АКЦИОНЕРНОЕ ОБЩЕСТВО «НАУЧНО-ПРОИЗВОДСТВЕННАЯ КОРПОРАЦИЯ «КОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ МОНИТОРИНГА, ИНФОРМАЦИОННО-УПРАВЛЯЮЩИЕ И ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИЕ КОМПЛЕКСЫ» ИМ. А.Г. ИОСИФЬЯНА» (АО «Корпорация «ВНИИЭМ»)



ВОПРОСЫ ЭЛЕКТРОМЕХАНИКИ. ТРУДЫ ВНИИЭМ

Главный редактор: главный конструктор д. т. н. Л. А. МАКРИДЕНКО

Редакционная коллегия: д. т. н. С. Н. Волков, д. т. н. **В. Я. Геча** (зам. главного редактора), к. т. н. А. В. Горбунов, к. ф.-м. н. Т. Б. Дуйшеналиев (Киргизская Республика), д. т. н. А. Б. Захаренко, к. ф.-м. н. С. А. Золотой (Республика Беларусь), д. т. н. С. Г. Казанцев, д. т. н. Н. Д. Карачун, д. т. н. И. В. Минаев, д. т. н. М. Р. Нургужин (Республика Казахстан), к. в. н. А. В. Пинчук, д. т. н. А. П. Сарычев, д. ф.-м. н. А. П. Тютнев, д. т. н. А. Ю. Фелотов, д. т. н. В. П. Ходненко, О. А. Чунихина (отв. секретарь редколлегии)

Ответственный редактор: д. т. н. В. Я. Геча

ПРИЛОЖЕНИЕ ЗА 2021 ГОД

МАТЕРИАЛЫ

Девятой международной научно-технической конференции

АКТУАЛЬНЫЕ ПРОБЛЕМЫ СОЗДАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ



МОСКВА 2021

СОДЕРЖАНИЕ

О необходимом составе национальной группировки спутников наблюдения Земли гидрометеорологического, океанографического, геофизического назначения и мониторинга окружающей среды В. В. Асмус, С.В. Тасенко, С. А. Успенский	5
Современные возможности центра коллективного пользования «ИКИ-мониторинг» по работе с распределенными сверхбольшими архивами данных Д33 А. А. Прошин, Е. А. Лупян, М. А. Бурцев	15
Исследования влияния аэродинамики космического аппарата на его полет и нагрев в атмосфере планет Н. И. Сидняев	25
Нахождение интервалов видимости наземных объектов наблюдения с орбит космических аппаратов дистанционного зондирования Земли А. А. Золотой, А. Г. Кезик	43
Обзор конструкций малых космических аппаратов Ю. В. Сычиков, Н. Г. Зайцев, И. В. Васильев, А. В. Заграева, Э. В. Гаджиев	49
КА для обнаружения потенциально опасных космических объектов М. В. Клюшников	53
Состояние и перспективы развития радиолинии передачи целевой информации космических аппаратов Ю. В. Сычиков, Ю. И. Аликин, М. В. Помазов, В. В. Тихонычев, Э. В. Гаджиев	58
Обзор средств обеспечения теплового режима космических аппаратов Ю. В. Сычиков, А. В. Чобитько, Ю. А. Куксин, Э. В. Гаджиев	61
Достоверность результатов полетной фотограмметрической калибровки Е.Г.Воронин	63
Результаты оценки точности абсолютной радиометрической калибровки целевой аппаратуры КА серии «Канопус-В» с использованием наземных радиометрических тестовых участков А. И. Бочарников, В. П. Коваленко, А. В. Коваленко, В. В. Тихонычев	60
D, D, INAVIDITAD	09

Этапы и мероприятия калибровочных и валидационных проверок, проводимых на европейских спутниках дистанционного зондирования Земли семейства Sentinel-2 в процессе эксплуатации В. А. Пантюшин, О. А. Левичев, Д. И. Новоселов	88
Перспективы развития бортовой антенной системы больших космических аппаратов	
А. Б. Захаренко, А. Ю. Федотов, Э. В. Гаджиев, П. П. Телепнев	98
Способ раннего диагностирования функциональных ошибок программного обеспечения бортовой аппаратуры космических аппаратов	
А. П. Киреев, М. Д. Санин, С. А. Шаров	102
Предложения по использованию BIM-технологии при организации мероприятий по эвакуации людей при возникновении чрезвычайных ситуаций на объектах инфраструктуры В. А. Пантющин, О. А. Левичев, Л. И. Новоселов	109
	109
Применение порошковых материалов и технологий для элементов аэрокосмической техники А. Ф. Ильющенко, О. К. Кривонос, Е. Е. Петюшик,	
В. А. Осипов, С. Г. Барай	115
Комплекс обработки и обеспечения качества информации от КА «Канопус-В»-О»	
В.А. Ермаков, А. Е. Кузнецов, В. В. Некрасов, В. И. Побаруев	134
Методика формирования банка исходных данных для обработки материалов аэрокосмической съемки при решении задач социально- экономического развития	
В. Ф. Мочалов, Р. С. Хабаров, М. О. Иванец	138
Информационно-аналитическая система ИКИ РАН «Гелиогеофизика» (ИАС ИКИ ГГФ)	
О. В. Никифоров, А. К. Кузьмин, А. М. Мерзлый, А. Т. Янаков,	
Р. Ю. Лукьянова, А. А. Петрукович, И. А. Уваров, А. С. Старилов	147
Специфика оценивания изделий по результатам дискретных измерений динамических параметров с мультипликативными	
А. П. Сарычев, Ю. М. Иньков, Ю. Н. Черкасов, А. В. Рогоза	155
Разработка аппаратно-программного комплекса приема данных со сверхвысокой скоростью передачи (UHRIT) с космического аппарата	
GEO-KOMPSAT-2A	1(2

А. А. Киселев, И. С. Захаров, Р. Н. Витохин

Система интеркалибровки отечественных спутниковых приборов гидрометеорологического назначения и валидации информационных пролитов	
Ю. В. Киселева	168
Вопросы развития и оптимального размещения средств приема ЕТРИС ДЗЗ для обеспечения эффективной эксплуатации КА ДЗЗ Ю. А. Веремчук, А. К. Гончаров, Н. С. Варейчук, В. В. Мороз	174
Моделирование работы системы электроснабжения с подключением солнечной батареи к аккумуляторной батарее через диодную развязку в низкоорбитальных космических аппаратах А. И. Груздев, М. С. Шевцов	184
Гибридные искусственные нейронные сети для прогнозирования временных рядов телеметрии космических аппаратов А. А. Дудкин, Е. Е. Марушко	195
Создание цифровых моделей рельефа при инженерных изысканиях по снимкам, полученным с беспилотных летательных аппаратов А. Н. Лимонов, Л. А. Гаврилова	199
Идентификация растительности на изображениях земной поверхности на основе сверточных нейронных сетей А. А. Дудкин, В. В. Ганченко, В. Г. Писаренко	201

О НЕОБХОДИМОМ СОСТАВЕ НАЦИОНАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКИ СПУТНИКОВ НАБЛЮДЕНИЯ ЗЕМЛИ ГИДРОМЕТЕОРОЛОГИЧЕСКОГО, ОКЕАНОГРАФИЧЕСКОГО, ГЕОФИЗИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ И МОНИТОРИНГА ОКРУЖАЮЩЕЙ СРЕДЫ

В. В. Асмус, С. В. Тасенко, С. А. Успенский

(Федеральное государственное бюджетное учреждение «Научно-исследовательский центр космической гидрометеорологии «Планета», г. Москва)

Аннотация. В настоящее время в интересах решения задач Росгидромета на орбите функционируют 3 полярно-орбитальных гидрометеорологических КА «Метеор-М» (№№ 1, 2, 2-2), 2 геостационарных гидрометеорологических КА «Электро-Л» (№№ 2,3), 6 КА оптического мониторинга (5 КА «Канопус-В», 1 КА «Ресурс-П» № 1). КА «Арктика-М» № 1 на высокоэллиптической орбите, запущенный 28.02.2021, в настоящее время проходит летные испытания. Также широко используется информация с целого ряда зарубежных КА. Бортовая аппаратура многих отечественных КА работает с ограничениями, что не позволяет в полной мере решать задачи гидрометеорологического и гелиогеофизического обеспечения потребителей. Это вынуждает Росгидромет восполнять недостающую метеоинформацию данными с зарубежных КА, составляющими около 80% от общего объема информации. Данное обстоятельство остро ставит вопрос о необходимости скорейшего создания минимально необходимой для обеспечения информационной независимости группировки отечественных КА.

Ключевые слова: космический аппарат, система мониторинга, космическая погода, спутниковая информация, изменения климата Земли, прогноз погоды.

Введение

На Росгидромет в соответствии с Федеральным законом от 19.07.1998 № 113-ФЗ «О гидрометеорологической службе», постановлением Правительства Российской Федерации от 23.07.2004 № 372 «О Федеральной службе по гидрометеорологии и мониторингу окружающей среды», «Стратегией деятельности в области гидрометеорологии и смежных с ней областях на период до 2030 года (с учетом аспектов изменения климата)», утвержденной распоряжением Правительства Российской Федерации от 03.09.2010 № 1458-р, возложены задачи, включающие оперативное гидрометеорологическое и геофизическое обеспечение (анализ и прогноз погоды, мониторинг облачного, снежного, ледяного, почвенного и растительного покровов, водной среды и др.), контроль чрезвычайных ситуаций, включая опасные гидрометеорологические явления (наводнения, пожары и др.), мониторинг изменений климата Земли, мониторинг загрязнений окружающей среды.

Поскольку выполнение данных задач невозможно без использования космических средств, в интересах Росгидромета в рамках Федеральной космической программы России на 2016 – 2025 годы (далее – ФКП-2025) осуществляются мероприятия по созданию космических систем гидрометеорологического, океанографического, гелиогеофизического назначения и мониторинга окружающей среды.

Технологическое развитие общества неизбежно приводит нас к пониманию того, что с космической погодой в нашей повседневной деятельности необходимо считаться так же, как и с погодой «обычной», земной [1 – 6].

