4$ Вт, диаметром 20 мм, световым потоком около 200 Лм и телесным углом излучения 120° . Характеристики таких панелей приведены в таблице 4.

Таблица 4 — Характеристики рассматриваемых светодиодных панелей

Размер светодиодной панели, см×см	10×10	20×20	30×30
Площадь панели, м²	0.01	0.04	0.09
Количество светодиодов	25	100	225
Светимость, Лм	5 000	20 000	45 000
Примерная яркость, Кд	2500	10 000	22 500
Телесный угол, °	120	120	120
Потребляемая мощность, Вт	75	300	675
Площадь солнечной батареи, м²	0.37	1.5	3.4
Размер солнечной батареи, см×см	60×60	120×120	185×185
Отношение $S_{сб}/S_{сп}$	36	37.5	37.8

В таблице 3 введены обозначения: $S_{сб}$ — площадь солнечной батареи, $S_{сп}$ — площадь светодиодной панели. Из соотношения $S_{сб}/S_{сп}$ следует, что для питания светодиодной панели площадь солнечных батарей должна быть примерно в $36\div38$ раз больше, чем площадь панели. Видимую звёздную величину m объекта, создающего на поверхности Земли освещённость E (в лк), определяют по формуле Погсона:

$$m = -2,5 \log_{10} E - 14,20,$$

где константа $-14,20$ соответствует нулевому потоку $F_0 \approx 2,54 \times 10^{-6}$ лк для эталонного источника нулевой звёздной величины в видимом диапазоне. Расчёт выполнен без учёта атмосферного поглощения и направленности излучения панели. В данной работе для расчёта освещённости по приведённой формуле

использовалась площадь поверхности Земли $S = 127\,516\,117\,977\,447$ м², исходя из того, что оптический широкоугольный телескоп должен видеть эту панель из любой точки поверхности Земли без перенацеливания светового потока, исходящего от панели. Расчёты величины светового потока и видимой звёздной величины панели с Земли при нахождении КА на высоте H над Землёй приведены в таблице 5.

Таблица 5 — Расчёты величины светового потока и видимой звёздной величины панели с Земли при нахождении КА на высоте H над Землёй

H , км	Телесный угол, °	Световой поток панели 10см×10см, Лм	Зв.вел.	Световой поток панели 20см×20см, Лм	Зв.вел.	Световой поток панели 30см×30см, Лм	Зв.вел.
—	120	5 000	—	20 000	—	45 000	—
500	86	3583	12.2	14333	10.7	32250	9.8
600	85	3542	12.2	14167	10.7	31875	9.8
700	84.4	3517	12.2	14067	10.7	31650	9.8
800	83.6	3483	12.2	13933	10.7	31350	9.8
900	82.6	3447	12.2	13767	10.7	30975	9.8
1000	81.6	3400	12.2	13600	10.7	30600	9.9
1100	81	3375	12.2	13500	10.7	30375	9.9
1200	80	3333	12.3	13333	10.8	30000	9.9

На рисунке 1 показана зависимость звёздной величины от стороны квадратной панели для высот 500–1000 км.

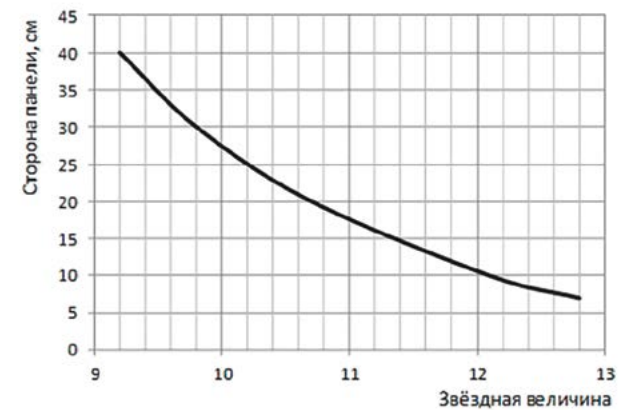


Рисунок 1 — Зависимость видимой звёздной величины от стороны квадратной панели для высот $500\div1000$ км

Многоканальный широкопольный мониторинговый телескоп ММТ-9 (размер апертуры

71 мм) в СОН «Архыз», несмотря на то, что расположен в благоприятных для наблюдения условиях, имеет предел проницаемости по движущимся объектам 10.5^m при поле зрения канала $11^\circ \times 9.5^\circ$ и пространственном разрешении $15.7''$. Ввиду этого панель должна иметь сторону более 20 см. А для достижения 9-й звёздной величины панель должна быть размером более 40 см, то есть на корпус малого КА типа кубсат она может не поместиться из-за наличия на корпусе другой аппаратуры. Рассмотрим теперь возможность применения светодиодов инфракрасного диапазона. Характеристика светодиодов инфракрасного диапазона с длиной волны 850 нм и углом излучения более 80° представлена в таблице 6.

Таблица 6 — Характеристика светодиодов инфракрасного диапазона и требования по их электропитанию

Параметр	Малая мощность	Средняя мощность	Большая мощность
Мощность излучения, Вт	0.1	0.1÷1	1÷5
Ток (непрерывный), А	До 0.050	0.05÷0.35	0.35÷1.5
Напряжение, В	1.3÷1.5	1.5÷1.6	1.6÷1.9
Теплоотвод	Не требуется или минимальный	Умеренный (радиатор небольшой площади)	Мощный (крупный радиатор или активное охлаждение)
Ток в импульсном кратковременном режиме, А	1÷2	2÷5	5÷10
Типичные модели	L-53SF6C (модификация с широким углом)	У-190Б-1 (модификация), L-7113F3C (широкий угол)	OSRAM IR OSLO Black (широкий угол), У-176Б-1 (модуль), МИК-4 (модуль)
Требуемая ёмкость батареи для 1 часа работы, А·ч	0.05÷0.1	0.35÷1	1÷5 и более
Возможный тип батареи для 1 часа работы	CR2032 (литиевая таблетка), 1/2 AA	18650.2×CR123A	2÷4×18650, LiPo-пакет
Примерная масса батареи для 1 часа работы, г	5÷7 (CR2032)	40÷50 (1×18650) или 30÷40 (2×CR123A)	80÷200 г (2÷4×18650) или 100÷300 (LiPo-пакет)

В таблице 6: CR2032 — литиевая дисковая батарейка («таблетка») диаметром 2 см; 1/2 AA — цилиндрическая батарейка вдвое меньшая, чем AA; CR123A — литиевый элемент питания (батарейка) типоразмера CR123A (17×34.5 мм); 18650 — типоразмер литий-ионного (Li-ion) аккумулятора цилиндрической формы (18 мм — диаметр, 65 мм — длина, «0» — форма). Из таблицы следует, что одного, даже очень мощного, инфракрасного светодиода с питанием от аккумуляторной батареи малого размера хватает только на 1 час работы. Характеристика системы электропитания для светодиодов ИК-диапазона с длиной волны 850 нм и углом излучения более 80° для длительной работы в космосе при использовании только аккумуляторных батарей и только СБ приведена в таблице 7.

Таблица 7 — Характеристика системы электропитания для светодиодов ИК-диапазона с длиной волны 850 нм и углом излучения более 80° для длительной работы в космосе

Параметр	Малая мощность	Средняя мощность	Большая мощность
Требуемая ёмкость батареи для 180 дней работы, А·ч	460	1840	9200
Примерная масса батареи для 180 дней работы, кг	6÷7 для Li-ion 3÷4 для Li-SOCl ₂	24÷28 для Li-ion, 12÷16 для Li-SOCl ₂	120÷140 для Li-ion, 60÷80 для Li-SOCl ₂
Температурный диапазон, °C	–55÷85 для Li-SOCl ₂ , –20÷60 для Li ion	Аналогично	Аналогично, необходимо охлаждение
Система подогрева для работы в космосе (–100°)	Химическая грелка	РИТЭГ малой мощности	РИТЭГ + активная терморегуляция
Масса системы электропитания для 10 светодиодов, кг	23÷46	92÷276	460÷1380
Площадь панели СБ для питания 1 светодиода, см ²	6	25	110
Размер панели СБ для питания 1 светодиода, см×см	2×3	5×5	10×11
Размер панели СБ для 10 светодиодов, см×см	6×10	10×25	30×40

В таблице 7: Li-SOCl₂ — литий-тионил-хлоридная батарея; РИТЭГ — радиоизотопный термоэлектрический генератор. Следует отметить, что размеры ИК-светодиода OSRAM IR OSLON зависят от модели. Например, у модели SFH 4715AS они составляют 3.75×3.75 мм (самый миниатюрный). 10 светодиодов (панель 2×5) имеют площадь 0.75 см×1.9 см = 1.4 см². Отношение площади СБ к площади ИК светодиодной панели = 1200/1.4 = 857. Светодиод малой мощности L-53SF6C имеет размер 5×5 мм. 10 светодиодов L-53SF6C имеют площадь 2.5 см². Отношение площади СБ к площади ИК светодиодной панели = 60/2.5 = 24. Из таблицы 7 и приведённых расчётов следует, что для длительной работы аккумуляторные батареи не подходят, целесообразно использовать солнечные батареи. Кроме этого, следует иметь ввиду, что большинство стандартных батарей (Li-ion, Li-Po, LiFePO₄) полностью теряют работоспособность уже при температурах от –40 до –60 °С.

Для ИК-диапазона 850 нм также проведён расчёт звёздной величины. Для этого использовалась формула Погсона с учётом того, что разрешение телескопа в инфракрасном диапазоне 850÷950 нм, по сравнению с видимым, в 1.64 раза хуже, что эквивалентно потере 1.07 звёздной величины при регистрации яркости точечных источников. Ввиду этого формула для расчёта звёздной величины в ИК-диапазоне имеет вид

$$m = -2.5 \log((P/R^2)/F_{\text{ИК}}) + 1.07,$$

где P — мощность инфракрасного светодиода; R — расстояние от потребителя до КА (для упрощения использована высота полёта КА); $F_{\text{ИК}} \approx 1,15 \times 10^{-8}$ Вт/м² — поток мощности от эталонного источника с нулевой звёздной величиной в инфракрасном диапазоне волн 850÷950 нм.

В таблице 8 результаты расчёта звёздной величины для одного ИК-светодиода разной мощности в зависимости от расстояния до КА.

Таблица 8 — Звёздная величина одного ИК-светодиода разной мощности в зависимости от расстояния до КА

Расстояние до КА, км	Зв. величина для светодиода 100 мВт	Зв. величина для светодиода 500 мВт	Зв. величина для светодиода 2000 мВт
500	12.2	10.5	9.0
600	12.6	10.9	9.4
700	12.9	11.2	9.7
800	13.2	11.5	10.0

900	13.5	11.7	10.2
1000	13.7	12.0	10.5
1100	13.9	12.2	10.7
1200	14.1	12.4	10.9

Из анализа таблицы 8 можно сделать вывод, что даже очень мощные ИК-светодиоды на расстоянии 800÷1000 км видны как 10-я звёздная величина. Это свидетельствует о необходимости использования светодиодных панелей из ИК-светодиодов, а для их электропитания использовать солнечные батареи. Рассмотрена также возможность использования на КА светодиодов ультрафиолетового излучения. Выявлено, что использование ультрафиолетовых (УФ) светодиодов нерационально, так как ультрафиолетовое излучение сильно поглощается атмосферой Земли, особенно в нижних слоях, и для его фиксации требуются специализированные УФ-детекторы. Кроме этого, ультрафиолетовое излучение светодиодов, расположенных на КА, при наблюдении с Земли сильно подвержено влиянию фоновых помех, например, от ультрафиолетового излучения Солнца. Следует также отметить, что при одинаковом энергопотреблении инфракрасные светодиоды в диапазоне излучения 850÷900 нм обладают излучающей мощностью в 2÷5 раз большей, чем ультрафиолетовые в диапазоне 320÷380 нм.