Так, повышение вследствие солнечных вспышек уровня космической радиации на орбитах космических аппаратов (КА) и авиатрассах увеличивает опасность появления сбоев в работе электронных приборов, а также грозит избыточным облучением экипажей космических кораблей и самолетов. Магнитные и ионосферные возмущения приводят к искажению или полному разрушению радиосигналов: связных, навигационных, радиолокационных. Геоиндуцированные токи во время этих возмущений создают опасные наводки в линиях электропередач и трубопроводах, магнитосферные токи вызывают джоулев нагрев и повышение плотности верхних слоёв атмосферы, достигающих орбит искусственных спутников, и приводит к дополнительному их торможению.

Существует ещё целый ряд примеров неблагоприятного воздействия космической погоды, в том числе, на здоровье человека, которые подробно описаны в литературе. Некоторые из них приведены на рис. 1.



Рис. 1. Влияние космической погоды на технические системы

Текущее состояние национальной группировки спутников наблюдения Земли гидрометеорологического, океанографического, геофизического назначения и мониторинга окружающей среды

В настоящее время в интересах решения задач Росгидромета на орбите функционируют 3 полярно-орбитальных гидрометеорологических КА «Метеор-М» (№№ 1, 2, 2-2), 2 геостационарных гидрометеорологических КА «Электро-Л» (№№ 2,3), 6 КА оптического мониторинга (5 КА «Канопус-В», 1 КА «Ресурс-П» № 1). КА «Арктика-М» № 1 на высокоэллиптической орбите, запущенный 28.02.2021, в настоящее время проходит летные испытания (рис. 2)

Также используется информация со следующих зарубежных КА: NOAA – 18, 19, 20, Metop -A, Metop -B, Metop -C, Suomi NPP, Terra, Aqua, Meteosat- 8, 11, GOES-W, GOES-E, Himawari-8.

Прием, обработка, архивация и распространение спутниковой информации с отечественных и зарубежных КА в Росгидромете осуществляется спутниковыми центрами ФГБУ «Научно-исследовательский центр космической гидрометеорологии «Планета» (гг. Москва, Обнинск, Долгопрудный, Новосибирск, Хабаровск) (рис. 3).



Рис. 2. Международная группировка спутников наблюдения Земли

Государственная территориально-распределенная система космического мониторинга Росгидромета



Рис. 3. Система космического мониторинга Росгидромета

Необходимо отметить, что бортовая аппаратура многих отечественных КА работает с ограничениями, что не позволяет в полной мере решать задачи гидрометеорологического и гелиогеофизического обеспечения потребителей. Это вынуждает Росгидромет пользоваться данными с зарубежных КА, составляющих около 80% от общего объема информации.

Начиная с 2017 года, ФКП-2025 подвергалась регулярным сокращениям, в том числе и с части мероприятий по созданию космических систем в интересах Росгидромета.

Воссоздание отечественной метеорологической спутниковой группировки приобрело особую актуальность в связи с подписанием 2006 году ЕС и США специального соглашения об ограничении доступа третьих стран к оперативным данным метеонаблюдений из космоса. При объявлении кризисной ситуации данные с американских и европейских спутников передаются только в кодированном виде.

Таким образом, существующая в настоящее время отечественная орбитальная группировка недостаточна для обеспечения национальных интересов в сфере гидрометеорологии, гелиогеофизики и мониторинга окружающей среды.

Причиной является частый перенос сроков создания и запуска КА и трудности с разработкой ряда перспективных бортовых приборов.

Например, необходимо отметить потребность в разработке радиолокаторов и скаттерометров, способных осуществлять всепогодный мониторинг для

решения задач морской деятельности (ледовая обстановка, приводный ветер, морское волнение, загрязнение морской поверхности и др.). Работы по созданию специализированного океанографического КА «Метеор-М» № 3, оснащенного многорежимным радиолокатором, который многие годы разрабатывался в рамках ФКП-2015, были сначала перенесены на 2021 г., а затем вовсе исключены из ФКП-2025. Запуск специализированных КА океанографического назначения (КА серии «Океан»), оснащенных радиолокационной системой мониторинга морского ледяного покрова и состояния поверхности Мирового океана, запланирован после 2025 г. Аналогичная ситуация складывается и со скаттерометрами, которые должны быть установлены на усовершенствованных КА гидрометеорологического назначения (КА серии «Метеор-МП»), запуск которых запланирован также после 2025 г.

Медленно продвигаются работы по созданию в рамках ФКП-2025 спутниковых радиолокационных систем высокого пространственного разрешения (КА «Обзор-Р» и «Кондор-ФКА»). Запуски этих систем были также сдвинуты на более поздние сроки.

Не ведутся работы по созданию отечественных спутниковых альтиметров, предназначенных для оценки изменений уровня Мирового океана (топографии морской поверхности), в то время как в США (КА Jason-2, -3), ЕС (КА Sentinel-3), Китае (КА НҮ-2А) и Индии (КА Saral) такие бортовые приборы давно созданы и эксплуатируются. В ноябре 2020 года был запущен КА Sentinel-6А (совместный проект ESA, NASA и NOAA), на борту которого установлен высокоточный альтиметр, предназначенный для измерения ежегодного превышения среднего уровня Мирового океан, составляющего ~ 3,3 мм в год.

Не осуществляются работы по созданию аппаратуры радиозатменного зондирования атмосферы и ионосферы Земли. Создание космической системы радиопросвечивания атмосферы и ионосферы Земли с использованием российской навигационной системы ГЛОНАСС неоднократно предлагалось Росгидрометом.

Ведущие зарубежные страны-операторы космических систем (США, ЕС и др.) уже более 10 лет активно используют космические навигационные системы (в частности GPS) для оперативного глобального мониторинга состояния атмосферы и ионосферы Земли методом радиопросвечивания. Данные радиопросвечивания позволили повысить точность численного прогноза погоды, в том числе космической погоды. Этот метод позволяет контролировать условия распространения радиоволн в околоземном пространстве, обнаруживать преднамеренное воздействие на атмосферу и ионосферу, влияющие на работу технических средств воздушного, космического и наземного базирования (космические аппараты связи, навигации, наблюдения Земли и др.).

В ходе программы «Геофизика» к 2015 году планировалось создание и космического сегмента СМГФО – космического комплекса «Ионозонд», состоящего из четырех спутников «Ионосфера» для мониторинга ионосферы и спутника для наблюдения за Солнцем «Зонд» (рис. 4). Однако, в силу определенных организационных причин этого сделать не удалось и работы были продолжены в рамках Федеральной космической программы. Теперь первые два КА «Ионосфера» должны быть запущены в 2022 году, вторые – в 2023, а запуск КА «Зонд», к сожалению, возможен не ранее 2026 года. Отсутствие на орбитах отечественных специализированных гелиогеофизических спутников приводит к тотальной информационной зависимости от зарубежных государств. В настоящее время доля информации с отечественных спутников (на метеорологических КА типа «Метеор», «Электро» и «Арктика-М» устанавливаются гелиогеофизические аппаратурные комплексы) в общем потоке принимаемой Росгидрометом космической геофизической информации составляет порядка 20%.



Рис. 4. Орбитальное построение космического комплекса «Ионозонд»

Требования к составу национальной группировки спутников наблюдения Земли гидрометеорологического, океанографического, геофизического назначения и мониторинга окружающей среды

Особенность деятельности Росгидромета заключается в том, что в его подразделениях и службах решаются самые оперативные задачи мониторинга окружающей среды, связанные с выявлением опасных гидрометеорологических и геофизических процессов и явлений и прогнозом погоды на различные сроки.

При решении этих задач необходимо осуществлять раннее обнаружение и прогнозирование этих процессов и явлений, что требует высокой оперативности и периодичности получения спутниковой информации и глобальности наблюдений. Кроме того, для решения большинства этих задач требуется комплексная обработка спутниковой информации с использованием данных наземных измерений.

Для обеспечения решения таких задач с учетом высоких требований к оперативности и периодичности получения спутниковой информации необходимо, чтобы на орбитах непрерывно функционировала орбитальная группировка космических аппаратов наблюдения Земли.

Росгидромет с использованием спутниковых данных в режиме 24/7 обеспечивает решение следующих задач:

- оперативное гидрометеорологическое и геофизическое обеспечение:

- мониторинг состояния атмосферы и океана;

 мониторинг ледовой обстановки для обеспечения навигации в Арктике, Антарктике и замерзающих морях России;

информационное обеспечение гелиогеофизической службы;

- контроль опасных гидрометеорологических явлений (ОГЯ) и чрезвычайных ситуаций (ЧС):

- оценка вероятности возникновения ОГЯ и ЧС;

- мониторинг ОГЯ и ЧС;

- оценка последствий ОГЯ и ЧС;

- мониторинг глобальных климатических изменений:

 изучение метеорологических, океанических и ландшафтных изменений на основе долговременных наблюдений за облачным покровом, концентрациями парниковых газов, озоновым слоем, снежным и ледяным покровами, температурой и цветностью океана, растительным покровом, радиационным балансом и др.;

изучение климата и климатообразующих факторов;

- мониторинг загрязнений окружающей среды:

- картирование параметров загрязнения атмосферы, суши и океана;

- оценка зон риска распространения загрязнений;

сбор и передача данных наземной наблюдательной сети Росгидромета через космические аппараты:

- создание, внедрение и эксплуатация системы сбора и передачи данных.

Расчеты, учитывающие времена развития наблюдаемых опасных гидрометеорологических и гелиогеофизических явлений, а также возможности современных спутниковых систем показывают, что для обеспечения качественного решения вышеперечисленных оперативных задач Росгидромета требуется группировка КА, представленная на рис. 5, 6 и 7.

Следует ещё раз отметить, что эти задачи и необходимые количества спутников для их решения отражены в «Стратегии деятельности в области гидрометеорологии и смежных с ней областях на период до 2030 года (с учетом аспектов изменения климата)», утвержденной распоряжением Правительства РФ от 3 сентября 2010 г. № 1458-р.

Космические системы	Название КА	Кол-ео минимально необходимых КА*	Кал-во действующих КА	Назначение	Периодичность
Гидрометеорологические:					
полярно-орбитальные КА	Метеор	4	3 (orp.)	Глобальные пидрометеоропогические наблюдения	8 раз в сутки
геостационарные КА	Электро	3	1 (orp.) 1	Гидрометеорологические наблюдения от 60°сш до 60°юш (точки стояния: 76°вд, 14,5°зд, 165.8°вд)	1 раз в 30/15 мин
высокоэллиптические КА	Арктика	4	0	Гидрометеоропогические наблюдения Арктики	1 раз в 30/15 мин
Океанографические	Океан	2	0	Глобальные океанографические наблюдения	4 раза в сутки
Геофизические	Ионосфера	4	0	Космическая погода	1 раз в 15 мин,
	Зонд	1	0	Солнечная активность	(штормовой режим
	Солярис (точка пибрации L1)	1	0	Солнечная активность	1 раз в 2 мин

Рис. 5. Необходимая группировка гидрометеорологических, океанографических и геофизических КА



Рис. 6. Необходимая группировка КА мониторинга окружающей среды и сбора данных с наблюдательных платформ



Рис. 7. Необходимая группировка КА для решения задач Росгидромета

Заключение

Необходимо отметить, что прогнозирование погоды невозможно без использования спутниковой информации. Мировая практика показывает, что её доля в общем объеме входных данных для прогностических моделей составляет до 80 %. Ряд опасных и катастрофических природных явлений (тайфуны, ураганы) можно обнаружить только из космоса.

В то же время, начиная с 2017 года, Федеральная космическая программа России на 2016 – 2025 годы подвергалась неоднократным сокращениям финансирования, что не позволило сохранить должные темпы по созданию и развертыванию полноценной орбитальной группировки (ОГ) КА наблюдения Земли.

В настоящее время состояние отечественной ОГ не позволяет осуществлять оперативное гидрометеорологическое и гелиогеофизическое обеспечение секторов экономики и обороны страны в требуемом объеме.

Данное обстоятельство объясняется недостаточным количеством космических аппаратов, развернутых на орбите, а также отсутствием некоторых видов наблюдений. Из-за переноса запуска многих КА, целевая аппаратура устаревает и её тактико-технические характеристики не отвечают современным требованиям потребителей, либо к моменту запуска очередного КА предыдущий выходит из строя, что делает невозможным полноценное развертывание ОГ. В целом для обеспечения национальных интересов в сфере гидрометеорологии, гелиогеофизики и мониторинга окружающей среды в соответствии со «Стратегией деятельности в области гидрометеорологии и смежных с ней областях на период до 2030 года (с учетом аспектов изменения климата)» необходимо непрерывное функционирование на орбите российской космической группировки в следующем минимальном составе:

- 3-х полярно-орбитальных КА «Метеор»;

- 3-х геостационарных КА «Электро»;

– 1-го океанографического КА;

- 2-х КА на высокоэллиптической орбите «Арктика».

Также для решения задач мониторинга опасных явлений и чрезвычайных ситуаций должна постоянно функционировать отечественная группировка из 6 КА «Канопус», 3 КА «Ресурс», 3 полярно-орбитальных КА оперативного всепогодного радиолокационного мониторинга Земли.

Для решения задач геофизического мониторинга Земли и околоземного космического пространства (космической погоды) на орбите должна действовать российская группировка геофизических спутников в составе 4-х КА серии «Ионосфера» и 1 КА «Зонд».

Литература

1. Жеребцов Г. А. Комплекс гелиогеофизических инструментов нового поколения – Солнечно-земная физика, 2020. – Т. 6. – № 2. – С. 6.

2. Алешин И. М. и др. Аппаратно-программная поддержка глобального центра космической погоды в интересах международной аэронавигации // Метеорология и гидрология. – 2021. – № 3. – С. 95 – 101.

3. Тасенко С. В., Чиженков В. А., Шатов П. В., Скороходов И. А. Перспективная система геофизического обеспечения управления космическими аппаратами в условиях высокой солнечной активности // Известия ЮФУ. Технические науки. – 2012. – № 3. – С. 233 – 240.

4. Тасенко С. В., Шатов П. В., Скороходов И. А. «Ожидаемые неблагоприятные воздействия факторов космической погоды на бортовые системы космических аппаратов в 24-м цикле солнечной активности и перспективная система геофизического обеспечения». / В сб.: Труды II Всероссийской научной конференции «Проблемы военно-прикладной геофизики и контроля состояния природной среды». – 2012. – С. 240 – 247.

5. Anashin V., Protopopov G., Balashov S., Gaidash S., Sergeecheva N., Tasenko S., Shatov P., Getselev I. Anomalities of space weather characteristics fixed by the space ionizing radiation monitoring system of Russian Federal Space Agency in 2012. / In.: 9th European Space Weather Week, 2012, Abstract Book & Final Programme. Poster session, p. 101.

6. Anashin V. S., Protopopov G. A., Balashov S. V, Sergeecheva N. V., Gaidash S. P., Tasenko S. V., Shatov P.V. The flight data from the Russian Federal Space Agency monitoring system. RADECS 2012, Biarritz, France, 24 – 28 September 2012.

СОВРЕМЕННЫЕ ВОЗМОЖНОСТИ ЦЕНТРА КОЛЛЕКТИВНОГО ПОЛЬЗОВАНИЯ «ИКИ-МОНИТОРИНГ» ПО РАБОТЕ С РАСПРЕДЕЛЕННЫМИ СВЕРХБОЛЬШИМИ АРХИВАМИ ДАННЫХ ДЗЗ

А. А. Прошин, Е. А. Лупян, М. А. Бурцев

(Институт космических исследований РАН, г. Москва)

Аннотация. Статья посвящена краткому описанию основных возможностей по работе с данными сверхбольших распределенных архивов данных ДЗЗ, предоставляемых иентром коллективного пользования (ЦКП) «ИКИ-Мониторинг» в настоящее время. Рассматривается актуальность задачи обеспечения доступа пользователей к сверхбольшим распределенным архивам спутниковых данных на основе принципиально нового подхода, предоставляющего пользователям возможности для интерактивного анализа и обработки данных на базе использования высокопроизводительных вычислительных ресурсов центров предоставления спутниковых данных. На основе этого подхода в 2012 году был создан центр коллективного пользования ЦКП «ИКИ-Мониторинг», возможностями которого в настоящее время пользуются многие десятки различных научных и образовательных организаций. В статье приводится общая информация о текушем наполнении архивов иентра, а основная ее часть посвящена описанию реализованных инструментов по работе с разнородными данными распределенных архивов иентра. Также приводятся примеры реализованных на основе предоставляемых центром сервисов специализированных информационных систем. В заключение приводится оценка развития центра в последние годы. Ключевые слова: дистанционное зондирование Земли, спутниковые данные, информационная система, система коллективного пользования, сверхбольшие массивы

Введение

данных, архивы спутниковых данных.

На протяжении многих десятилетий спутниковые данные ДЗЗ успешно используются для решения самых разных исследовательских и прикладных задач, связанных с мониторингом различных объектов и явлений как на поверхности Земли, так и в атмосфере. И если раньше такие данные использовались, в первую очередь, для задач гидрометеорологии, то в настоящее время область их применения включает в себя мониторинг лесов, сельхозугодий, природных пожаров, активности вулканов, загрязнений природной среды и целого ряда других явлений. Особенно стремительное развитие спутниковых систем дистанционного зондирования Земли наблюдается в последние десятилетия, что сопровождается практически взрывным ростом объемов спутниковых данных и увеличением числа действующих приборов наблюдения различного назначения [1, 2]. При этом происходит не только количественный рост числа различных спутниковых систем ДЗЗ и приборов наблюдения, но и повышение качества получаемых с них данных, что позволяет использовать многолетние ряды однородных данных для численного решения самых разных исследовательских и прикладных задач.

В свою очередь, системы доступа к спутниковым данным за минувшие десятилетия также прошли очень большой путь от предоставления немногочисленным специалистам необработанных данных до предоставления широкому кругу заинтересованных потребителей инструментов для удаленной работы с данными сверхбольших распределенных архивов спутниковых данных [1]. При этом предоставляемые современными системами сервисы доступа к данным позволяют с минимальными затратами разрабатывать специализированные информационные системы различного назначения. Все это потребовало реализации принципиально нового подхода к организации работы с данными сверхбольших, постоянно пополняющихся архивов спутниковой информации ДЗЗ. В результате были разработаны новые технологии построения информационных систем, которые не только обеспечивают пользователям доступ к интересующим их спутниковым данным, но и предоставляют разнообразные инструменты и сервисы для их обработки и анализа на базе высокопроизводительных вычислительных ресурсов коллективного пользования. Такой подход позволяет организациям и отдельным специалистам осуществлять самые разные научные и исследовательские проекты без развертывания собственной дорогостоящей инфраструктуры для хранения и обработки больших массивов спутниковых данных, что ранее было практически невозможно.

С целью реализации представленного выше нового подхода к организации работы со спутниковой информацией в 2012 году в ИКИ РАН был создан центр коллективного пользования системами архивации, обработки и анализа данных спутниковых наблюдений для решения задач изучения и мониторинга окружающей среды «ЦКП ИКИ-Мониторинг» (http://ckp.geosmis.ru) [3, 4].

В настоящее время возможностями центра пользуется уже более 100 различных научных и образовательных организаций. В 2019 году центр вошел в число 18 объектов научной инфраструктуры, для которых РНФ поддержал 106 проектов в рамках конкурса «Проведение исследований на базе существующей научной инфраструктуры мирового уровня».

Ниже в статье представлены краткие сведения об используемых в работе центра технологиях и программных решениях, разрабатываемых в отделе «Технологии спутникового мониторинга» ИКИ РАН. Затем приводится информация о текущем наполнении архивов центра. Основная часть статьи посвящена описанию современных возможностей центра по предоставлению пользователям доступа к данным и к инструментам для их обработки и анализа. Также приводится ряд примеров специализированных информационных систем, разработанных на базе возможностей, предоставляемых ЦКП «ИКИ-Мониторинг». В заключение приводится общая оценка развития центра в последние годы.