На основании проведённых исследований можно отметить следующее. В случае использования светодиодных панелей видимого диапазона при напряжении питания светодиодов 10 В сила тока составляет 0.3 А, умноженная на количество светодиодов в панели. Для панели 10×10 см, состоящей из 25 мощных светодиодов видимого диапазона, сила тока источника питания должна составлять 7.5 А, для панели 20 см×20 см — 30 А, для панели 30 см×30 см — 67.5 А. Ввиду этого на КА для подпитки даже небольшой светодиодной панели 10 см×10 см требуется питание от солнечных батарей или аккумулятор автомобильного типа массой около 20 кг. На высотах 500÷1000 км звёздная величина панели 10 см×10 см составляет 12.2^m, панели 20х20 см — 10.7^m, панели 30х30 см — 9.8^m, ввиду этого с использованием простой широкоугольной камеры различить панель на фоне звёздного неба затруднительно. Для работы со светодиодными панелями необходим телескоп с апертурой рефрактора не менее

60÷70 мм, рефлектора — не менее 70÷80 мм и при условии отсутствия возмущающих факторов. Для ИК-диапазона возможно создание компактных светодиодных панелей и их размещение на малых, средних и больших спутниках, однако требуется использование электроэнергии от солнечных батарей. Размещение светодиодных панелей, как видимого, так и инфракрасного диапазонов, на малых спутниках типа кубсатов затруднительно из-за ограниченной площади на поверхности спутника, ограничений по электропитанию и влияния светодиодных панелей на работу оптической аппаратуры. Например, установка светодиодных источников (СИ) на существующие кубсаты типа «Геоскан» затруднительна в виду следующих факторов: отсутствует достаточное по площади место для их размещения; отсутствует достаточное для СИ электропитание большой мощности (на «Геоскан 3U» доступная мощность полезной нагрузки (ПН) составляет 15 Вт, максимальная масса ПН — 6 кг); стандартный размер солнечных батарей «Геоскан 16U» рассчитан в основном на служебные системы; необходима защита камер, смотрящих на Землю от засветки. Возможно размещение светодиодных панелей на кубсатах при использовании дополнительных солнечных батарей. Размещение светодиодных панелей на больших низкоорбитальных КА требует проработки в части размещения, системы электропитания, засветки оптических приборов, управления работой панелей, а также согласования размещения панелей не в ущерб размещению аппаратуры для выполнения целевых задач. Возможно создание спутников-астроориентиров среднего размера (1÷2 м) с солнечными батареями для питания больших светодиодных панелей видимого и инфракрасного диапазонов, для чего целесообразно провести отдельные исследования. Следует также отметить, что применение светодиодов ближнего инфракрасного диапазона, попадающего в окна прозрачности атмосферы Земли, для навигации наземных потребителей имеют преимущество перед светодиодами видимого спектра по оптической мощности излучения.

ЛИТЕРАТУРА

1. Багров А. В., Вернигора Л. В., Вятлев П. А., Мартынов М. Б., Папченко Б. Н., Сысоев В. К. Создание светодиодных оптических маяков для космических аппаратов // Вестник НПО им. С. А. Лавочкина. 2011. № 4. с. 37–43.
2. Багров А. В., Барабанов А. А., Вернигора Л. В., Вятлев П. А., Мартынов М. Б., Пичхадзе К. М., Сысоев В. К. Применение лазерных диодных маяков для определения координат космических и наземных объектов // Космические исследования. 2013. Т. 51, № 5. с. 419–427.
3. Вернигора Л. В., Пичхадзе К. М., Сысоев В. К. Анализ параметров излучателя оптического маяка для системы навигации космических аппаратов // Труды МАИ. 2017. № 95. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=84553>.
1. Багров А. В., Вернигора Л. В., Вятлев П. А., Мартынов М. Б., Папченко Б. Н., Сысоев В. К. Создание светодиодных оптических маяков для космических аппаратов // Вестник НПО

УДК: 629.78:621.396

МЕТОД СТАБИЛИЗАЦИИ ВЫСОКОСКОРОСТНОГО ЛАЗЕРНОГО ВОСХОДЯЩЕГО КАНАЛА СВЯЗИ*Мурашкин Вячеслав Владимирович — канд. техн. наук**Алыбин Кирилл Вячеславович**Лозов Роман Константинович**Макаров Дмитрий Константинович**Масловец Маргарита Вячеславовна**АО «НПК «СПП», info@npk-spp.ru*

В статье проведено моделирование влияния атмосферной турбулентности на восходящий канал связи. Для преодоления эффектов уширения и блуждания пучка, а также фазовых искажений, предложен метод стабилизации, основанный на использовании когерентного многолучевого передатчика с ортогональной поляризацией. Предложены технические рекомендации по созданию наземного терминала.

Ключевые слова: *восходящий канал, атмосферная турбулентность, лазерная связь, наземный терминал.*

HIGH-SPEED LASER UPLINK STABILIZATION METHOD*Murashkin Vyacheslav Vladimirovich — PhD in Engineering**Alybin Kirill Vyacheslavovich**Lozov Roman Konstantinovich**Makarov Dmitry Konstantinovich**Maslovets Margarita Vyacheslavovna**JSC «RPC «PSI», info@npk-spp.ru*

The article discusses modeling of the atmospheric turbulence effects on the uplink communication channel has been performed. To overcome the effects of beam broadening and wandering, as well as phase distortion, a stabilization method is proposed based on the use of a coherent multipath transmitter with orthogonal polarization. Technical recommendations for the creation of a ground terminal are proposed.

Keywords: *uplink channel, atmospheric turbulence, laser communication, ground terminal.*

Развитие космических технологий и цифровой экономики привело к формированию

качественно нового тренда — созданию распределённой вычислительной инфраструктуры в космическом пространстве. Вместо традиционной роли простых ретрансляторов сигналов космические аппараты (КА) всё чаще рассматриваются как автономные вычислительные узлы или даже элементы орбитальных и внеземных центров обработки и хранения данных (ЦОД). Эффективное управление такой распределённой сетью предъявляет требования к восходящим каналам связи (Земля—КА). Необходимы скорости передачи данных в восходящем направлении от 1 Гбит/с при высокой стабильности и надёжности канала. Традиционные радиочастотные системы (S/X/Ка-диапазоны) в силу фундаментальных ограничений по полосе пропускания и соотношению сигнал/шум не способны обеспечить требуемые скорости в 1÷100 Гбит/с, делая передачу терабайтных массивов данных непрактичной. Лазерная связь представляется единственным технически реализуемым решением для обеспечения гигабитных и терабитных скоростей передачи данных. Однако её практическая реализация сталкивается с серьёзными ограничениями, обусловленными влиянием атмосферной турбулентности на характеристики лазерного излучения. Для понимания механизмов деградации качества связи и разработки методов её стабилизации необходимо детально проанализировать физические процессы, происходящие при распространении лазерного излучения в турбулентной атмосфере. Анализ воздействия атмосферной турбулентности на лазерный пучок в высокоскоростной восходящей линии показал, что имеются три основных эффекта и их международные экспериментальные исследования:

1. Эффект уширения пучка. Атмосферные микровихри действуют как множество случайных линз, приводя к угловой дисперсии излучения и увеличению его поперечного размера в плоскости приёмной апертуры. При превышении диаметром пучка параметра Фрида r_0 пучок подвергается уширению и структурной деградации, фрагментируясь на спекловую структуру, что ведёт к падению плотности мощности на приёме.

2. Эффект «блуждания» пучка. Атмосферные макровихри вызывают случайные угловые отклонения луча как единого целого, что является основной причиной полного прерывания канала связи. Лабораторные эксперименты в контролируемых условиях с использованием атмосферных камер [1, 2] показали линейную зависимость дисперсии смещения центра пучка от градиента температуры и выявили существование оптимального диаметра передающего пучка, при котором совокупное влияние «блуждания» и сцинтилляций на BER минимально. Также в рамках проекта OICETS [3, 4] были проведены натурные эксперименты, которые показали, что использование нескольких пространственно-разнесённых передающих пучков (многолучевые системы) позволяет статистически усреднить флуктуации, вызванные макровихрями, и существенно повысить стабильность мощности на приёмнике. Однако в данных экспериментах использовалась некогерентная схема передачи, техническая реализация которой для скоростей выше 1 Гбит/с сопряжена с принципиальными трудностями синхронизации фронтов импульсов и фундаментальными ограничениями, накладываемыми длиной когерентности полупроводниковых лазерных источников.

3. Фазовые искажения и интерференционные эффекты: случайный набег фазы, индуцированный турбулентностью, может привести к деструктивной интерференции (при разности фаз, близкой к π), которая вызывает хаотические флуктуации результирующей интенсивности в плоскости приёма, дестабилизируя восходящий канал и приводя к повышению BER.

Для количественной оценки влияния указанных эффектов на стабильность канала связи и разработки эффективных методов их компенсации необходимо построить математическую модель, учитывающую все ключевые факторы распространения лазерного излучения в турбулентной атмосфере. Проектирование стабильного высокоскоростного восходящего лазерного канала связи, устойчивого к атмосферной турбулентности, требует комплексного математического моделирования, учитывающего основные дестабилизирующие факторы.

Первым шагом моделирования является расчёт C_n^2 с помощью модели PAMELA (Profile of Atmospheric Meteorology and Exchange of Latent

heat). Эта модель учитывает комплекс параметров: высоту над уровнем моря, коэффициент облачности, атмосферное давление, скорость ветра, тип местности через длину шероховатости, температуру, время суток и день года. Для сильной турбулентности параметр Фрида $r_0 = 3$ см.

Тогда уширение пучка в турбулентной среде описывается зависимостью:

$$w_{z_{\text{ATM}}}(z, \zeta) = w_z \left[1 + \left(\frac{2\sqrt{2}w_0}{r_0(z, \zeta)} \right)^{5/3} \right]^{3/5}, \quad (1)$$

где z — дистанция связи; ζ — зенитный угол; $r_0(z, \zeta)$ — параметр Фрида; w_0 — радиус пучка на выходе из апертуры наземного терминала; w_z — радиус пучка на расстоянии $z(\zeta)$ без влияния атмосферы.

Моделирование показало, что для минимизации уширения и предотвращения образования спекл-структуры необходимо выполнение условия $\frac{2w_0}{r_0} < 1$. Это приводит к оптимальному диаметру пучка на выходе передатчика, не превышающему 20 мм. Эффект «блуждания» пучка, являющийся основной причиной срыва связи, характеризуется СКО отклонения светового пучка от заданной оси $< r_c^2 >$:

$$< r_c^2 > = 0,54 \left(\frac{z(\zeta)}{\cos(\zeta)} \right)^2 \left(\frac{\lambda}{2w_0} \right)^2 \left(\frac{2w_0}{r_0(z, \zeta)} \right)^{5/3}, \quad (2)$$

где λ — длина волны.

Расчёты подтвердили, что при сильной турбулентности отклонение одиночного пучка может превышать его размер, делая канал неустойчивым. Статистическое усреднение этой ошибки возможно только при использовании нескольких пространственно разнесённых (на расстояние больше, чем параметр Фрида) пучков.

Фазовый набег $\sigma_s^2(z, \zeta)$ определяется как СКО [5]:

$$\sigma_s^2(z, \zeta) = 0,782 \cdot \left(\frac{2\pi}{\lambda} \right)^2 \left(\frac{1}{L_0} \right)^{5/3} \cdot \int_0^{z(\zeta)} C_n^2(7, h) dh, \quad (3)$$

где L_0 — внешний размер вихря.

СКО фазовых флуктуаций в условиях сильной турбулентности может превышать π , что создаёт высокую вероятность деструктивной интерференции в когерентной многолучевой

системе. Одним из важных результатов моделирования является зависимость стабильности канала от количества передающих пучков. Моделирование, проведённое для условий сильной турбулентности, показало, что СКО интенсивности σ в плоскости приёмной апертуры уменьшается с увеличением количества пучков n по закону:

$$\sigma(n) \sim \frac{1}{\sqrt{n}}. \quad (4)$$

Итоговый энергетический расчёт высокоскоростного восходящего канала проводится с учётом всех атмосферных потерь и ошибок наведения. Интенсивность сигнала I в плоскости приёмника описывается выражением:

$$I(z, \zeta) = \frac{P_{\Pi}}{\pi w_{\text{ATM}}^2(z, \zeta)} e^{-2 \frac{\epsilon_X^2 + \epsilon_Y^2}{w_{\text{ATM}}^2(z, \zeta)}}, \quad (5)$$

где P_{Π} — мощность передатчика; ϵ_X и ϵ_Y — суммарные ошибки наведения, включающие несостоятельность, ошибку системы слежения и случайное блуждание пучка. Используя формулу (5) в расчётах, было получено распределение интенсивности в плоскости бортового терминала (рисунок 1).