Разработанные технологии

ЦКП «ИКИ-Мониторинг» создан и развивается на основе технологий и программного обеспечения, разрабатываемых в отделе «Технологии спутни-кового мониторинга ИКИ РАН» (http://smiswww.iki.rssi.ru). Детальное рас-

смотрение архитектуры построения центра и его реализации содержится в работах [3, 4]. Ниже перечислены только основные технологии, активно развиваемые нами в настоящее время.

Для ведения сверхбольших распределенных разнородных архивов спутниковых данных используется технология UNISAT [5]. Одним из ключевых преимуществ этой технологии является поддержка механизма «виртуальных» информационных продуктов, т. е. продуктов, которые динамически формируются по запросу пользователя на основе имеющихся в архиве данных. Использование этого механизма позволяет обеспечить доступ пользователей к широкому спектру различных информационных продуктов без необходимости хранения их всех в архиве. Такой подход также позволяет определять новые доступные пользователям продукты просто путем описания правил их получения в специализированной служебной базе данных. Еще одним преимуществом этой технологии является изначальная поддержка функционирования сложных инструментов для удаленной работы и анализа данных. В 2020 году соответствующее программное обеспечение было внесено в единый реестр российских программ для электронных вычислительных машин и баз данных (https://reestr.digital.gov.ru/).

Для построения картографических веб-интерфейсов используется также разработанная в ИКИ РАН технология GeoSmis [6]. Технология позволяет создавать интерфейсы для работы с большими разнородными архивами спутниковых данных и результатов их обработки в едином ключе, что позволяет совместно анализировать данные разных типов. Одним из ее основных преимуществ является поддержка работы как синхронных, так и асинхронных инструментов для обработки и анализа данных. Благодаря использованию разработанной системы тематических вкладок удается достичь большой гибкости при построении новых специализированных интерфейсов для решения различных научных и прикладных задач. Существенно, что создание таких интерфейсов стало возможным благодаря стремительному развитию вебтехнологий в последние десятилетия, что позволило реализовывать вебинтерфейсы, приближающиеся по функционалу к специализированным пакетам программного обеспечения. Соответствующее программное обеспечение было также включено в единый реестр российских программ.

Управление распределенной многопотоковой обработкой спутниковых данных реализовано на базе специализированной технологии [7]. Эта технология позволяет в полностью автоматическом режиме одновременно вести десятки различных типов обработки на большом числе взаимозаменяемых вычислительных узлов, балансировать нагрузку между ними в соответствии с заданными приоритетами и контролировать успешность выполнения процедур обработки. Для анализа протоколов выполнения различных задач по обработке данных на основе ВІ-технологий реализован целый ряд интерактивных отчетных форм.

В последние годы в ИКИ РАН активно ведутся работы по использованию «блочного» подхода для доступа к данным в архивах, когда данные предоставляются в виде тайлов регулярных разбиений, что позволяет обеспечить требуемую степень распараллеливания их обработки и эффективно использовать механизмы кэширования. Была разработана технология динамического блочного доступа к данным в архивах [8], позволяющая предоставлять под обработку различные типы данных в таком пространственном разрешении и с такими характеристиками, которые оптимальны для ее проведения. Ключевым преимуществом этой технологии является эффективная поддержка совместной обработки разных типов спутниковых данных, отличающихся как пространственным разрешением, так и схемой организации их хранения. Аналогичный подход также применяется в реализации нового варианта картографического веб-интерфейса для доступа к данным в архивах.

Архивы ЦКП «ИКИ-Мониторинг»

В настоящее время архивы ЦКП «ИКИ-Мониторинг» содержат данные более 40 различных приборов наблюдения, установленных более чем на 60 отечественных и зарубежных спутниках дистанционного зондирования Земли. Суммарный объем доступных пользователям данных в настоящее время превышает 5 петабайт, а в сутки в архивы поступает более 3 терабайт новых данных.

Благодаря сотрудничеству ИКИ РАН и НИЦ «Планета» [9] пользователи центра имеют возможность работы с глобальными покрытиями данных, получаемыми некоторыми из российских систем наблюдения. В частности, это позволяет предоставить пользователям доступ к данным отечественных спутников дистанционного зондирования Земли серий «Канопус-В», «Ресурс-П» и «Метеор-М». Архивы в основном содержат данные по территории России и сопредельных государств, но области покрытия некоторыми из типов данных, такими как данные американских спутников серии Landsat и европейских серии Sentinel, составляют до 30% всей площади поверхности Земли. Существенно, что в архивах центра в настоящее время накоплены достаточно длинные ряды данных, например, архивы данных спутников серии Landsat начинаются с марта 1984 года. Актуальная информация о наличии данных в архивах ЦКП «ИКИ-Мониторинг», а также в архивах объединенной системы работы с данными ФГБУ «НИЦ «Планета» [9], доступна на информационном сервере центра в разделе «Архивы данных» (http://ckp.geosmis.ru/default.aspx?page=6). Из этой информации, в частности, следует, что более половины суммарного объема архивов занимают данные высокого разрешения, поступающие с прибора MSI, установленного на спутниках Sentinel-2 Европейского космического агентства, около 15% - данные радиолокационных спутников серии Sentinel-1 этого же агентства, а около 13% – данные высокого разрешения американских спутников серии Landsat.

Доступ к данным в архивах

Основным вариантом доступа пользователей к данным в архивах ЦКП «ИКИ-Мониторинг» с использованием интерактивных инструментов для их

анализа и обработки является использование специализированных картографических веб-интерфейсов, построенных по технологии GeoSmis, разработанной в ИКИ РАН. Реализуемый в рамках этих интерфейсов функционал предоставляет пользователям широкий спектр возможностей по работе со спутниковыми данными, которые ранее были доступны только в дорогостоящих настольных приложениях. Большая часть инструментов по работе с данными доступна пользователям в рамках спутникового информационного сервиса «Вега-Science» (http://sci-vega.ru) [10], являющегося уникальной научной установкой, входящей в состав ЦКП «ИКИ-Мониторинг». «ВЕГА-Science» предоставляет распределенный доступ к многолетним, ежедневно пополняющимся архивам спутниковых данных и получаемым на их основе информационным продуктам, в первую очередь ориентированным на изучение и анализ состояния растительного покрова. Также целый ряд интерактивных инструментов для работы с данными был реализован в интересах различных специализированных информационных систем, использующих возможности центра. Некоторые из этих систем будут перечислены ниже.

Рассмотрим основные функциональные группы реализованных в настоящее время инструментов для обработки и анализа данных архивов ЦКП «ИКИ-Мониторинг».

1. Инструменты для доступа и выбора данных. Хотя реализованные интерфейсы предоставляют доступ к большому количеству различных типов спутниковых данных, отличающихся как пространственным разрешением, так и набором спектральных каналов, пользователь может однотипно выбрать интересующие его наборы данных с использованием целого ряда критериев. Для выбора данных можно указать, в частности, зону интереса, диапазон дат, спутник, прибор наблюдения, допустимый процент облачности, пространственное разрешение, можно выбрать только определенные спектральные каналы или продукты определенного уровня обработки и т.д. При этом все операции по интерактивной обработке и анализу выбранных данных производятся по единому сценарию в независимости от их типа.

2. Инструменты анализа характеристик данных. Как и большинство геоинформационных систем, «ВЕГА-Science» позволяет оценивать различные характеристики данных ДЗЗ, в том числе проводить измерение длин и площадей различных объектов. Также доступны инструменты для анализа одномерных и двумерных гистограмм и расчета статистических характеристик изображений или отдельных выбранных пользователем областей изображений.

3. Инструменты для изменения параметров визуализации и цветовой коррекции данных. Эти инструменты позволяют контролировать видимость объектов на снимке, учитывая особенности конкретных изображений. В частности, реализовано проведение коррекции гистограммы изображений и синтез различных данных, включая разновременные.

4. Инструменты анализа рядов данных. Инструменты позволяют визуально анализировать временные, пространственные и спектральные ряды данных. Временные ряды можно анализировать как в отдельных точках, так и с осреднением по объекту. Спектральные профили доступны в выбранных точках или внутри пространственных объектов, а также вдоль произвольно заданных маршрутов.

5. Инструменты обработки спутниковых данных. С их помощью исследователи могут проводить разнообразные операции по обработке спутниковых изображений. В качестве примеров таких инструментов можно привести:

 инструменты сегментации и классификации данных ДЗЗ с обучением и без обучения. Эти инструменты используются для выделения особенностей изображения, детектирования и построения границ объектов, построения тематических карт;

 инструменты расчета спектральных индексов и проведения вычислений с использованием любых выбранных каналов выбранных экземпляров данных;

 инструмент коррекции данных, позволяющий провести фильтрацию или топографическую коррекцию, вырезать произвольную область выбранных каналов любых выбранных спутниковых данных из архива.

6. Специализированные инструменты для анализа и мониторинга объектов, явлений и процессов. Использование этих инструментов позволяет на основе анализа спутниковых данных изучать процессы, происходящие как на поверхности Земли, так и в мировом океане или в атмосфере. В частности. Они позволяют анализировать антропогенное влияние на природную среду, задавать объекты наблюдений и собирать данные, содержащие их характеристики. В качестве примеров таких инструментов можно привести:

 инструменты для оценки проективного покрытия леса (в том числе зарастания с/х полей) и детектирования лесных рубок на основе использования временной серии данных [11];

 инструмент мониторинга состояния природных и природноантропогенных объектов (данный инструмент позволяет исследовать влияние различных источников загрязнения на окружающую среду [12]);

 инструменты для мониторинга и анализа состояния сельскохозяйственных полей и контроля развития посевов с/х культур [13];

– инструмент структурного анализа изображений, реализующий технологию линеаментного анализа LESSA (Lineament Extraction and Stripe Statistical Analysis) [14]. Эта технология предназначена для автоматизации анализа в геологических исследованиях;

– инструмент для получения контуров пожарных повреждений растительного покрова по данным высокого пространственного разрешения [15].

7. ВІ-инструменты анализа данных. На основе использования ВІ-технологий реализованы специальные интерактивные формы [16], обеспечивающие пространственный и временной анализ следующих видов карт, полученных на основе данных ДЗЗ: природные пожары, пахотные земли, озимые сельскохозяйственные культуры, типы растительного покрова на территории России и другие. С их помощью, в частности, можно проводить анализ имеющихся данных в разрезе различных территориальных образований.

Примеры реализованных информационных систем

На основе сервисов по работе с данными, предоставляемых ЦКП «ИКИ-Мониторинг», в настоящее время реализовано более 20 специализированных информационных систем, предназначенных для решения различных научных и прикладных задач.

Научные информационные системы, как правило, создаются для изучения каких-то конкретных явлений или процессов, а также при разработке новых методов для проведения их мониторинга в научных или прикладных целях. Ниже приводятся примеры двух таких информационных систем, активно используемых и развиваемых в настоящее время.

Спутниковый сервис See The Sea (STS) (http://ocean.smislab.ru/) [17] разрабатывается специалистами различных отделов ИКИ РАН. Сервис ориентирован на работу с данными спутниковых наблюдений для решения междисциплинарных задач исследования Мирового океана. Особое внимание в системе уделяется возможностям работы с данными спутниковой радиолокации. Именно в интересах системы STS в ЦКП «ИКИ-Мониторинг» была реализована возможность работы с этими данными. В настоящий момент центр обеспечивает возможность работы с архивами радиолокационных данных, полученных от спутниковых систем Envisat и Sentinel-1.

Информационная система «Дистанционный мониторинг активности вулканов Камчатки и Курил» VolSatView (http://volcanoes.smislab.ru/) [18] разработана и развивается совместно Институтом вулканологии и сейсмологии Дальневосточного отделения РАН (ИВиС ДВО РАН), Вычислительным центром Дальневосточного отделения РАН (ВЦ ДВО РАН), Дальневосточным Центром ФГБУ «НИЦ "Планета" (ДЦ ФГБУ «НИЦ "Планета") и ИКИ РАН. Основной задачей системы является обеспечение специалистов-вулканологов оперативными спутниковыми данными и различными информационными продуктами, получаемыми на основе их обработки, для мониторинга и изучения вулканической активности Камчатки и Курил.

Возможности ЦКП «ИКИ-Мониторинг» также активно используются различными специализированными информационными системами, ориентированными на мониторинг состояния окружающей среды, состояния лесных и сельскохозяйственных ресурсов, различных антропогенных объектов и транспортной инфраструктуры. Наиболее востребованной среди таких систем является информационная система дистанционного мониторинга Федерального агентства лесного хозяйства ИСДМ-Рослесхоз (https://aviales.ru) [19]. Система создавалась и развивалась при непосредственном участии целого ряда различных научных и ведомственных предприятий, включая институты Рослесхоза, РАН, Росгидромета. Заинтересованность ИСДМ-Рослесхоз в получении различной информации о состоянии лесного покрова и повреждении его лесными пожарами стала одним из важных стимулов развития ЦКП «ИКИ-Мониторинг» как в плане увеличения числа реализуемых информационных продуктов и сервисов для работы с ними, так и в повышении их качества.

Заключение

За последние пять лет суммарный объем данных в архивах ЦКП «ИКИ-Мониторинг» возрос более чем в два раза. Также был существенно расширен состав доступных пользователям интерактивных инструментов для обработки и анализа данных. Постоянно растет число научных и образовательных организаций, заинтересованных в сотрудничестве с центром, а на базе возможностей, предоставляемых центром, создаются новые специализированные информационные системы. Это показывает актуальность выбранного нами подхода к обеспечению доступа к сверхбольшим распределенным архивам спутниковых данных, в рамках которого основной акцент делается на предоставлении широкому кругу заинтересованных пользователей инструментов для онлайн-обработки спутниковых данных с использованием вычислительных ресурсов центра.

Работы по созданию методов и технологий работы со сверхбольшими распределенными архивами спутниковых данных ЦКП «ИКИ-Мониторинг» с 2019 г. выполняются в рамках темы Минобрнауки РФ «Большие данные в космических исследованиях: астрофизика, солнечная система, геосфера» (№ 0024-2019-0014).

Литература

1. Лупян Е. А., Бурцев М. А., Прошин А. А., Кобец Д. А. Развитие подходов к построению информационных систем дистанционного мониторинга // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. – 2018. – Т. 15. – № 3. – С. 53 – 66. DOI: DOI: 10.21046/2070-7401-2018-15-3-53-66.

2. Zhu L. et al. A Review: Remote Sensing Sensors. - IntecOpen, 2018.

3. Лупян Е. А., Прошин А. А., Бурцев М. А., Балашов И. В., Барталев С. А., Ефремов В. Ю., Кашницкий А.В., Мазуров А.А., Матвеев А.М., Суднева О.А., Сычугов И. Г., Толпин В. А., Уваров И. А. Центр коллективного пользования системами архивации, обработки и анализа спутниковых данных ИКИ РАН для решения задач изучения и мониторинга окружающей среды // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. – 2015. – Т. 12. – № 5. – С. 263 – 284.

4. Лупян Е. А., Прошин А. А., Бурцев М. А., Кашницкий А.В., Балашов И. В., Барталев С. А., Константинова А. М., Кобец Д. А., Мазуров А. А., Марченков В. В., Матвеев А. М., Радченко М. В., Сычугов И. Г., Толпин В. А., Уваров И. А. Опыт эксплуатации и развития центра коллективного пользования системами архивации, обработки и анализа спутниковых данных (ЦКП «ИКИ-Мониторинг») // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. – 2019. – Т. 16. – № 3. – С. 151 – 170. DOI: 10.21046/2070-7401-2019-16-3-151-170.

5. Прошин А. А., Лупян Е. А., Балашов И. В., Кашницкий А. В., Бурцев М. А. Создание унифицированной системы ведения архивов спутниковых данных, предназначенной для построения современных систем дистанционного мониторинга // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. – 2016. – Т. 13. – № 3. – С. 9 – 27. DOI: 10.21046/2070-7401-2016-13-3-9-27.

6. Толпин В. А., Балашов И. В., Ефремов В. Ю., Лупян Е. А., Прошин А. А., Уваров И. А., Флитман Е. В. Создание интерфейсов для работы с данными современных систем дистанционного мониторинга (система GEOSMIS) // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. – 2011. Т.8. № 3. – С. 93 – 108.

7. Кобец Д. А., Матвеев А. М., Мазуров А. А., Прошин А. А. Организация автоматизированной многопотоковой обработки спутниковой информации в системах дистанционного мониторинга // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. – 2015. – Т. 12. – № 1. – С. 145–155.

8. Прошин А. А., Лупян Е. А., Балашов И. В., Кашницкий А. В., Матвеев А. М., Руткевич Б. П. Технология динамического блочного представления спутниковых данных системам распределенной обработки // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. – 2020. – Т. 17. – № 7. – С. 79 – 93. DOI: 10.21046/2070-7401-2020-17-7-9–93.

9. Бурцев М. А., Успенский С. А., Крамарева Л. С., Антонов В. Н., Калашников А. В., Балашов И. В., Кашницкий А. В., Лупян Е. А., Матвеев А. М., Прошин А. А. Современные возможности и перспективы развития Объединенной системы распределенной работы с данными НИЦ «Планета» // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. – 2019. – Т. 16. – № 3. – С. 198 – 212. DOI: 10.21046/2070-7401-2019-16-3-198-212.

10. Барталев С. А., Ершов Д. В., Лупян Е. А., Толпин В. А. Возможности использования спутникового сервиса ВЕГА для решения различных задач мониторинга наземных экосистем // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. – 2012. – Т. 9. – № 1. – С. 49 – 56.

11. Ховратович Т. С., Барталев С. А., Иванова А. А. Применение метода выявления изменений по спутниковым данным Landsat 8 и Sentinel-2 для детектирования сплошных и выборочных рубок леса // Доклады VII Всероссийской конференции (с международным участием) «Аэрокосмические методы и геоинформационные технологии в лесоведении, лесном хозяйстве и экологии», посвященной памяти выдающегося ученого-лесовода, академика РАН А.С. Исаева. Москва, 22 – 24 апреля 2019. – М.: ЦЭПЛ РАН, 2019. – С. 101 – 03.

12. Лупян Е. А., Константинова А. М., Балашов И. В., Кашницкий А. В., Саворский В. П., Панова О. Ю. Разработка системы анализа состояния окружающей среды в зонах расположения крупных промышленных объектов, хвостохранилищ и отвалов // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2020. Т. 17. № 7. – С. 243-261. DOI: 10.21046/2070-7401-2020-17-7-243-261.

13. Толпин В. А., Лупян Е. А., Барталев С. А., Плотников Д. Е., Матвеев А. М. Возможности анализа состояния сельскохозяйственной растительности с использованием спутникового сервиса «ВЕГА» // Оптика атмосферы и океана. 2014. Т. 27. № 7 (306). – С. 581 – 586.

14. Златопольский А. А. Получение ориентационных характеристик территории с помощью технологии LESSA. Методика и тестирование на цифровой модели рельефа Предбайкалья // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. – 2020. – Т. 17. № 4. – С. 98 – 110. DOI: 10.21046/2070-7401-2020-17-4-98-110.

15. Кашницкий А. В., Лупян Е. А., Барталев С. А., Барталев С. С., Балашов И. В., Ефремов В. Ю., Стыценко Ф. В. Оптимизация интерактивных процедур картографирования гарей в информационных системах дистанционного мониторинга природных пожаров // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2015. – Т. 12. – № 4. – С. 7 – 16.

16. Кобец Д. А., Балашов И. В., Сычугов И. Г., Толпин В. А. Организация контроля и анализа работоспособности систем автоматизированной обработки спутниковых данных с использованием ВІ-технологий // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. – 2017. – Т. 14. – № 3. – С. 92 – 103. DOI: 10.21046/2070-7401-2017-14-3-92-103.

17. Лаврова О. Ю., Митягина М. И., Уваров И. А., Лупян Е. А. Текущие возможности и опыт использования информационной системы See the Sea для изучения и мониторинга явлений и процессов на морской поверхности // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. – 2019. Т. – 16. – № 3. – С. 266 – 287. DOI: 10.21046/2070-7401-2019-16-3-266-287.