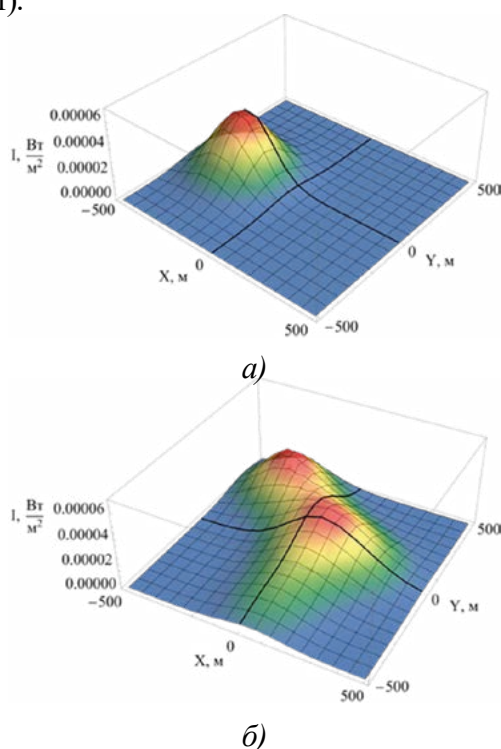


Рисунок 1 — При сильной атмосферной турбулентности распределение интенсивности в плоскости бортового терминала:
а) 1 пучка; б) 8 пучков

Изображения наглядно демонстрируют качественное различие между однолучевой и многолучевой системами. При сильной турбулентности и одном пучке наблюдается сильное уширение и «блуждание» пучка, приводящей к его полному выходу за пределы приёмной апертуры, что означает неизбежный срыв связи. При сильной турбулентности и восьми когерентных пучках несмотря на сильное «блуждание» отдельных пучков, их пространственное разнесение гарантирует, что значительная часть энергии остаётся в пределах апертуры. Однако возникает проблема деструктивной интерференции, которая может свести сигнал к минимуму. Для многолучевой когерентной системы с учётом интерференционных эффектов требуемая мощность передатчика определяется с использованием векторного сложения полей. Для системы с ортогональной поляризацией (разделение на $N/2$ пучков в каждой поляризации) уравнение имеет вид:

$$P_{\Pi}(z, \zeta) \propto \frac{4P_{\Pi\Pi}(z, \zeta)}{d^2 \tau_{\Pi} \tau_{\Pi\Pi} \tau_{\text{ATM}}(z, \zeta) \cdot \left| \left\{ \sum_1^N \vec{E}_n(z, \zeta); \sum_1^N \vec{E}_n(z, \zeta) \right\} \right|^2}, \quad (6)$$

где $\vec{E}_n(z, \zeta)$ — вектор напряжённости электрического поля одного пучка; d — приёмная апертура бортового терминала; τ_{Π} — коэффициент пропускания оптической схемы наземного терминала; $\tau_{\Pi\Pi}$ — коэффициент пропускания оптической схемы бортового терминала; $\tau_{\text{ATM}}(z, \zeta)$ — коэффициент пропускания атмосферы.

Применение формулы (5) позволило провести серию из 1000 статистических расчётов, результаты которых представлены на рисунке 2.

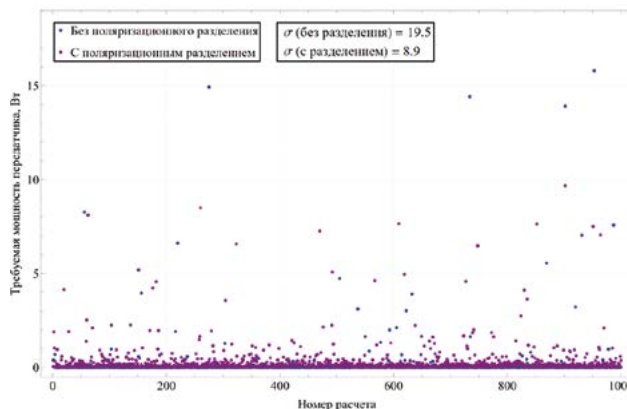


Рисунок 2 — Зависимость требуемой мощности передатчика от номера расчёта: с введением поляризационного разделения и без

На графике сравнивается зависимость требуемой мощности передатчика от номера расчёта с введением поляризационного разделения и без него для условий сильной турбулентности. Как видно из рисунка 3 применение ортогональной поляризации снижает СКО требуемой мощности передатчика примерно в 2 раза, подтверждая эффективность метода для стабилизации канала. Этот результат является ключевым доказательством эффективности ортогональной поляризации как метода борьбы с деструктивной интерференцией, обеспечивающего значительно более стабильные энергетические характеристики системы.

На основе математической модели для обеспечения стабильной работы высокоскоростного восходящего лазерного канала связи на скоростях, превышающих 1 Гбит/с, в условиях сильной атмосферной турбулентности разработан комплексный метод, основанный на применении когерентного многолучевого передатчика и оптимизированной системы точного наведения.

Метод базируется на пяти фундаментальных требованиях:

1. Использование когерентного сложения пучков является обязательным условием для осуществления высокоскоростной восходящей линии связи. Попытки применения некогерентного сложения пучков для стабилизации канала на скоростях свыше 1 Гбит/с наталкиваются на непреодолимые физико-технические барьеры:
- техническая сложность синхронизации: синхронизация нескольких независимых лазерных источников на частотах более 1 ГГц становится практически нереализуемой из-за влияния паразитных ёмкостей и индуктивностей в цепях управления;
- ограничение длиной когерентности: для типичных передающих модулей длина когерентности составляет величину, сопоставимую с требуемой точностью синхронизации фронтов импульсов, что делает физически невозможным разнесение пучков на расстояние, достаточное для их некогерентного сложения в дальней зоне.

Таким образом, для целевых скоростей передачи единственно возможным является путь использования когерентной многолучевой схемы. Оптимальная конфигурация передатчика предполагает использование чётного количества когерентных пучков.

2. Оптимальным является применение 8 пучков с возможностью адаптации конфигурации: уменьшения до 6 или увеличения до 10 пучков при сохранении условия чётности. Это требование обусловлено необходимостью реализации попарной ортогональной поляризации, при которой пучки разделяются на две равные группы с взаимно ортогональными состояниями поляризации (например, вертикальной и горизонтальной). Такое разделение позволяет минимизировать влияние деструктивной интерференции, возникающей из-за случайного набега фазы в турбулентной атмосфере.
3. Диаметр каждого пучка на выходе передающей системы должен быть ограничен значением, не превышающим параметр Фрида для сильной турбулентности:

$$\frac{2w_0}{r_0} < 1, \quad (7)$$

где w_0 — радиус пучка, r_0 — параметр Фрида.

Такой подход предотвращает чрезмерное уширение, образования спекловой структуры и потерю пространственной когерентности.

4. Строгая синхронизация фронтов информационных импульсов во всех пучках критически важна при использовании ООК-модуляции. Точность выравнивания должна быть не хуже длительности фронта импульса, чтобы обеспечить идентичность передаваемого символа в пределах одного тактового интервала:

$$L_{\text{вф}} = 0,1 \cdot c \cdot \frac{1}{f}, \quad (8)$$

где $L_{\text{вф}}$ — длина выравнивания фронтов; c — скорость света; f — полоса пропускания канала; коэффициент 0,1 необходим для учета длительности фронта импульса.

5. Оптимальная архитектура системы наведения для многолучевой системы строится на использовании общей пьезоэлектрической платформы (подвижного зеркала) и единой матрицы пеленгатора для всех пучков, сопряжённых через единый телескопический блок. Сравнительный анализ возможных архитектур контура точного наведения для многолучевого передатчика представлена в таблице 1.

Таблица 1 — Архитектура контура точного наведения

Первый вариант.	Второй вариант.	Третий вариант.
Суммарная динамическая ошибка (СКО), "		
16.6	18.3	18
Суммарная статическая ошибка (максимально возможная), "		
—	—	2

В первом варианте таблицы 1 приведены данные для независимых пьезоэлектрических платформ и матрицы контура точного наведения для каждого из N пучков (N — количество апертур). Второй вариант дан для независимых пьезоэлектрических платформ для каждого из N пучков, но одной матрицы контура точного наведения (количество апертур: 1 или N). Третий вариант представлен для общей пьезоэлектрической платформы и одной матрицы контура точного наведения для всех N пучков (количество апертур: 1). Из таблицы 1 видно, что схема с одной пьезоэлектрической платформой и одной матрицей пеленгатора для всех пучков является оптимальной. Анализ ошибок наведения для условий сильной турбулентности демонстрирует, что динамическая точность такой системы уступает варианту с полностью независимыми контурами всего на 7–8 %.

Преимущества данной архитектуры:

- обеспечивает наилучший баланс между точностными характеристиками, массогабаритными показателями и энергопотреблением;
- существенное упрощение конструкции и повышение её надёжности по сравнению с системами, использующими независимые контуры наведения для каждого пучка;
- незначительное снижение динамической точности легко компенсируется соответствующим увеличением расходимости излучения.

Все эти преимущества обеспечивают дешевизну и серийность изделия, необходимых для обеспечения высокоскоростного восходящего канала для работы со спутниками ЦОД. Предложенный метод представляет собой системное решение, в котором когерентный многолучевой передатчик (с чётным количеством пучков и ортогональной поляризацией), прецизионная синхронизация импульсов и оптимизированная единая система наведения работают как единый комплекс. Этот подход позволяет преодолеть фундаментальные ограничения,

накладываемые атмосферной турбулентностью, и обеспечивает теоретическую и практическую основу для создания стабильного высокоскоростного восходящего лазерного канала связи. На основе метода стабилизации высокоскоростного восходящего канала связи предложены рекомендации по разработке многолучевого когерентного передатчика, системы точного наведения и на их основе — наземного терминала. Ключевым моментом является конструктивное решение — барабан с направляющими, на котором закреплены объективы передатчика. Это позволит варьировать положение каждого объектива для компенсации разности хода в волоконных трактах, вызванной различием длин волокон от волоконных усилителей, и установления синхронизации фронтов информационных импульсов. Конструкция барабана рассчитана для условий 6 когерентных передающих пучков. Каждый пучок передает информацию — 2 Гбит/с. Барабан позволит компенсировать разность хода в волоконных трактах путем варьирования положения каждого волоконного коллиматора. Для скорости 2 Гбит/с требуемая точность выравнивания пути составляет ± 12 мм. Также предлагается интеграция передающего и приемного блоков, и систем грубого и точного наведения, на общей апертуре телескопа. Такая интеграция, с одной стороны, обеспечит соосность передающего и приемного каналов, а с другой — позволит создать компактную и жесткую оптико-механическую конструкцию, важную для обеспечения стабильности связи. Передающий и приемный блоки используют общую систему наведения, которая отслеживает маяк КА и компенсирует как атмосферные искажения, так и угловое движение аппарата.

Таким образом, в статье предложена математическая модель для расчета восходящего лазерного канала, описывающая влияние таких факторов атмосферной турбулентности, как уширение пучка, его блуждание и фазовый набег. Теоретически обосновано, что для преодоления данных эффектов необходим переход к многолучевой когерентной архитектуре передатчика с четным количеством пучков и попарной ортогональной поляризацией, что позволяет подавить деструктивную интерференцию икратно снизить флуктуации интенсивности излучения. На основе математической модели сформулирован метод стабилизации канала связи, основанный на когерентном

сложении пучков, ограничении их выходного диаметра параметром Фрида и строгой синхронизации фронтов информационных импульсов. Предложены технические решения по созданию наземного терминала. Выделены ключевые конструктивные узлы, такие как специализированный барабан для прецизионной компенсации разности хода в волоконных трактах, а также оптимизированная единая архитектура системы наведения на базе общей пьезоэлектрической платформы и матрицы пеленгатора для всех пучков. Это обеспечит оптимальный баланс между высокой точностью наведения, компактностью и надежностью оптико-электронного комплекса.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Kaushal H. et al. *Experimental study on beam wander under varying atmospheric turbulence conditions* //IEEE Photonics Technology Letters. — 2011. — Т. 23. — № . 22. — p. 1691–1693.
2. Kaushal H. et al. *Experimental investigation of optimum beam size for FSO uplink* //Optics communications. — 2017. — Т. 400. — с. 106–114.
3. Toyoshima M. et al. *Laser beam propagation in ground-to-OICETS laser communication experiments* //Atmospheric Propagation IV. — SPIE, 2007. — Т. 6551. — p. 104–115.
4. Toyoshima M. et al. *Overview of the laser communication system for the NICT optical ground station and laser communication experiments on ground-to-satellite links* //Journal of the National Institute of Information and Communications Technology. — 2012. — Т. 59. — № . 1.2. — p. 53–75.
5. Andrews L. C., Phillips R. L. *Laser Beam Propagation through Random Media*. 2nd ed. — SPIE Press, 2005. p. 57–82.

УДК 004.932

АЛГОРИТМЫ КОМПРЕССИИ СИГНАЛОВ НА ОСНОВЕ ПОФРАГМЕНТНОЙ ПОЛИНОМИАЛЬНОЙ АППРОКСИМАЦИИ

Сергей Геннадьевич Глотов — канд. техн. наук

Евгений Олегович Зотьев

АО «НПК «СПП», info@npk-spp.ru

В статье рассматривается метод компрессии одномерных сигналов и строк полутонных растровых изображений, основанный на разбиении наблюдаемого сигнала на участки непрерывности и аппроксимации выделенных фрагментов полиномиальными моделями. Актуальность работы обусловлена необходимостью передачи архивов визуальной и измерительной информации по каналам с ограниченной пропускной способностью, в том числе в задачах дистанционного наблюдения и автономной регистрации данных. Цель исследования состоит в формализации алгоритма сжатия, уточнении критериев выбора сжимаемых фрагментов и экспериментальной оценке компромисса между коэффициентом сжатия и ошибкой восстановления. Предложенная процедура включает обнаружение границ, оценку параметров методом наименьших квадратов, запись компактного набора начальных отсчетов и конечных разностей, а также рекурсивную декомпрессию. Полученные результаты подтверждают перспективность сохранения контрастных границ без существенного размытия и указывают на возможность дальнейшего повышения эффективности при переходе к двумерной обработке.

Ключевые слова: сжатие сигналов, компрессия изображений, полиномиальная аппроксимация, метод наименьших квадратов, обнаружение границ.

SIGNAL COMPRESSION ALGORITHMS BASED ON FRAGMENTED POLYNOMIAL APPROXIMATION

Sergey G. Glotov — Cand. Sc. (Technology)
Evgenii O. Zotiev

JSC «RPC «PSI», info@npk-spp.ru

for one-dimensional signals and scanlines of grayscale raster images. The method is based on segmenting an observed signal into continuous segments and approximating the selected fragments by polynomial models.

The research is relevant for the transmission of visual and measurement data over channels with limited bandwidth, particularly in remote sensing and autonomous data logging applications. The goal of the study is to formalize the compression algorithm, refine criteria for selecting compressible segments, and experimentally evaluate the trade-off between compression ratio and reconstruction error. The proposed procedure includes boundary detection, least-squares estimation of model parameters, compact representation through initial samples and finite differences, and recursive decompression. The results indicate that the method can preserve contrast boundaries without significant blurring and reduce typical smoothing artifacts of transform-based compression. They also point to the potential for further efficiency gains by extending the method to two-dimensional processing.

Keywords: signal compression, image compression, polynomial approximation, least squares, boundary detection.

Современные датчики цифровой информации формируют большие массивы визуальных и измерительных данных. При передаче с мобильных или удаленных устройств наблюдения в центр обработки возникают ограничения по пропускной способности канала связи, энергопотреблению и объему доступной памяти. Для задач дистанционного зондирования Земли, автономного видеонаблюдения и регистрации телеметрических сигналов это приводит к необходимости предварительной архивации данных непосредственно на стороне источника [1]. Традиционные алгоритмы сжатия изображений, основанные на блочных ортогональных преобразованиях, эффективны для широкого класса сцен, однако при больших коэффициентах сжатия могут приводить к блочным артефактам и сглаживанию контрастных границ. В задачах технического зрения и последующего измерительного анализа такие искажения особенно

нежелательны, поскольку границы объектов, локальные контрастные детали и перепады яркости часто несут важную визуальную информацию. Научная проблема состоит в разработке способа представления сигнала, который уменьшает объем данных, но сохраняет значимые участки структуры изображения.

В настоящей работе рассматривается пофрагментный подход: сигнал разбивается на участки непрерывности, гладкие фрагменты аппроксимируются полиномами малого порядка, а участки с резкими перепадами или точечными объектами сохраняются без преобразования. Цель работы — разработать и экспериментально оценить алгоритм компрессии, основанный на полиномиальной аппроксимации фрагментов сигнала. Для этой цели решаются следующие задачи:

- формализация математической модели сжимаемого фрагмента сигнала;
- описание процедуры обнаружения границ и выбора участков, допускающих аппроксимацию;
- задание структуры сжатого потока данных для совместного хранения исходных и аппроксимированных фрагментов;
- определение критериев оценки эффективности: относительная ошибка восстановления, коэффициент сжатия и нормированная мера компромисса;
- проведение экспериментального сравнения режимов с разными значениями L и порядками полинома m ;
- формулировка ограничений метода и направления дальнейшего развития.

Объект исследования — цифровые одномерные сигналы и строки полутоновых растровых изображений. Предмет исследования — алгоритмы пофрагментной компрессии с потерями или с заданным уровнем допустимого искажения. Рассмотрим теоретические основы метода. В качестве исходной посылки для описания модели аппроксимируемого сигнала используется представление сигналов определенного класса функциями, допускающими быструю рекурсивную распаковку [2]. Общий вид такого представления для определённого класса функций задается выражением

$$h(k) = P_{m_l}(k) \lambda_l^k + \dots + P_{m_r}(k) \lambda_r^k, \quad (1)$$

где $h(k)$ — значение сигнала в дискретной точке k ; $P_m(k) = r_0 + k r_1 + \dots + k^m r_m$ — полином степени m ; λ_i — параметр экспоненциальной составляющей.

В настоящей статье далее рассматривается практически важный частный случай полиномиальной аппроксимации без экспоненциальных множителей: $h(k) = P_m(k)$.

При $m = 0$ фрагмент описывается постоянной яркостью; при $m = 1$ — линейной зависимостью; при $m = 2$ — квадратичной зависимостью. Такой набор моделей достаточен для описания значительной части гладких участков строк изображения. Для компактного хранения полиномиального фрагмента используются начальное значение сигнала и конечные разности. Первая конечная разность определяется как

$$\Delta^1 h(k) = h(k) - h(k-1), \quad (3)$$

а разность порядка q задается рекурсивно:

$$\Delta^q h(k) = \Delta^{q-1} h(k) - \Delta^{q-1} h(k-1), \quad q = 2, \dots, m. \quad (4)$$

Для полинома порядка m конечная разность порядка m становится постоянной. Поэтому фрагмент длиной L можно хранить не как L отсчетов, а как набор из начального значения и m начальных разностей. Восстановление осуществляется обратной рекурсией

$$\Delta^{q-1} h(k+1) = \Delta^{q-1} h(k) + \Delta^q h(k+1), \quad q = m, \dots, 1, \quad (5)$$

$$h(k+1) = h(k) + \Delta^1 h(k+1). \quad (6)$$

В результате декомпрессия требует только операций сложения и потому может выполняться быстрее, чем распаковка, основанная на сложных ортогональных преобразованиях. Для линейного фрагмента достаточно хранить $h(1)$ и $\Delta^1 h(2)$, для квадратичного — $h(1)$, $\Delta^1 h(2)$ и $\Delta^2 h(3)$. Оценивание параметров проводится с использованием метода наименьших квадратов. Из-за квантования отсчетов и наличия шумов по одному или двум значениям нельзя надежно восстановить параметры исходной непрерывной функции. Поэтому параметры полинома целесообразно оценивать по избыточному количеству отсчетов фрагмента методом наименьших квадратов. Для вектора наблюдений z и матрицы координат X оценка параметров имеет вид:

$$\hat{a} = (X^T X)^{-1} X^T z. \quad (7)$$

Фрагмент считается пригодным для полиномиального кодирования, если относительная ошибка

$$\delta = \sum_{i=1}^K [z(i) - P(i; \hat{a})]^2 / \sum_{i=1}^K [z(i)]^2 \quad (8)$$

не превышает заданный порог. При превышении порога фрагмент сохраняется без сжатия,

что предотвращает недопустимое искажение границ, текстурных участков и локальных контрастных объектов.

Ключевой элемент метода — обнаружение границ непрерывности. Для этого применяются регрессионные операторы, сравнивающие две гипотезы: H_0 — в окне анализа отсутствует граница, H_1 — в окне присутствует разрыв или резкий переход. Критерий отношения правдоподобия для обнаружения границы записывается в виде [3]:

$$\frac{\sigma_0^2}{\sigma_1^2} = \frac{(Z - X_0 a_0)' (Z - X_0 a_0)}{(Z - X_1 a_1)' (Z - X_1 a_1)} \geq C, \quad (9)$$

где X_0 и X_1 — матрицы координат для моделей без границы и с границей соответственно; $\hat{a}_0$ и $\hat{a}_1$ — метод наименьших квадратов (МНК) — оценки параметров для этих моделей; числитель и знаменатель отношения есть соответственно оценки максимального правдоподобия (МП) дисперсии шума σ^2 при условии выполнения гипотез H_0 и H_1 . Если критерий (σ_0^2/σ_1^2) превышает порог C , окно признается содержащим границу. Размер оператора L определяет масштаб локального анализа. При малом L повышается чувствительность к деталям и шуму, при большом L увеличивается устойчивость, но часть малых деталей может быть сглажена. Структура алгоритма компрессии и декомпрессии следующая. Сжатый поток данных должен содержать как аппроксимированные фрагменты, так и фрагменты, сохраненные в исходном виде. Поэтому в структуре потока используется признак типа блока. Для исходного фрагмента хранится его длина Sh и последовательность отсчетов. Для аппроксимированного фрагмента хранится служебный признак, порядок полинома m , длина восстановленного фрагмента K , начальное значение h_1 и набор конечных разностей $\Delta^1, \dots, \Delta^m$.

$$Stream = \{N, [RAW: Sh, h_1, \dots, h_{sh}], [POLY: m, K, h_1, \Delta^1, \dots, \Delta^m], \dots\} \quad (10)$$

Здесь N — длина упакованного массива. В практической реализации для отделения исходного и полиномиального фрагмента может использоваться специальный код $Sh=0$ перед описанием сжатого фрагмента, как это предусмотрено исходной схемой. На рисунке 1 показана логика выбора между двумя режимами записи: компактным полиномиальным блоком и блоком исходных отсчетов.

Блок-схема процедуры компрессии



Рисунок 1 — Блок-схема процедуры компрессии сигнала

Такой выбор позволяет сжимать гладкие участки и одновременно сохранять сложные или короткие фрагменты без искажения. На рисунке 2 приведена процедура декомпрессии.

Блок-схема процедуры декомпрессии



Рисунок 2 — Блок-схема процедуры декомпрессии сигнала

Ее вычислительная сложность для полиномиального блока определяется длиной фрагмента и порядком полинома, но базовыми операциями остаются сложения конечных разностей. Алгоритм компрессии следующий.

1. Прочитать строку изображения или одномерный сигнал $z(k)$.
2. С помощью регрессионного оператора определить координаты границ непрерывности.
3. Для каждого фрагмента между соседними границами проверить минимальную длину $2L$ и наличие локального точечного объекта.

4. Если фрагмент короткий или содержит точечный объект, записать его в поток без компрессии.
5. Если фрагмент допускает аппроксимацию, оценить параметры полинома выбранного порядка m методом МНК.
6. Вычислить относительную ошибку восстановления. При ошибке ниже порога записать полиномиальный блок, иначе записать исходный блок.
7. Повторить процедуру до обработки всех строк изображения.

Алгоритм декомпрессии следующий.

1. Последовательно читать блоки сжатого потока.
2. Если блок является исходным, без изменений перенести отсчеты в восстановленный массив.
3. Если блок является полиномиальным, считать m , K , h_1 и начальные конечные разности.
4. Рекурсивно восстановить отсчеты по формулам (5) — (6).
5. Сформировать выходную строку и перейти к следующему блоку.

Для экспериментальной проверки использовалось полутоновое растровое изображение реальной сцены, содержащее протяженные гладкие области, водную поверхность, растительность, контрастные границы объектов и локальные яркостные детали. Тестовое изображение имеет 8-битное представление яркости и размер 648×648 пикселей в использованной иллюстративной форме. Обработка выполнялась построчно, то есть каждая строка изображения рассматривалась как одномерный сигнал. Такой тип данных выбран намеренно: водная поверхность и фон хорошо подходят для полиномиальной аппроксимации, тогда как контуры лодок, людей и растительности позволяют проверить способность алгоритма сохранять границы и не сглаживать информативные переходы яркости. В таблице 1 приведена характеристика тестовых данных и параметров эксперимента.

Таблица 1 — Характеристика тестовых данных и параметров эксперимента

Параметр	Значение	Назначение в эксперименте
Тип данных	Полутоновое растровое изображение	Проверка на визуальной сцене с гладкими и контрастными участками
Глубина яркости	8 бит	Расчет ошибки восстановления в процентах от диапазона яркости
Размер иллюстративного изображения	648×648 пикселей	Воспроизводимость визуальных примеров

Способ обработки	Построчная одномерная обработка	Проверка базовой версии алгоритма без двумерного контекста
Параметр LD	2, 3, 4, 5, 6, 9	Изменение масштаба оператора обнаружения границ
Порядок S_m	0, 1, 2, 0–2 Auto	Сравнение постоянной, линейной, квадратичной и автоматической моделей

Эффективность алгоритма оценивается по трем основным критериям. Первый критерий — относительная ошибка восстановления δ , характеризующая относительное отклонение восстановленного сигнала от исходного (8).

Второй критерий — коэффициент сжатия:

$$Cmp = V_0 / V_c, \quad (11)$$

где V_0 — объем исходного представления, V_c — объем сжатого представления с учетом служебных признаков блоков. Третий критерий — нормированная мера компромисса между ошибкой и сжатием

$$Q = \delta / Cmp. \quad (12)$$

Чем меньше Q , тем выгоднее режим с точки зрения отношения ошибки к достигнутому коэффициенту сжатия. При этом Q не заменяет визуальную оценку: для изображений с важными контурами необходимо дополнительно анализировать разностное изображение и характер ошибок на границах.

В таблице 2 приведены простые численные примеры, иллюстрирующие принцип записи и восстановления фрагментов. Они не заменяют основной эксперимент, но показывают, какие величины попадают в сжатый поток.