18. Гирина О. А., Лупян Е. А., Мельников Д. В., Кашницкий А. В., Уваров И. А., Бриль А. А., Константинова А. М., Бурцев М. А., Маневич А. Г., Гордеев Е. И., Крамарева Л. С., Сорокин А. А., Мальковский С. И., Королев С. П. Создание и развитие информационной системы «Дистанционный мониторинг активности вулканов Камчатки и Курил» // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2019. Т. 16. № 3. – С. 249-265. DOI: 10.21046/2070-7401-2019-16-3-249-265. 19. Лупян Е. А., Барталев С. А., Ершов Д.В., Котельников Р. В., Балашов И. В., Бурцев М. А., Егоров В. А., Ефремов В. Ю., Жарко В. О., Ковганко К. А., Колбудаев П. А., Крашенинникова Ю. С., Прошин А. А., Мазуров А. А., Уваров И. А., Стыценко Ф. В., Сычугов И. Г., Флитман Е. В., Хвостиков С. А., Шуляк П. П. Организация работы со спутниковыми данными в информационной системе дистанционного мониторинга лесных пожаров Федерального агентства лесного хозяйства (ИСДМ-

ниторинга лесных пожаров Федерального агентства лесного хозяиства (исдм-Рослесхоз) // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2015. – Т. 12. – № 5. – С.222 – 250.

ИССЛЕДОВАНИЯ ВЛИЯНИЯ АЭРОДИНАМИКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТАНА ЕГО ПОЛЕТ И НАГРЕВ В АТМОСФЕРЕ ПЛАНЕТ

Н. И. Сидняев

(Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана, г. Москва)

Аннотация. В статье представлены исследования влияния аэродинамических характеристик космического летательного аппарата на его движение и нагрев в атмосфере. Показано, что увеличение аэродинамического качества при малых углах входа в атмосферу приводит к снижению перегрузок, к улучшению характеристик маневренности и повышению интегральных суммарных тепловых потоков, тогда как увеличение подъемной силы и лобового сопротивления приводит к снижению плотности теплового потока. Теплозашита основана на принципе поглощения тепловых потоков (независимо от методов осуществления), весовые затраты на нее будут наименьшими при минимальном значении интегрального теплового потока, что приводит к выводу, что космический аппарат должен быть настолько мал, насколько позволят компоновочные условия размешения приборной базы и полезного груза. Постулируется, что такие летательные аппараты, вероятно, пригодны для входа в атмосферу с орбитальными и со сверхорбитальными скоростями. Утверждается, что если тепловая защита основана на принципе излучения тепла с поверхности, то для ограничения температуры поверхности нужны сравнительно большие для данного полезного груза размеры летательного аппарата. Такие космические аппараты с высокой подъемной силой и (или) способные иметь большое лобовое сопротивление оказываются применимыми при орбитальных скоростях входа в атмосферу. Однако с увеличением скорости входа в атмосферу плотности тепловых потоков становятся особенно высокими и охлаждение излучением может стать практически неосуществимым, что негативно сказывается на аппаратуру систем управления.

Ключевые слова: космический аппарат, траектория, температура, атмосфера, аэродинамика, сопротивление.

Введение

При входе космических аппаратов (КА) в плотные слои атмосферы основное внимание уделяется траекториям, при которых летательный аппарат, войдя в атмосферу со сверхорбитальной скоростью, затем снова выходит из нее уже с орбитальной скоростью. Верхние слои атмосферы, особенно большая часть термосферы и экзосфера, находятся в области приземного космического пространства и ближнего космоса. Условия полетов в этой части космического пространства, кроме физических параметров состояния верхней атмосферы, в значительной степени определяются радиационной и метеорной обстановкой. Эти вопросы заслуживают специального рассмотрения. Физические характеристики верхней атмосферы существенно сказываются на изменении аэродинамических характеристик спутников.

Если у планеты нет атмосферы или она есть, но очень разреженная, то для мягкой посадки на эту планету придется затратить почти столько же энергии, сколько для выхода из поля тяготения этой планеты. Но если у планеты есть достаточно плотная

атмосфера, то можно сэкономить эту энергию (а значит, и связанную с ней массу первоначально запасенного топлива), используя силу сопротивления *X*.

Итак, пусть аппарат массы *m*, имеющий площадь крыла *S*, движется со скоростью v в атмосфере планеты с радиусом r_0 «почти параллельно» ее поверхности на высоте y = h, где плотность атмосферы равна р. Тогда подъемная сила $Y = c_v \rho v^2 S$ (коэффициент с, зависит, как известно, от многих факторов: угла атаки, характера обтекания – сплошное, свободномолекулярное и др.) должна уравновешивать вес аппарата, падающего на планету с центростремительным ускорением v^2/r_0 : $c_y \rho v^2 S = m(g - v^2/r_0)$. Из этого соотношения видно, что на большой высоте, где плотность атмосферы мала и поэтому стремится к нулю и подъемная сила (левая часть уравнения), аппарат должен двигаться вокруг планеты со скоростью $v_1 = \sqrt{r_0 g}$ – первой космической скоростью. Наоборот, в нижних слоях атмосферы плотность достаточна для того, чтобы крылатый аппарат мог двигаться со скоростями, много меньшими космической; здесь центростремительное ускорение пренебрежимо мало по сравнению с ускорением тяготения. Тогда нужно лететь на такой высоте, где плотность атмосферы не меньше чем $\rho_{min} = mg/Sc_v v v^2$. Можно определить и ту предельную высоту, не ниже которой можно держаться «на крыле» при данной скорости полета v. На рис. 1, где по оси ординат отложена высота, а по оси абсцисс – скорость, показаны эти два участка: участок СД для нижних сплошных слоев атмосферы и AB – вне условной «границы» атмосферы (для аппарата, имеющего вторую космическую скорость).

Итак, получена кривая *CDAB*, выше которой аппарат не может поддерживаться атмосферой: при любой данной скорости (меньше первой космической) подъемной силы будет не хватать, если мы заберемся на большую высоту, чем указывает эта кривая. Или иначе, на любой заданной высоте скорость аппарата не может быть меньше значения v_{\min} , лежащего на этой кривой. Поэтому «запрещенная» область значений заштрихована.

Необходимо отметить, что каждый килограмм воздуха, движущегося с большой сверхзвуковой скоростью v относительно аппарата, несет энергию, равную v2/2, а этих килограммов в единицу времени на единицу площади попадает ρv . И все это тепло, по предположению, уходит от аппарата за счет излучения, которое в единицу времени уносит с единицы площади энергию σ T4. Потребуем, чтобы температура поверхности не превышала температуру плавления Тпл. Итак, .

Таким образом, скорость аппарата не может быть больше определенного для каждой высоты значения vmax. Эта кривая ЕF приведена на рис. 1. Если использовать несущие и тормозящие свойства атмосферы, то есть садиться на планету на крылатом аппарате, то в плоскости координат высота – скорость «траектория» не может проходить выше кривой CDAB (крылья не будут держать аппарат) и ниже кривой EF (выгорают). Обе эти кривые построены для условий посадки на планету. Видно, что с увеличением скорости расстояние между этими кривыми – ширина «коридора входа» достигает минимального значения (значит, особенно

на этой высоте требуется контроль). Эти кривые нигде не касаются и не пересекаются. Итак, пусть аппарат возвращается на Землю в условиях нестационарного планирования в атмосфере, используя несущие поверхности для поддержания в воздухе и весь корпус для торможения – но, конечно, так, чтобы не выйти из рассмотренного «коридора».





Рис. 2. Траектория движения КА: 1 – поверхность планеты

Убыль кинетической энергии аппарата из-за торможения связана, разумеется, с ее превращением в тепло. Работа силы сопротивления в единицу времени (мощность силы сопротивления) равна $Q = Xv = c_x S\rho v^3$. Исследуем, как эти величины зависят от скорости аппарата. Из условия равновесия сил в проекции на вертикаль в горизонтальном полете, можно выразить плотность на некоторой высоте в функции от скорости на той же высоте:

$$\rho = \frac{v_1^2 - v^2}{v^2} \frac{m}{c_v S r_0}$$

Подставляя это выражение плотности в формулу для мощности силы сопротивления, получим:

$$Q = \frac{c_x m}{c_v r_0} \upsilon (\upsilon_1^2 - \upsilon^2).$$

При $\upsilon = 0$ и $\upsilon = \upsilon_1$ мощность равна нулю, и в этом случае она достигает

наибольшего значения где-то «по дороге», при торможении спускаемого аппарата от первой космической скорости до посадки. Можно показать (либо построив график зависимости мощности от скорости, либо приравняв нулю ее производную по скорости), что это наибольшее значение достигается при $v = v_1/\sqrt{3} = 4,5$ км/с. Можно указать и пределы значений высоты полета, при которой будет происходить наиболее интенсивный разогрев тормозящегося аппарата.

1. Движение по баллистической траектории

При изучении движения планирующего КА в атмосфере планеты мы будем исходить из основных уравнений и придерживаться обозначений, показанных на рис. 2 и 3.



Рис. 3. Силы, действующие на КА: 1 – направление входа в атмосферу

Вертикальная плоскость:

$$L - mg\left(\frac{r_0}{r}\right)^2 \cos\theta = -\frac{mV^2}{r_c},\tag{1}$$

$$D + mg\left(\frac{r_0}{r}\right)^2 \sin\theta = -\frac{m}{2}\frac{dV^2}{dS},$$
(2)

горизонтальная плоскость:

$$Y = mV^2 \frac{d\psi}{dS},\tag{3}$$

$$dl \approx dS \sin \psi, \tag{4}$$

где θ – местный отрицательный угол наклона траектории к горизонту; *g* – ускорение силы тяжести; *S* – длина дуги в направлении движения.

Уравнения (1) и (2) получены для неподвижной планеты и ее атмосферы из условий баланса сил и ускорений в направлениях действия подъемной силы и силы лобового сопротивления соответственно. Использование второго закона механики для боковой силы и соответствующего ей ускорения дает уравнение (3), где боковое перемещение dl, как видно из соотношения (4), пропорционально синусу угла направления полета в горизонтальной плоскости ψ при условии, если боковое смещение мало по сравнению с продольным перемещением dS.