Таблица 2 — Примеры кодирования и восстановления коротких фрагментов

Фрагмент	Модель	Сжатая запись	Восстановление	Комментарий
10, 12, 14, 16, 18	$m=1$	$K=5;$ $h_1=10;$ $\Delta^1=2$	10, 12, 14, 16, 18	Линейный фрагмент восстанавливается без ошибки
120, 121, 120, 119, 120, 121	$m=0$	$K=6;$ $h=120, 17$	120, 120, 120, 120, 120, 120	Ошибка мала, но появляется квантование постоянной яркости
45, 47, 52, 80, 83, 85	RAW	$Sh=6;$ исходные отсчеты	45, 47, 52, 80, 83, 85	Фрагмент содержит резкий перепад и сохраняется без сжатия
5, 8, 13, 20, 29	$m=2$	$K=5;$ $h_1=5;$ $\Delta^1=3;$ $\Delta^2=2$	5, 8, 13, 20, 29	Квадратичный фрагмент восстанавливается рекурсивно

Примеры не заменяют основной эксперимент, но показывают, какие величины попадают в сжатый поток. Эффективность метода зависит не только от выбранного порядка полинома, но и от качества разбиения на фрагменты. Резкие переходы не следует аппроксимировать гладкой функцией, поскольку это приводит к размытию границ и росту ошибки.

Результаты экспериментальной проверки следующие. На рисунках 3 и 4 приведены примеры визуального восстановления для аппроксимации постоянной яркостью и линейной функцией. В нижней части каждого рисунка показаны исходный фрагмент, восстановленный фрагмент после сжатия/распаковки и разностное изображение, характеризующее ошибку восстановления.

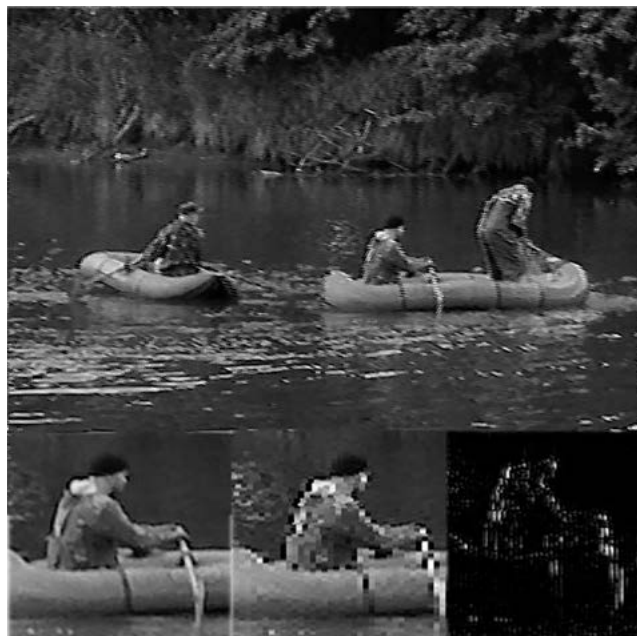


Рисунок 3 — Аппроксимация постоянной яркостью: исходный фрагмент, результат после сжатия/распаковки и разностное изображение

Рисунок 3 демонстрирует, что модель постоянной яркости применима к относительно однородным областям, однако на участках с контрастными объектами ошибка становится заметной и проявляется в разностном изображении.

Рисунок 4 показывает, что линейная модель лучше передает плавные изменения яркости внутри фрагментов и уменьшает визуально заметные искажения по сравнению с аппроксимацией постоянной яркостью. В таблице 3 приведено расширенное сравнение режимов компрессии.



Рисунок 4 — Аппроксимация линейной функцией: исходный фрагмент, результат после сжатия/распаковки и разностное изображение

Таблица 3 — Расширенное сравнение режимов компрессии

№	L	Sm	δ , %	Cmp	δ /Cmp	Интерпретация
1	3	0	4.61	2.3	2	Высокая ошибка
2	3	1	1.03	1.8	0.572	Рабочий режим
3	2	1	1.35	1.2	1.125	
4	5	1	0.96	3	0.32	Выгодный режим по сжатию
5	6	1	1.06	3.6	0.294	
6	9	1	1.46	5.6	0.261	
7	3	2	0.66	1.5	0.44	Рабочий режим
8	2	2	0.303	1.006	0.301	
9	4	2	1.008	2	0.504	
10	4	0–2 Auto	0.295	2.4	0.123	Лучший компромисс
11	2	0–2 Auto	0.0008	1.175	0.00068	Минимальная ошибка, слабое сжатие
12	3	0–2 Auto	0.366	3.086	0.119	Выгодный режим по сжатию

Сравнение показывает, что увеличение L в линейной модели повышает коэффициент сжатия, но при слишком большом окне возрастает ошибка восстановления. Например, при $Sm=1$ переход от $L=3$ к $L=9$ увеличивает Cmp с 1.8 до 5.6, но ошибка δ возрастает с 1.03 % до 1.46 %. Автоматический выбор порядка полинома позволяет улучшить баланс между качеством и объемом данных.

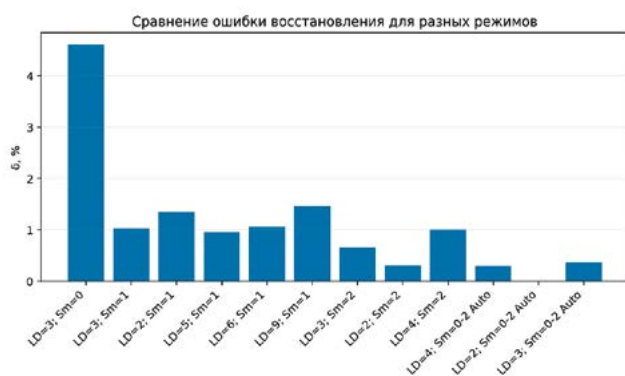


Рисунок 5 — Сравнение относительной ошибки восстановления δ для разных режимов компрессии

На рисунке 5 видно, что наибольшую ошибку дает аппроксимация постоянной яркостью при $L=3$ и $Sm=0$. Наименьшая ошибка достигается при автоматическом выборе порядка $Sm=0-2$ с $L=2$, однако этот режим дает небольшой коэффициент сжатия.

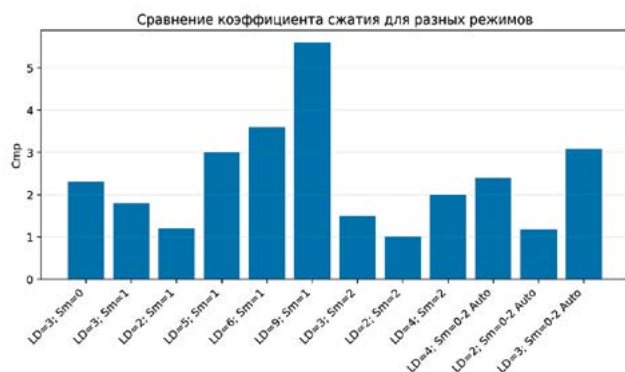


Рисунок 6 — Сравнение коэффициента сжатия Str для разных режимов компрессии

Рисунок 6 показывает, что максимальный коэффициент сжатия среди приведенных испытаний достигается для линейной модели при $L=9$. Однако этот режим не является оптимальным по ошибке, что подтверждает необходимость совместного анализа Str и δ . На рисунке 7 режимы, расположенные правее, обеспечивают большее сжатие, а режимы, расположенные ниже, дают меньшую ошибку.

Наиболее практически интересными являются точки, расположенные ближе к правой нижней области графика. Среди рассмотренных режимов таким компромиссом обладают автоматические варианты $L=3$, $Sm=0-2$ Auto и $L=4$, $Sm=0-2$ Auto.

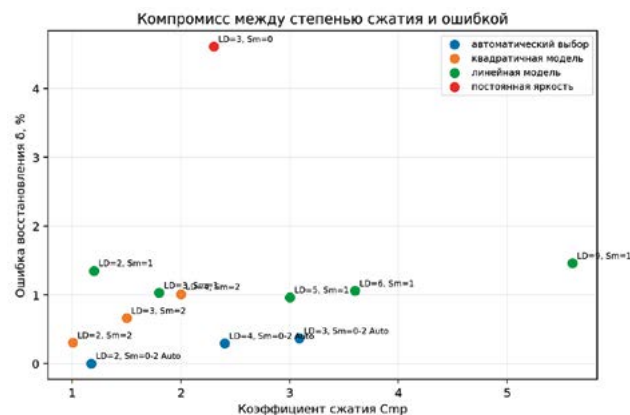


Рисунок 7 — Компромисс между коэффициентом сжатия и ошибкой восстановления

Источники погрешности в предлагаемом методе можно разделить на четыре группы. Первая группа связана с квантованием исходных отсчетов: даже при корректной полиномиальной модели параметры, оцененные по дискретным значениям, могут отличаться от параметров исходной непрерывной функции. Вторая группа определяется шумом наблюдения и локальными текстурами, которые не описываются полиномом малого порядка. Третья группа связана с ошибками обнаружения границ: если граница не обнаружена, гладкая модель начинает аппроксимировать разрыв, что приводит к размазыванию контура. Четвертая группа обусловлена служебными данными в сжатом потоке: на коротких фрагментах накладные расходы могут превышать выигрыш от аппроксимации. Анализ таблицы 3 показывает, что повышение порядка полинома не всегда автоматически улучшает итоговую эффективность. Квадратичная модель может снижать ошибку на гладких нелинейных участках, но требует хранения большего числа параметров и становится невыгодной на коротких фрагментах. Поэтому автоматический выбор порядка полинома является более устойчивой стратегией, чем фиксированный выбор одной модели для всей строки изображения. Полученные результаты также подтверждают важность оператора обнаружения границ. При малом L алгоритм лучше реагирует на локальные детали, но чувствительнее к шуму. При большом L растет коэффициент сжатия, поскольку фрагменты становятся длиннее, однако увеличивается риск пропуска мелких контрастных объектов. В практической реализации параметр L следует подбирать с учетом пространственного разрешения изображения и минимального размера объекта, который

должен сохраняться без искажений. В отличие от блочных методов на основе дискретного косинусного преобразования, предлагаемая схема не навязывает изображению жесткую сетку блоков [4]. Поэтому потенциально снижается риск появления сетчатых артефактов. При этом метод пока использует только одномерную построчную обработку и не учитывает корреляцию между соседними строками, что ограничивает достижимый коэффициент сжатия по сравнению с современными двумерными и нейросетевыми кодеками.

Ограничения метода заключаются в следующем. Предлагаемый алгоритм не является универсальной заменой существующим стандартам сжатия изображений. Его сильная сторона — управляемое сохранение границ и простая рекурсивная декомпрессия. Однако имеются следующие ограничения:

- метод эффективен преимущественно на фрагментах, которые хорошо описываются полиномами малого порядка;
- текстурные области, шумовые участки и сложные повторяющиеся структуры могут записываться без сжатия или давать повышенную ошибку;
- качество зависит от порогов обнаружения границ и размера L ;
- служебная информация снижает эффективность на коротких фрагментах;
- текущая версия использует одномерную обработку строк и не извлекает полностью двумерную корреляцию изображения;
- для окончательного сравнения с JPEG, JPEG 2000, JPEG XL и другими стандартами требуется расширенный набор тестовых изображений и единая процедура оценки визуального качества.

Выводы.

1. Разработана структурированная схема компрессии одномерных сигналов и строк полутоновых изображений, основанная на выделении участков непрерывности и полиномиальной аппроксимации фрагментов.
2. Показано, что использование конечных разностей позволяет выполнять декомпрессию рекурсивно, с преобладанием операций сложения, что важно для устройств с ограниченными вычислительными ресурсами.
3. Сформулированы критерии оценки эффективности: относительная ошибка восстановления δ , коэффициент сжатия Cmp и нормированная мера компромисса δ/Cmp .
4. Экспериментальное сравнение показало, что автоматический выбор порядка полинома 0–2 обеспечивает лучший баланс между качеством и сжатием: при $LD=3$ достигнут $\text{Cmp}=3.086$ при $\delta=0.366\%$, а при $L=4$ — $\text{Cmp}=2.4$ при $\delta=0.295\%$.
5. Установлено, что увеличение L может повышать коэффициент сжатия, но требует контроля ошибки и сохранения контрастных границ, поскольку чрезмерное укрупнение окна анализа увеличивает риск пропуска малых деталей.
6. Предложенный подход перспективен для задач, где важно сохранить визуально и измерительно значимые границы, однако для повышения эффективности необходим переход к двумерной обработке, расширение набора тестовых данных и сравнение с современными стандартами компрессии.