Для упрощения задачи движения КА в атмосфере применялись многочисленные методы преобразований этой системы уравнений [1 – 6]. При малых углах входа, предполагая, что при входе в атмосферу сила лобового сопротивления преобладает над коллинеарной составляющей силы тяжести, уравнения (1) и (2) можно преобразовать в простое дифференциальное уравнение второго порядка (5) и уравнение (3) – в уравнение (6).

Вертикальная плоскость:

$$\frac{1}{C_D A} \frac{d}{dz} \left(C_D A \frac{df}{dz} \right) + \frac{I}{f} (1 - e^{-z}) + J = 0.$$
(5)

Горизонтальная плоскость:

$$\frac{d\Psi}{dz} + \frac{1}{2}\frac{Y}{D} = 0,\tag{6}$$

где

$$f = \frac{1}{\alpha} \frac{p}{p_0} = e^{-\beta y}, \ z = \ln \overline{V}^2, \ I = \frac{\beta}{r_0} \left(\frac{m}{C_D A \rho_0 \alpha}\right)^2, \ J = \frac{\sqrt{I\beta r_0}}{2} \left(\frac{L}{D}\right),$$
$$\theta = \frac{1}{\sqrt{I\beta r_0}} \frac{df}{dz}; \ \overline{V} = \frac{V}{\sqrt{gr_0}},$$
$$G = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{\beta r_0}{I}} f e^2 \sqrt{1 + \left(\frac{L}{D}\right)^2 + \left(\frac{Y}{D}\right)^2}.$$
(7)

Здесь A — характерная площадь, относительно которой подсчитаны аэродинамические коэффициенты. В соотношении (7) отмечается, что функция плотности f пропорциональна отношению местной плотности ρ на высоте y к плотности на уровне моря ρ_0 и для земной атмосферы с хорошей степенью приближения изменяется по экспоненте с изменением высоты у. Независимая переменная z равна $\ln \overline{V}^2$, где \overline{V} – отношение скорости полета к круговой скорости у поверхности Земли. Параметры I и J зависят от свойств планеты и атмосферы. В параметр I входит также масса, характерная площадь и коэффициент лобового сопротивления КА, а *d* параметр *J* – подъемная сила [7 – 11]. Отметим, что от этих величин зависит и угол наклона траектории полета к местному горизонту θ, и суммарная перегрузка G. Первый (5) член пропорционален скорости изменения угла наклона траектории к местному горизонту с изменением скорости полета и обычно мал при сравнительно крутом входе баллистического снаряда в атмосферу [1]. Второй член пропорционален разности между весом и центробежной силой при полете по траектории, практически эквидистантной поверхности планеты. Третий член, который пропорционален аэродинамическому качеству, будет играть основную роль в нашем исследовании. Особенно полезное приближенное решение уравнения (5) соответствует планированию КА [6], при котором первый член уравнения пренебрежимо мал, а второй и третий члены сбалансированы так, что сумма подъемной силы, веса и центробежной силы равна нулю. Отсюда получается, что $f = -I/J(1 - e^{-z})$. При этих условиях с помощью уравнений (6) и (7) получаем соотношения, описывающие движение в атмосфере спутника с постоянными коэффициентами подъемной силы и лобового сопротивления [3]:

$$G_{\max} = \sqrt{1 + \left(\frac{D}{L}\right)^2 + \left(\frac{Y}{D}\right)^2},$$
(8)

$$S_{\max} = \frac{r_0}{2} \frac{L}{D} \ln \left(\frac{1}{1 - \overline{V_E}^2} \right) \to \infty, \text{ так как } \overline{V_E} \to 1,$$
(9)

$$l_{\rm max} = \frac{\pi^2}{48} r_0 \left(\frac{L}{D}\right)_0^2 + \dots \quad . \tag{10}$$

Индекс 0 при $(L/D)^2$ в выражении (10) означает, что это отношение берется при угле крена, равном нулю. Соотношения (8) и (9) теряют смысл при $L/D \rightarrow 0$ и соотношение (10) становится неточным при значениях $(L/D)_0$, приблизительно больших единицы. Тем не менее, эти уравнения показывают качественную картину влияния подъемной силы, лобового сопротивления и боковой силы на движение КА в атмосфере. Так, с увеличением аэродинамического качества снижаются перегрузки и возрастают как продольная дальность, так и дальность по боку, и, так как максимум боковой дальности достигается при угле крена, равном 45°, это соответствует случаю равенства боковой и подъемной сил. Заслуживает внимания и то, что продольная дальность значительно сильнее зависит от скорости входа, нежели от отношения L/D. Этот факт и значительная дополнительная воз-

можность изменять продольную дальность посредством изменения момента входа в атмосферу указывают на целесообразность использования несущей способности КА для получения боковой дальности крена.

Возвращаясь к уравнению (5), необходимо отметить, что оно в равной степени как при постоянных, так и при переменных коэффициентах аэродинамических сил, как показано в работах [6 – 12], выведено специально для получения упрощенных решений в виде разложения функции f(z) в ряд по степени $(z - z_0)$ в случае входа в атмосферу с постоянными коэффициентами подъемной силы и лобового сопротивления.

В случае полета в атмосфере по секущей траектории пригодное решение [3] в виде ряда будет следующим:

$$f(z) = k_0 \sqrt{I} e^{-z_0/2} \begin{bmatrix} 1 - \frac{1}{2k_0^2} \left(e^{z_0} - 1 + k_0 e^{z_0/2} \frac{J}{\sqrt{I}} \right) \times \\ \times \left(z - z_0 \right)^2 - \frac{1}{6k_0^2} \left(z - z_0 \right)^3 \end{bmatrix},$$

где

$$k_0^{2} - \frac{k_0}{2} e^{z_0/2} \frac{J}{\sqrt{I}} (z_E - z_0)^2 - \left[\frac{e^{z_0} - 1}{2} (z_E - z_0)^2 - \frac{1}{6} (z_E - z_0)^3 \right] = 0$$

и индекс 0 соответствует условиям полета в момент прохождения нижней точки траектории в атмосфере. Как отмечено в работах [4 - 8], при входе в атмосферу с параболической скоростью по секущей траектории при положительной подъемной силе достаточно ограничиться только двумя первыми членами этого разложения функции f(z). При отрицательной подъемной силе такое упрощение справедливо, если $z_E - z_0 \le 1$. Заметим также, что уравнение (6) для бокового движения сравнительно простое; так, при постоянном значении У/D, очевидно, что изменение направления бокового движения в горизонтальной плоскости прямо пропорционально отношению Y/D и изменению величины параметра z в процессе торможения в атмосфере независимо от типа входа. Движение и нагрев КА в атмосфере, конечно, органически взаимосвязаны. Ввиду этого рассмотрим уравнения конвективного теплообмена, выраженные через переменные f, z и другие принятые в исследовании параметры. Здесь укажем, а позднее подтвердим [3, 4, 8, 9], что полетные числа Рейнольдса Re на участке траектории полета в атмосфере, для которого характерны высокие плотности конвективных тепловых потоков, как правило, будут порядка миллиона или менее. В таких случаях пограничный слой у поверхности КА обычно оказывается в значительной степени ламинарным и выражение для плотности теплового потока может быть записано в следующей форме:

$$\dot{q} = C_q \left(\alpha \rho_0 \right)^{1/2} \left(g r_0 \right)^{3/2} \left(\frac{f}{d} \right)^{1/2} e^{3z/2}, \tag{11}$$

где C_q – константа, зависящая от геометрии омываемой поверхности и от свойств атмосферы [3]. Можно сказать [3, 8], что интенсивность теплопередачи при ламинарном режиме изменяется прямо пропорционально корню квадратному из плотности атмосферы и обратно пропорционально корню квадратному из характерного размера тела и пропорционально кубу скорости полета. Это выражается в явном виде непосредственно функциональной зависимостью qот f, z и характерного размера d в формуле (11). Здесь удобно преобразовать это соотношение в дифференциальное уравнение, в котором z будет независимой переменной:

$$\frac{dq}{dz} = -C_q \frac{gr_0}{(\alpha \rho_0)^{1/2}} \frac{m}{C_D A} \frac{e^z}{(fd)^{1/2}}.$$
(12)

Использованные здесь значения C_q взяты из работы [13]. В окрестности передней критической точки $C_q = 4,08 \cdot 10^{-8}$ ккал·с²/кг^{1/2}·м³ для $\overline{V_E} = 1,0$ и $C_q = 5,01 \cdot 10^{-8}$ ккал·с²/кг^{1/2}·м³ для $\overline{V_E} = \sqrt{2}$. На конической поверхности: $C_q = 3,26 \cdot 10^{-8} \sin \delta \sqrt{\cos \delta}$ ккал·с²/кг^{1/2}·м³, где δ – угол наклона поверхности к направлению полета. В качестве характерного размера принято: для окрестности критической точки – радиус кривизны лобовой поверхности и для конической поверхности – главный радиус кривизны.