ЛИТЕРАТУРА

1. Печкурова В. Р. Обзор существующих алгоритмов сжатия данных, получаемых от мультиспектральных сканирующих устройств // *Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса*. 2021. Т. 18. № 2. с. 9–17.
2. Васильев Д. В., Готов С. Г. Синтез быстрых алгоритмов обработки дискретизованных изображений // *Труды МЭИ. Повышение эффективности алгоритмов и устройств обработки радиосигналов*. Вып. 658. М.: Издательство МЭИ, 1992. с. 3–9.
3. Готов С. Г. Выделение протяженных структур на изображениях // *Труды XII конференции молодых ученых и специалистов МФТИ*. Ч. 3. Долгопрудный, 1987. с. 92–97. Деп. в ВИНТИ 31.08.87, № 6380-B87.
4. Востриков А. А. Тенденции и оценка прогресса технологий сжатия изображений и видеoinформации в сетях // *Фундаментальные исследования*. 2013. № 8–2. с. 263–268.

УДК 629.783

ОПЕРАТИВНАЯ КОРРЕКЦИЯ ПАРАМЕТРОВ МОДЕЛИ ПЛОТНОСТИ ВЕРХНЕЙ АТМОСФЕРЫ ЗЕМЛИ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ОБРАБОТКИ ИЗМЕРЕННЫХ ТЕКУЩИХ НАВИГАЦИОННЫХ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Юрий Георгиевич Сухой¹ — д-р техн. наук
Александр Алексеевич Мошнин²
Татьяна Викторовна Никольская¹

¹АО «НПК «СПП», info@nprk-spp.ru

²Филиал ПНБО АО «НПК «СПП»,
Alexander.Moshnin@gmail.com

Проводится анализ возможности многопараметрической коррекции динамических моделей плотности верхней атмосферы Земли по результатам обработки измеренных текущих навигационных параметров движения низкоорбитальных космических аппаратов. Показано, что аналитическая модель SM-2024 обладает свойствами, позволяющими осуществлять её многопараметрическую коррекцию при уточнении расширенного вектора состояния низкоорбитального КА по траекторным измерениям с целью её приспособления к климатологическим особенностям гелиогеофизических факторов, возмущающих среду движения КА на конкретной орбите.

Ключевые слова: определение орбиты КА, метод наименьших квадратов, краевая задача, модель плотности атмосферы, вариации плотности атмосферы.

OPERATIONAL CORRECTION OF THE PARAMETERS OF THE MODEL OF THE DENSITY OF THE EARTH'S UPPER ATMOSPHERE BASED ON THE RESULTS OF PROCESSING THE MEASURED CURRENT NAVIGATION PARAMETERS OF LOW-ORBIT SATELLITES

Yury G. Sukhoy¹ — Dr. Sc. (Technology)
Aleksandr A. Moshnin²
Tatiana V. Nikolskaya¹

¹JSC «RPC «PSI», info@nprk-spp.ru

²Branch «PNBS» JSC «RPC «PSI», Alexander.Moshnin@gmail.com

The possibility of multivariable correction of dynamic models of density of the Earth's upper

atmosphere based on the results of processing the measured current navigation parameters of motion of low-orbit spacecraft is being analyzed. It was shown that the analytical model of the SM-2024 has properties that allow for its multivariable correction when clarifying the extended state vector of a low-orbit spacecraft according to trajectory measurements in order to adapt it to the climatological features of heliogeophysical factors that disturb the spacecraft motion environment in a particular orbit.

Keywords: spacecraft orbit determination, least-squares method, boundary-value problem, atmospheric density model, atmospheric density variations

Введение

Неточность учёта возмущающих факторов при прогнозировании параметров движения низкоорбитальных КА приводит к необходимости периодического уточнения параметров их орбит в технологических циклах (ТЦ) навигационно-баллистического обеспечения (НБО) управления КА. Уточнение параметров орбиты осуществляется на основании измерений текущих навигационных параметров (ИТНП). В качестве уточняемых параметров используется приближенный (уточняемый в процессе решения задачи) расширенный вектор состояния КА, который может включать параметры коррекции математической модели движения (ММД) КА. ММД низкоорбитального КА всегда включает модель плотности атмосферы для высот орбитального движения КА. Однако, модель плотности атмосферы не всегда может корректно учесть все варианты сочетания гелиогеофизических факторов, от которых она зависит. Ввиду этого требуется уточнять воздействие атмосферы на движение низкоорбитального КА в ТЦ НБО. До настоящего времени используется однопараметрическая коррекция плотности атмосферы, заключающаяся в масштабировании общей плотности модели атмосферы Земли. В данной статье предлагается способ многопараметрической коррекции составных частей модели плот-

ности атмосферы, заключающийся в уточнении её отдельных вариаций в краевой задаче определения расширенного вектора состояния КА по результатам траекторных измерений на коротких интервалах времени, соответствующих интервалам работы радиотехнических измерительных средств в технологическом графике организации ТЦ НБО.

Определение орбиты низкоорбитального КА в ТЦ НБО

Для определения орбиты КА статистическим методом обычно используется навигационная измерительная информация, которая содержит массив навигационных измерений и соответствующее каждому измерению время. В качестве уточняемых данных используется приближенный расширенный вектор состояния КА, который итерационно уточняется в процессе решения задачи. Расширенный вектор состояния КА кроме уточняемых элементов орбиты и времени обычно включает параметры модели движения КА, которые недостаточно точно определены для данного типа орбиты КА. Модель движения космического аппарата описывается дифференциальными уравнениями движения в выбранных переменных с необходимым учётом в этих уравнениях возмущающих движение КА сил и дополняется методом решения этих уравнений. Под статистической оценкой параметров орбиты понимается определение по результатам измерений неизвестных параметров используемых моделей. При определении орбит КА этими моделями являются модель движения КА и модель измерений. В общем случае измерения, не содержащие ошибок, представляются в виде измеряемой вектор-функции

$$y(t)=y(q, t), \quad (1)$$

где q — вектор оцениваемых параметров моделей.

Модель измерений в общем случае представляется в виде

$$z=y+u, \quad (2)$$

аргументы функций опущены.

В формуле (2) u — является вектором ошибок измерений. Для каждого измерения выполняется соотношение $z_i=y_i+u_i$, где $i = 1, \dots, n$, а n — размерность вектора измерений. Уточняемый расширенный вектор состояния КА содержит параметры орбиты КА в определённый момент времени и параметры ма-

тематической модели движения КА, характеризующие влияние на КА возмущающих его движение факторов. В простейшем случае, при уточнении только параметров движения КА, он представляет кинематический вектор, содержащий время, координаты и скорости КА.

Уточнение вектора состояния обычно осуществляется методом наименьших квадратов [1] путем минимизации функционала, представляющего сумму квадратов отклонений измеренных значений навигационных измерений от расчетных значений, взятых с некоторым весом. Задача минимизации нелинейного функционала является краевой задачей (КЗ) и сводится к последовательности приближений, в которых минимизируется линейный функционал [2]. На каждой итерации получаются поправки, которые добавляются к уточняемому расширенному вектору состояния КА. В результате уточняемый вектор состояния получается в виде суммы ряда $Q_{ym}=Q_0+\Delta Q_1+\Delta Q_2+\dots+\Delta Q_i+\dots+\Delta Q_n$, где ΔQ_i — поправка на i -ом приближении. Итерационный процесс завершается на шаге, когда очередные полученные поправки к вектору состояния КА становятся меньше выбранных допусков. В качестве уточняемых параметров орбиты могут использоваться кинематические параметры движения, элементы орбиты, средние элементы орбиты. Алгоритм решения КЗ при определении орбиты КА обычно включает следующие шаги: подготовку выборки ИТНП, определение состава уточняемых параметров, подготовку приближённых начальных условий, расчёт параметров орбиты на интервале измерений, расчёт отклонений измеренных параметров от расчётных, расчёт частных производных от измеряемых параметров по уточняемым параметрам, формирование системы нормальных (условных) уравнений, определение поправок к уточняемым параметрам, формирование уточнённых параметров орбиты; определение условий завершения итерационного процесса. Результаты решения задачи определения расширенного вектора состояния КА могут содержать: информацию о последовательности уточнения начальных условий на каждой итерации, допуски, оценки сеансов, поправки к уточняемым параметрам орбиты на каждой итерации. По каждому сеансу в результатах может приводиться количество измерений, вошедших в обработку и количество измерений, исключённых из обработки, математическое

ожидание и СКО сеанса измерений, максимальное отклонение параметра в сеансе. После завершения итерационного процесса формируются уточнённый расширенный вектор состояния КА или, так называемые, уточнённые начальные условия (УНУ) движения КА и рассчитываются отклонения прогнозируемых параметров орбиты от уточнённых. Оценкой вектора $\mathbf{q}^*$ уточняемых параметров вектора состояния КА методом наименьших квадратов является такое значение $\mathbf{q}$, при котором квадратичная форма

$$F(\mathbf{q}, t) = [\mathbf{z} - \mathbf{y}(\mathbf{q}, t)]^T \mathbf{N}^{-1} [\mathbf{z} - \mathbf{y}(\mathbf{q}, t)] \quad (3)$$

в течение нескольких итераций принимает наименьшее значение. В формуле (3) $\mathbf{N}$ является корреляционной матрицей $n \times n$ вектора измерений $\mathbf{z}$. При условии независимости и равноточности измерений корреляционная матрица вектора измерений имеет вид

$$\mathbf{N} = \sigma^2 \mathbf{E}, \quad (4)$$

где σ — среднеквадратическая ошибка измеряемого параметра, $\mathbf{E}$ — единичная матрица.

В этом случае формула (3) имеет вид

$$F(\mathbf{q}, t) = \sigma^2 \sum_{i=1}^n (z_i - y_i(\mathbf{q}, t))^2. \quad (5)$$

Для нахождения минимума берётся производная от функции (5) по уточняемым параметрам и приравнивается к нулю

$$\frac{\partial F(\mathbf{q}, t)}{\partial \mathbf{q}} = 0. \quad (6)$$

Результирующее выражение называется уравнением максимального правдоподобия и имеет вид

$$\frac{\partial F(\mathbf{q}, t)}{\partial \mathbf{q}} = \frac{\partial \mathbf{y}^T(\mathbf{q}, t)}{\partial \mathbf{q}} \mathbf{N}^{-1} [\mathbf{z} - \mathbf{y}(\mathbf{q}, t)] = 0. \quad (7)$$

Если зависимость $\mathbf{y}$ от $\mathbf{q}$ линейная, то

$$\mathbf{y}(\mathbf{q}, t) = \frac{\partial \mathbf{y}(\mathbf{q}, t)}{\partial \mathbf{q}} \cdot \mathbf{q}$$

и задача оценивания вектора $\mathbf{q}$ называется задачей линейного статистического оценивания. В этом случае искомая оценка вектора $\mathbf{q}$ определяется путём решения уравнения

$$\frac{\partial \mathbf{y}^T(\mathbf{q}, t)}{\partial \mathbf{q}} \mathbf{N}^{-1} \mathbf{z} = \frac{\partial \mathbf{y}^T(\mathbf{q}, t)}{\partial \mathbf{q}} \mathbf{N}^{-1} \frac{\partial \mathbf{y}(\mathbf{q}, t)}{\partial \mathbf{q}} \cdot \mathbf{q}. \quad (8)$$

Обозначив в выражении (8)

$$\mathbf{A} = \frac{\partial \mathbf{y}^T(\mathbf{q}, t)}{\partial \mathbf{q}} \mathbf{N}^{-1} \frac{\partial \mathbf{y}(\mathbf{q}, t)}{\partial \mathbf{q}}, \quad (9)$$

$$\mathbf{B} = \frac{\partial \mathbf{y}^T(\mathbf{q}, t)}{\partial \mathbf{q}} \mathbf{N}^{-1} \mathbf{z}, \quad (10)$$

получим формулу (8) в следующем виде

$$\mathbf{A} \cdot \mathbf{q} = \mathbf{B}. \quad (11)$$

Уравнение (11) представляет собой систему линейных алгебраических уравнений, которая называется системой нормальных уравнений. Матрица $\mathbf{A}$ является матрицей коэффициентов системы нормальных уравнений, а вектор $\mathbf{B}$ вектором свободных членов системы нормальных уравнений. Оценка вектора $\mathbf{q}$ методом наименьших квадратов для линейной задачи представляется в виде

$$\mathbf{q}^* = \mathbf{A}^{-1} \cdot \mathbf{B}. \quad (12)$$

Реальное движение КА описывается нелинейными дифференциальными уравнениями и измеряемые вектор-функции связаны с оцениваемыми параметрами орбиты нелинейными зависимостями. Ввиду этого оценка проводится с использованием линеаризации уравнения максимального правдоподобия (7) путём разложения функции $\mathbf{y}(\mathbf{q}, t)$ в ряд Тейлора в окрестности точки $\mathbf{q}_0$ (нулевого приближения $\mathbf{q}$) и учёта на каждой итерации только линейной части разложения

$$\mathbf{y}(\mathbf{q}, t) = \mathbf{y}(\mathbf{q}_0, t) + \frac{\partial \mathbf{y}(\mathbf{q}, t)}{\partial \mathbf{q}} (\mathbf{q} - \mathbf{q}_0). \quad (13)$$

Путём линеаризации соотношения между $\mathbf{y}(\mathbf{q}, t)$ и $\mathbf{q}$ оценивание параметров вектора состояния КА сводится к линейному оцениванию по МНК в рамках итерационной процедуры. Обозначив $\Delta \mathbf{q} = \mathbf{q} - \mathbf{q}_0$ и подставив его в уравнение максимального правдоподобия (7), получим

$$\frac{\partial \mathbf{y}^T(\mathbf{q}, t)}{\partial \mathbf{q}} \mathbf{N}^{-1} \frac{\partial \mathbf{y}(\mathbf{q}, t)}{\partial \mathbf{q}} \Delta \mathbf{q} = \frac{\partial \mathbf{y}^T(\mathbf{q}, t)}{\partial \mathbf{q}} \mathbf{N}^{-1} [\mathbf{z} - \mathbf{y}(\mathbf{q}_0, t)]. \quad (14)$$

Выражение перед $\Delta \mathbf{q}$ соответствует $\mathbf{A}$. Обозначив правую часть уравнения (14) как

$$\mathbf{D} = \frac{\partial \mathbf{y}^T(\mathbf{q}, t)}{\partial \mathbf{q}} \mathbf{N}^{-1} [\mathbf{z} - \mathbf{y}(\mathbf{q}_0, t)], \quad (15)$$

получаем систему нормальных уравнений для приращений $\Delta \mathbf{q}$

$$\mathbf{A} \cdot \Delta \mathbf{q} = \mathbf{D}. \quad (16)$$

Процедура оценивания параметров расширенного вектора состояния КА заключается в итерационном решении линейной системы нормальных уравнений (16) для приращений Δq . Итерационная процедура начинается с первого приближения, в качестве которого чаще всего используется прогнозируемый от предыдущего решения вектор состояния КА. На первой итерации находится вектор $q_1 = q_0 + \Delta q_1$ и подставляется вместо q_0 в уравнение (16), на следующей итерации находится вектор $q_2 = q_1 + \Delta q_2$ и так далее. Искомая оценка $q^* \approx q_k = q_{k-1} + \Delta q_k$ находится на k -ом приближении при выполнении условия для прекращения итерационного процесса

$$|\Delta q_k| \leq \varepsilon, \quad (17)$$

где ε — вектор допусков на поправки к параметрам расширенного вектора состояния КА, выбираемый из требуемых точностных характеристик моделирования параметров орбиты КА. Точность и возможность качественного вычисления вектора поправок Δq_k существенно зависят от качества матрицы частных производных от измеряемых параметров орбиты по уточняемым параметрам. Если производные близки к нулю, что существенно зависит от типа орбиты КА, способа представления его модели движения (выбора переменных) и способа вычисления производных, то ранг указанной матрицы может оказаться меньше размерности определяемого вектора состояния КА. В этом случае задача оценивания не имеет единственного решения. В случае полного ранга также могут получаться недостоверные оценки, если число обусловленности матрицы имеет достаточно большое значение. Это может иметь место, например, при определении вектора состояния КА по малым выборкам измерений.

Многопараметрическая коррекция модели плотности атмосферы Земли по результатам траекторных измерений навигационных параметров низкоорбитального КА

Применительно к прогнозированию движения КА в плотных слоях атмосферы Земли проблема сводится к минимизации ошибок прогнозирования, возникающих в результате действия климатологических вариаций плотности атмосферы [3]. Известно, что под влиянием атмосферы вековые изменения происходят в большой полуоси, эксцентриситете, а также средней аномалии [4]. Поэтому применяемая модель атмосферы должна иметь

такие параметры, чтобы моделируемые (прогнозируемые) значения этих элементов совпадали с определённой степенью приближения с уточнёнными средними элементами орбиты, полученными на k -ой итерации краевой задачи в соответствии с формулой (17). В зависимости от выбранного вида элементов орбиты вместо средней аномалии может использоваться время прохождения восходящего узла орбиты или время, на которое уточняются начальные условия движения КА. В процессе решения КЗ итерационно в составе расширенного вектора состояния КА уточняется вектор переменных коэффициентов, корректирующих составные части модели атмосферы Земли

$$K = (K_1, K_2, K_3, \dots, K_m)^T, \quad (18)$$

доставляющие минимум функционалу (3) при определённых ограничениях на значения этих коэффициентов. Ограничения, при соблюдении соответствия моделируемых параметров параметрам реальных физических процессов, определяются из пределов изменения реальных физических величин, вычисляемых из практики. В существующей практике навигационно-баллистического обеспечения принято использование одного коэффициента из формулы (18), который получил название согласующего коэффициента [5]. Однако, этот способ не даёт требуемой точности ввиду того, что корректируется только общая плотность атмосферы, а не её вариации. В настоящее время для НБО КА наибольшее применение нашли сложные и учитывающие множество факторов динамические модели плотности верхней атмосферы Земли, такие как MSIS00 [6], MSIS2.0 [7], ГОСТ Р 25645.166–2004 [8], SM-2024 [9]. Однако, все эти модели в ТЦ НБО подвергаются однопараметрической коррекции [5] по результатам определения параметров орбит низкоорбитальных КА с использованием траекторных измерений, так как все они недостаточно полно учитывают климатологические особенности атмосферы Земли. Вместе с тем, однопараметрическая коррекция не всегда позволяет достичь требуемой точности моделирования, так как некоторые модели имеют сложный вид и, при этом, обеспечивают учёт климатологических особенностей не в полной мере, а также используют интегральные функции [6, 7], затрудняющие оперативную коррекцию модели. Отечественная динамическая модель ГОСТ Р 25645.166–2004 [8] использует таблич-

но заданные функции, что в отдельных случаях не позволяет корректно провести однопараметрическую адаптацию, особенно в случаях, когда высоты и гелиогеофизические факторы попадают на стыки отдельных таблиц, задающих их значения. В этом случае, производные, рассчитанные, в том числе, методом конечных разностей, могут быть недостоверными. Аналитическая модель SM-2024 [9] наиболее приспособлена к использованию в адаптивной ММД КА, так как она использует аналитические функции, позволяющие корректно брать производные от измеряемых параметров по уточняемым, в том числе по уточняемым параметрам модели атмосферы, и построена, как сумма отдельных подмоделей вариаций, что делает коэффициенты многопараметрической коррекции независимыми. При многопараметрической коррекции модели плотности атмосферы SM-2024 структура модели SM-2024 используется в виде

$$\rho = \rho_0 + \Delta\rho_c + \Delta\rho_\Gamma + \Delta\rho_\Pi \quad (19)$$

где $\rho_0 = \rho_{cp} K_{\bar{F}_{81}} K_{\bar{F}} K_{kp}$ — плотность атмосферы без учета суточного, годового и полугодового эффектов; $K_{\bar{F}_{81}}, K_{\bar{F}}, K_{kp}$ — коэффициенты влияния среднего уровня солнечной активности, среднесуточных вариаций солнечной активности и геомагнитной возмущённости; $\Delta\rho_c$ — суточная вариация плотности; $\Delta\rho_\Gamma$ — годовая вариация плотности; $\Delta\rho_\Pi$ — полугодовая вариация плотности.

Для коррекции среднего уровня солнечной активности в качестве корректируемого параметра выбрана переменная K_1

$$K_{\bar{F}_{81}} = \frac{K_1 \rho_{\bar{F}}}{\rho_{cp}}. \quad (20)$$

В связи с тем, что фаза суточной вариации связана с плотностью атмосферы ρ сложным образом, то для её коррекции введена переменная K_2 , характеризующая ошибку моделирования амплитуды суточного эффекта. Полугодовая вариация характеризуется стабильностью её фазы от года к году, в то время как у годовой вариации фаза подвижна. Амплитуда полугодовой вариации, в отличие от её фазы, испытывает от года к году сильные изменения. Поэтому целесообразно корректировать амплитуду полугодовой и фазу годовой вариаций. В этом случае уравнение для годовой и полугодовой вариаций имеет вид

$$\Delta\rho_{\Gamma,\Pi} = \rho_0 \{A_\Gamma \cos[\Omega(d - (D_\Gamma + K_3))] + K_4 A_\Pi \cos[2\Omega(d - D_\Pi)]\}, \quad (21)$$

где K_3 и K_4 — корректируемые параметры для согласования фазы годовой вариации и амплитуды полугодовой вариации, A_Γ — нормированная амплитуда годовой вариации, A_Π — нормированная амплитуда полугодовой вариации, d — номер дня в году, D_Γ — фаза годовой вариации, D_Π — фаза полугодовой вариации, $\Omega = 2\pi/365$ — угловая частота движения Земли вокруг Солнца. Таким образом, коэффициенты K_1, K_2, K_3, K_4 являются итерационно уточняемыми параметрами модели атмосферы SM-2024. В качестве очередного приближения выбирается вектор K и ошибки прогнозирования, полученные при $k-1$ итерации определения орбиты КА. Частные производные

$$\frac{\partial y^T(q,t)}{\partial q} = \frac{\partial y^T(q,t)}{\partial K}, \quad (22)$$

с достаточной степенью точности, аналитически вычислить невозможно, поэтому они определяются по формуле

$$\frac{\partial y^T(q,t)}{\partial K} = \frac{\partial y^T(q,t)}{\partial \rho} \cdot \frac{\partial \rho}{\partial K}. \quad (23)$$

Производные $\frac{\partial y^T(q,t)}{\partial \rho}$ можно вычислить методом конечных разностей, а $\frac{\partial \rho}{\partial K_i}$ аналитически

$$\frac{\partial \rho}{\partial K_1} = \rho_{cp} K_{\bar{F}_{81}} K_{\bar{F}} K_{kp}, \quad (24)$$

$$\frac{\partial \rho}{\partial K_2} = \rho_0 \cdot R_\varphi \cdot f(t), \quad (25)$$

$$\frac{\partial \rho}{\partial K_3} = \rho_0 \cdot \Omega \cdot A_\Gamma \cdot \sin[\Omega(d - (D_\Gamma + K_3))], \quad (26)$$

$$\frac{\partial \rho}{\partial K_4} = \rho_0 \cdot A_\Pi \cdot \cos[2\Omega(d - D_\Pi)], \quad (27)$$

где R_φ — амплитуда суточной вариации, $f(t)$ — функция зависимости плотности от местного времени.

Анализ формул динамической модели атмосферы SM-2024 показывает, что коэффициенты K_i между собой независимы и независимо влияют на изменение величин ошибок прогнозирования. Из приведённых формул и анализа разработанного алгоритма сделан вывод, что для минимизации ошибок прогнозирования

движения КА в атмосфере можно многопараметрически скорректировать модель атмосферы SM-2024 при уточнение расширенного вектора состояния КА методом наименьших квадратов. Для каждого космического аппарата или системы переменные коэффициенты выбираются исходя из требований достижения заданной точности и максимально допустимых ошибок прогнозирования движения КА в атмосфере Земли.

Выводы

1. Аналитическая модель SM-2024 обладает свойствами, позволяющими осуществлять её многопараметрическую коррекцию при уточнении расширенного вектора состояния низкоорбитального КА по траекторным измерениям с целью её приспособления к климатологическим особенностям гелиогеофизических факторов, воздействующих на КА конкретной орбиты. Для использования её в краевой задаче не требуется введения дополнительных формул и привлечение сторонних моделей для компенсации климатологических эффектов.
2. Не все модели одинаково пригодны для уточнения их параметров в краевой задаче уточнения вектора состояния КА по траекторным измерениям, так как некоторые эмпирические зарубежные модели имеют сложный вид при учёте климатологических особенностей и используют интегральные функции, а отечественная динамическая модель ГОСТ Р 25645.166–2004 использует таблично заданные функции, что не позволяет в отдельных случаях корректно вычислять производные, особенно в случаях, когда высоты полёта КА и гелиогеофизические факторы попадают на стыки отдельных таблиц.
3. Аналитическая модель SM-2024 наиболее приспособлена для уточнения её параметров по траекторным измерениям, так как она использует аналитические функции, позволяющие корректно брать производные от измеряемых параметров по уточняемым, в том числе по уточняемым параметрам модели атмосферы.
4. Разработан алгоритм уточнения параметров модели плотности атмосферы SM-2024 в краевой задаче уточнения расширенного вектора состояния КА по результатам измерения текущих навигационных параметров КА.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Фишер Р. А. *Статистические методы для исследований*. — М.: Госстатиздат, 1958.
2. Брандин В. Н., Васильев А. А., Худяков С. Т. *Основы экспериментальной баллистики*. — М. Машиностроение, 1974.
3. Leonard J. M., Forbes J. M., and Born G. H., *Impact of tidal density variability on orbital and reentry predictions, Space Weather, Vol. 10, S12003, doi:10.1029/2012SW000842, 2012.*
4. Попович П. Р., Скребушевский Б. С. *Баллистическое проектирование космических систем*. — М. Машиностроение, 1987.
5. Сухой Ю. Г. Обзор способов уточнения баллистического коэффициента при оперативном баллистическом обеспечении управления движением космических аппаратов. *Деп. в ЦИВТИ МО СССР, № А21958, 1989.*
6. Picone, J. M., Hedin, A. E., Drob, D. P. & Aikin, A. C. *NRLMSISE-00 empirical model of the atmosphere: Statistical comparison and scientific issues. Journal of Geophysical Research: Space Physics* 107, 1468 (2002).
7. Emmert, J. T., Drob, D. P., Picone, J. M., Vargas, F., Williams, B. P., & Yuan, T. (2020). *NRLMSIS 2.0: A whole-atmosphere empirical model of temperature and neutral species densities. Earth and Space Science, 8(3), 1–37, Article e2020EA001321. https://doi.org/10.1029/2020EA001321.*
8. ГОСТ Р 25645.166–2004. *Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полетов искусственных спутников Земли*. Москва. ИПК Издательство стандартов. 2004.
9. Сухой Ю. Г., Мошин А. А. *Применение аналитической модели плотности верхней атмосферы Земли SM-2024 для системы мониторинга космического пространства «Млечный путь» //Тезисы докладов IX Межведомственной научно-технической конференции АО «НПК «СПП» 23–24 мая 2024 г. Казань, 2024 — с. 131–135.*

Требования к материалам для публикации в журнале

«Прецизионные оптические информационно-измерительные и управляющие системы»

В журнал ПОИИУС для публикации принимаются отвечающие критериям ВАК РФ материалы (научные статьи, материалы конференций и круглых столов АО «НПК «СПП», методические и аналитические материалы, описания изобретений, обзоры, научные отзывы и рецензии) о научных достижениях в области прецизионных оптических информационно-измерительных и управляющих систем, системного анализа, обработки информации и других направлений, указанных в п. 2, ранее не публиковавшиеся в открытой печати.

Представленные материалы должны удовлетворять рубрикам журнала, соответствующим следующим научным специальностям Высшей аттестационной комиссии (ВАК):

- оптические и оптико-электронные приборы и комплексы (2.2.6.);
- информационно-измерительные и управляющие системы (2.2.11.);
- системный анализ, управление и обработка информации (2.3.1.);
- радиотехника, в том числе системы и устройства телевидения (2.2.13.);
- приборы навигации, радиолокация и радионавигация (2.2.5, 2.2.16.);
- динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов (2.5.16.).

Материалы для публикации сотрудников АО «НПК «СПП» представляются в редакцию непосредственно на имя главного редактора журнала служебной запиской с приложением материалов, указанных в п. 5.

Материалы сотрудников других организаций или самостоятельных авторов направляются в редакцию в письменном или электронном виде сопроводительным письмом на имя главного редактора журнала (в электронном виде материалы направляются на электронный адрес редакции redactsia@npk-spp.ru).

К сопроводительному письму, отправляемому по почте, для публикации материалов прикладываются:

- научно-технические материалы для публикации в печатном виде — 1 экз.;
- диск с электронной версией материалов — 1 экз.;
- оформленный акт экспертизы о возможности открытого опубликования материалов (согласуется с заказчиком, если материалы разработаны на основе контрактов (хоздоговоров)) — 1 экз.;
- экспертное заключение комиссии внутреннего экспортного контроля (КВЭК) об отсутствии в материалах сведений, подпадающих под действие списков контролируемых товаров и технологий (согласуется с заказчиком, если материалы разработаны на основе контрактов (хоздоговоров)) — 1 экз.;
- рецензия специалиста отрасли науки по специальности предоставляемых материалов (кандидата или доктора наук), имеющего не менее одной публикации по этой специальности за последние три года;
- согласия на обработку персональных данных от всех авторов с их подписями;
- сведения об авторах.

К сопроводительному письму, отправляемому на электронную почту редакции, для публикации материалов прикладываются:

- научно-технические материалы для публикации в электронном виде;
- отсканированная копия оформленного акта экспертизы о возможности открытого опубликования материалов;
- отсканированная копия экспертного заключения комиссии внутреннего экспортного контроля (КВЭК) об отсутствии в материалах сведений, подпадающих под действие списков контролируемых товаров и технологий;
- отсканированная рецензия специалиста отрасли науки по этой специальности (кандидата или доктора наук), имеющего не менее одной публикации по этой специальности за последние три года;
- отсканированные согласия на обработку персональных данных от всех авторов с их подписями;
- сведения об авторах.

Допускается предварительное представление научно-технических материалов для оценки редакцией соответствия материалов рубрикам и требованиям журнала, а также возможности опубликования.

Экспертное заключение КВЭК оформляется в соответствии с «Типовой методической инструкцией по проведению экспертизы научно-технических материалов, подготовленных к открытому опубликованию и обладающих признаками контролируемых технологий», изложенной в Приложении № 1 к протоколу заседания Комиссии по экспортному контролю Российской Федерации от 15 июля 2025 г. № ЭК-2прс. Экспертное заключение утверждает председатель КВЭК, а при отсутствии КВЭК в организации — руководитель организации или уполномоченное им должностное лицо организации.

С каждым автором (соавтором) научной статьи заключается лицензионный договор о передаче редакции журнала «Прецизионные оптические информационно-измерительные и управляющие системы» неисключительных прав на использование статьи на безвозмездной основе, а также подписывается согласие на обработку персональных данных в целях передачи материалов статьи в электронном виде в НЭБ (e-Library, РИНЦ). Лицензионный договор составляется в редакции и высылается авторам, авторы возвращают подписанный лицензионный договор в редакцию по почте или его отсканированную цветную копию по электронной почте.

В материалах для публикации рекомендуется указывать: постановку проблемы исследования, краткое обоснование её актуальности, новизны, теоретического и практического значения. При описании методологии применительно к теоретическим исследованиям целесообразно указывать применяемые базовые теории, к экспериментам исследованиям — применяемые методы и методики исследования, способы сбора и обработки данных, а в отношении моделей — результаты вычислительных и имитационных экспериментов. Желательно указание ограничений на применение разработок авторов и областей их применения.

Материалы для публикации должны содержать:

- индекс УДК (слева, сверху);
- индекс e-Library (слева, сверху, под индексом УДК);
- инициалы и фамилии авторов, учёная степень и учёное звание каждого из авторов, должность, место работы (полное название организации, страна, город), контактная информация (e-mail);
- название статьи (жирным шрифтом, заглавными буквами);
- аннотация (5–8 строк), ключевые слова (5–7 слов) на русском и английском языках с отступом 2 см (ключевые слова должны соответствовать основным специальностям ВАК — рубрикам журнала, по которым подаётся статья);
- основной текст;
- заключение (выводы) — могут идти без заголовка после основного текста;
- список литературы.

Объём статьи не должен превышать 20 страниц и содержать не более 8 рисунков. Все страницы должны быть пронумерованы.

Текст научно-технических материалов должен быть набран в стандартном формате А4 в MS Word шрифтом Times New Roman, размер — 14, межстрочный интервал — 1.5, и представлен в виде отдельного файла вместе с иллюстрациями. Поля со всех сторон — 25 мм.

Текст не должен содержать пустых строк, для задания межстрочных интервалов должны использоваться абзацные интервалы (6 пт, 12 пт).

Иллюстрации также должны быть представлены в отдельном виде в соответствии с требованиями, изложенными в п. 19.

Формулы и математические обозначения в тексте, представленные буквами латинского и греческого алфавитов, включая индексы, набираются шрифтом Times New Roman, курсивом, русские символы и обозначения — прямым шрифтом. Для формул должен использоваться редактор, встроенный в MS Word.

Математические символы ($\lim$, $\sup$, $\log$, $\max$, $\Pr$, M , St и т. п.), тригонометрические функции ($\sin$, $\cos$ и т. п.), индексы, обозначенные по-русски, и цифры набираются обычным шрифтом прямого начертания, векторы — шрифтом жирного начертания.

Формулы, имеющие ссылки в тексте, должны иметь сквозную нумерацию. Номер формулы, заключённый в круглые скобки, располагается справа от формулы на краю формата набора перед правым полем.

Все используемые буквенные обозначения и аббревиатуры должны быть расшифрованы. Размерность величин должна соответствовать системе СИ (ГОСТ 8.417-2024 — «Государственная система обеспечения единства измерений. Единицы величин»).

Элементы списка литературы должны содержать фамилии и инициалы авторов, полное название работы. Применительно к книгам указываются место издания, издательство, год издания, количество страниц, к статьям — название журнала или сборника, год выпуска, том, номер, номера первой и последней страниц цитируемых материалов.

Список литературы для статьи должен содержать не более 20 источников, для обзора — не более 40. Номера литературы в списке расставляются в порядке цитирования в тексте. Ссылки на литературу в основном тексте материалов нумеруются арабскими цифрами и заключаются в квадратные скобки. Автор несёт ответственность за правильность данных, приведённых в списке литературы.

Векторные иллюстрации (графики, схемы, чертежи и т. д.), вставленные в WORD-файл статьи, должны быть дополнительно представлены в виде отдельных файлов в форматах приложений (программ), в которых они были созданы. В иллюстрациях латинские и греческие буквы, индексы, единицы измерения и позиции набираются курсивом, а цифры и русский текст — прямым начертанием шрифта Times New Roman.

Растровые иллюстрации (фотографии, градиентные рисунки и т. д.) представляются в форматах jpeg(jpg), tiff(tif), png с разрешением не менее 300 dpi.

Размер иллюстрации должен быть не более формата А4, желательно, чтобы он занимал не более 0.3 размера страницы формата А4. При изменении формата иллюстрации редакторами (пропорциональном сжатии или расширении, перемещении) иллюстрация не должна искажаться и оси графиков должны соответствовать рисункам на графиках. Приветствуются цветные иллюстрации. Иллюстрации располагаются в тексте статьи сразу после ссылок на них. Если иллюстрация не помещается на странице после ссылки, она переносится на следующую страницу. При буквенной нумерации иллюстраций (например, 1а, 1б, 1в и т. д.) каждая из них считается за отдельную. Под иллюстрацией должна быть подпись Рисунок № — Название рисунка, где № — номер рисунка. Точка в конце названия рисунка не ставится.

Таблицы должны быть пронумерованы, иметь краткое наименование сверху таблицы: Таблица № — Название таблицы, где № — номер таблицы. Точка в конце названия таблицы не ставится. Текст в таблице печатается без полужирного начертания.

Сведения об авторах должны представляться в виде отдельного документа (печатной страницы или документа в формате MS Word). В полном виде они не подлежат печати в журнале, а используются исключительно для взаимодействия редакции с авторами). В сведениях об авторе(ах) следует сообщить: ФИО (полностью), учёную степень, учёное звание или он является аспирантом, рабочие телефоны (с кодом города) или мобильные (предпочтительней), адрес электронной почты. В сведениях также должен быть указан ответственный автор (автор, которому делегированы полномочия представлять интересы группы авторов), с кем редакция будет взаимодействовать при работе над статьёй.

Научно-технические материалы, оформленные с нарушением правил редакции, возвращаются авторам на доработку.

О результатах редактирования статьи для выпуска журнала (о корректуре статьи) сообщается ответственному автору. Автор обязан в срок до 5 рабочих дней согласовать результаты редактирования. При отсутствии замечаний автор должен известить об этом редакцию. При не поступлении в редакцию замечаний в течение 5 рабочих дней корректура считается согласованной и ответственность за возможные ошибки несут авторы. Замечания после этого срока принимаются только по уважительным причинам (отпуск, командировка).

Консультации по корректному оформлению планируемых к подаче научно-технических материалов можно получить в редакции по телефону +7 (495) 988–21–40 доб. 30–33.

Рукописи авторам статей не возвращаются.

После выпуска номера журнала авторам напечатанных научно-технических материалов бесплатно предоставляется количество экземпляров журнала по числу авторов.

Издатель
Акционерное общество
«Научно-производственная корпорация
«Системы прецизионного приборостроения»

Главный редактор
Сухой Ю. Г.

Технический редактор
Никольская Т. В.

Литературный редактор
Кутузова Д. М.

Дизайн и верстка
Хафизова Е. А.

Адрес редакции
111024, г. Москва,
улица Авиамоторная, дом № 53
тел.: 8 (495) 988-21-55 доб. 3033
e-mail: redactsia@nprk-spp.ru

Выход в свет ежеквартально

Подписано в печать 06.07.2026 г. Формат 60x84/8.

Бумага мелованная. Офсетная печать.

Объем 12,5 печ. л. Тираж 200 экз.

*Оригинал-макет подготовлен редакцией журнала
«Прецизионные оптические информационно-измерительные и управляющие системы»*

*Отпечатано с готового оригинал-макета
в ФГБУ «Издательство «Наука»
(Типография «Наука»)
121099, Москва, Шубинский пер., 6*