Совместное решение уравнения (12) с уравнением (5), связывающим f с переменной z, позволяет определить интегральный конвективный теплопоток на единицу поверхности, а затем и суммарный теплопоток по всей поверхности КА, поступающий за время полета КА в атмосфере. Как и при изучении движения, полезно рассмотреть уравнения нагрева КА на режиме стационарного планирования в атмосфере с орбитальной скоростью. Эти соотношения приведены в работе [3] в следующей форме:

$$\dot{q}_{\max} = C_q \frac{2\sqrt{2}}{3\sqrt{3}} g^{3/2} r_0 \sqrt{\frac{m}{C_L A d}} \quad \text{при } \overline{V} = \sqrt{\frac{2}{3}},$$
 (13)

$$q = C_q \frac{\pi}{2\sqrt{2}} g r_0^{3/2} \sqrt{\frac{L}{D} \left(\frac{m}{C_D A d}\right)},\tag{14}$$

$$Q = C_{\varrho} \frac{\pi}{2\sqrt{2}} g r_0^{3/2} \sqrt{\frac{L}{D} \left(\frac{md}{C_D}\right)}.$$
(15)

Во-первых, отметим, что, согласно соотношению (13), плотность конвективного теплового потока q изменяется прямо пропорционально корню квадратному из массовой нагрузки на единицу площади несущей поверхности и обратно пропорционально корню квадратному из коэффициента подъемной силы и характерного размера омываемого элемента поверхности КА. Таким образом, для снижения интенсивности нагрева при заданной массе КА желательно увеличение его размеров и коэффициентов подъемной силы. Из соотношения (14) видно, что интегральный конвективный тепловой поток а, поступающий к единице площади поверхности, также снижается с увеличением размеров КА. Кроме того, величина q становится меньше при снижении величины L/D и при увеличении коэффициента лобового сопротивления КА. Заметим, наконец, что полный интегральный конвективный тепловой поток О также уменьшается при снижении аэродинамического качества, однако, в отличие от \dot{q} и q, величина O уменьшается и при уменьшении размеров поверхности, а следовательно, и величины КА. В таком случае можно предположить, что для данной массы КА, теплозащита которого основана на принципе излучения тепла с поверхности, его размеры будут сравнительно большими и он будет иметь высокую несущую способность, тогда как КА с теплозащитой, основанной на принципе поглощения тепла, будет сравнительно небольшим со значительным лобовым сопротивлением при низком аэродинамическом качестве. Большинство из представленных и рассмотренных результатов изучения движения заимствовано из работ [9 - 18], в которых используются соотношения (5) и (6), где $\alpha = 0.715$ и $\beta = 1/7560$ м в соответствии с моделью атмосферы Земли ARDC [3] и $r_0 = 6.4 \cdot 10^6$ м.

2. Возврат космического аппарата в атмосферу с орбитальной скоростью

Влияние аэродинамического качества КА на максимальную отрицательную перегрузку и на его способность к боковому маневру при входе в атмосферу с орбитальной скоростью под углом θ_E , близким к нулю, показано на рис. 4.

Очевидно, что максимальная перегрузка при нулевом аэродинамическом качестве не является недопустимо большой даже для КА с человеком на борту, а при величине *L/D* порядка 0,5 и более перегрузки снижаются до значений, близких к значениям при обычном полете.



Рис. 4. Перегрузки и боковая дальность: $1 - G_{\text{max}} = \sqrt{1 + (D/L)^2}$; 2 – расстояние между соседними витками орбиты; $\overline{V}_E = 1, \theta_E \rightarrow 0$







Рис. 6. Влияние крена на движение и нагрев: 1 – максимальная боковая дальность; $\overline{V}_E = 1, \theta_E \rightarrow 0$

Здесь же показано, что возрастание максимальной дальности бокового смещения с увеличением $(L/D)_0$ до 1, как и было получено по теории стационарного планирования, происходит по квадратичной зависимости, дающей величины значения $(l/r_0)_{max}$ около 0,2 или менее, которые сооветствуют не более чем половине расстояния между соседними витками орбиты по земной поверхности. Для бокового маневра порядка расстояния между соседними витками орбиты требуется иметь L/D порядка 1,5. Результаты расчетов аэродинамического нагрева КА, имеющего форму полуконуса, при входе в атмосферу с орбитальной скоростью под углом близким к нулю, приведены на рис. 5. Такая форма КА была выбрана с целью упрощения вычислений [3] и, по существу, не нарушает общности исследований зависимости аэродинамического нагрева от массы, размеров и аэродинамических характеристик КА, совершающих спуск в атмосфере.

Предполагается, что ось вращения образующей конической поверхности параллельна направлению движения; таким образом, при малой степени затупления носовой части аэродинамические характеристики такой формы в соответствии с ньютоновской теорией аппроксимируются следующим соотношением:

$$C_L = (4/\pi) \sin \delta \cos \delta L/D = (2/\pi) \operatorname{ctg} \delta.$$

Из рис. 5 и 6 видно, что секундный и интегральный удельные тепловые потоки значительно выше в окрестности передней критической точки, чем на некотором среднем элементе боковой поверхности, расположенном вдали от носовой части КА. Очевидно, что с увеличением L/D при постоянном C_DAd/m заметно снижается максимальное значение плотности теплового потока в окрестности передней критической точки и на боковой поверхности. В меньшей степени, но тем не менее заметно снижаются уровни соответствующих равновесных температур поверхности. На практике обычно не остается постоянным и влияние L/D на интенсивность нагрева, может измениться и даже может иметь характер, обратный показанному на рис. 5, в зависимости от того, как с изменением L/D изменяется параметр C_DAd/m . Однако интенсивность нагрева и равновесные температуры поверхности в окрестности критической точки, как было показано на основе теории равновесного планирования, будут минимальными при максимальной подъемной силе, которая у рассматриваемых КА и КА многих других конфигураций будет или может быть при аэродинамическом качестве порядка 0,5. Из графиков, приведенных на рис. 5, следует, что максимум равновесной температуры поверхности в окрестности передней критической точки КА, совершающего спуск в атмосфере, не может превосходить температуры порядка 1700 ÷ 2000 °С, а на среднем элементе боковой поверхности – температуры порядка 900 ÷ 1100 °С.



Рис. 7. Схема режимов полета: 1 – медленно;2 – высоко; 3 – быстро

Из рис. 5 ясно, что, как и ожидалось, удельный и полный интегральные тепловые потоки существенно возрастают с увеличением L/D. Вследствие больших величин теплопотоков, реализующихся за время снижения в атмосфере при более высоких значениях L/D, можно предположить, что для минимизации веса теплозащиты при этих условиях может быть использован радиационный метод охлаждения. На рис. 6 показано влияние угла крена летательного аппарата на величины G, S, \dot{q} , q и Q. Из графиков видно, что это влияние не очень велико вплоть до угла крена, равного 45°, при котором достигается максимальная дальность бокового маневра.

На рис. 7. показаны возможные изменения скорости V и высоты y полета КА (в виде коридора плоскости (V, y)). Над верхней границей коридора (при скорости полета, меньшей чем орбитальная) КА движется слишком медленно для таких высот и не может предотвратить свое снижение до тех пор, пока, снижаясь, не попадет в коридор. Ниже нижней границы скорость КА при этих высотах слишком велика, поэтому перегрузки и (или) интенсивность нагрева превышают допустимый уровень. Таким образом, границы коридора на рис. 7 определяют ограничения по скорости и высоте, за пределы которых орбитальный КА не должен попадать ни в случае возврата с орбиты, ни при аварийном выведении на нее.

3. Вход в атмосферу со сверхорбитальной скоростью

Если КА совершает полет со сверхорбитальной скоростью в области над верхней границей коридора возможных траекторий, показанного на рис. 8, он не в состоянии затормозиться в такой степени, чтобы избежать выхода из ат-
мосферы, и может уйти опять на большие расстояния обратно в космическое пространство. С другой стороны, если при входе в атмосферу со сверхорбитальной скоростью полет совершается в области, которая ниже коридора, то скорости настолько велики, что, как и в случае суборбитальных скоростей, невозможно избежать превышения допустимых пределов по перегрузкам и (или) по интенсивности нагрева.



Рис. 8. Определение коридора, в котором возможно торможение летательного аппарата:

1 – верхняя траектория; 2 – нижняя траектория; 3 – планета; 4 – траектории, соотвествующие коническим сечениям



Рис. 9. Глубина коридора и перегрузки: $a - G_{MAX} = 10$; 1 - параболическая скорость; 2 - L/D = 0; 3, 5 - L/D = 2; 4 - L/D = 0,5; $\tilde{o} - \overline{V}_E \approx \sqrt{2}$; $1 - G_{MAX} = 20$; $2 - G_{MAX} = 10$; $3 - G_{MAX} = 5$

Для более конкретного описания возможных траекторий полета при сверхорбитальных скоростях полезно рассмотреть рис. 9, на котором показан подход к планете по двум граничным траекториям.

Сплошными линиями на рис. 8 показаны действительные траектории полета летательного аппарата в атмосфере, штриховыми – фиктивные параболические или гиперболические траектории, которые имели бы место в случае замены планеты и ее атмосферы эквивалентной точечной массой. Определим глубину коридора h, измеренную в километрах, как разность между эффективными перигеями граничных гиперболических траекторий [9]. Чем больше величина h, тем менее жесткие требования предъявляются к точности управления летательным аппаратом во время подхода к планете. Как видно из рис. 8 глубину коридора можно увеличить с помощью отрицательной подъемной силы на верхней граничной траектории (как средство избежать выхода из атмосферы со сверхорбитальной скоростью) и положительной подъемной силы на нижней граничной траектории (как средство избежать проникновения на слишком малые высоты со слишком большими скоростями). Величина h, конечно, связана (см., например, работы [4 – 9]) как с аэродинамическими и массовыми характеристиками КА, совершающего полет в атмосфере, так и с ограничениями по нагреву и перегрузкам, которые допускаются для их конструкций и полезных грузов. Максимальные перегрузки будут у нижней границы коридора. Связь между этими перегрузками и глубиной коридора в зависимости от величины сверхорбитальной скорости входа в атмосферу Земли и от аэродинамического качества показана на рис. 9. При определении глубин коридора, приведенных на рис. 9, L/D бралось постоянным по величине и отрицательным на верхней граничной траектории до точки, в которой скорость становилась орбитальной, на нижней траектории – положительной; траектория рассчитывалась с этим отношением L/D до точки, в которой угол наклона траектории к местному горизонту становился равным нулю. При этом предполагалось, что после достижения нулевого угла наклона нижней граничной траектории коэффициенты аэродинамических сил могут изменяться так, чтобы не произошло выхода из атмосферы со сверхорбитальной скоростью.

Отметим сначала, что при значении $G_{\text{max}} = 10$, которое может быть приемлемым для КА с человеком на борту, с увеличением скорости входа в атмосферу величина h заметно снижается. С другой стороны, величина h возрастает с увеличением отношения L/D, особенно в пределах от 0 до 0,5; этот эффект показан на рис. 9, δ , для нескольких значений G_{max} при параболической скорости входа. Ясно, что путем увеличения L/D независимо от величины можно заметно увеличить глубину коридора и даже при малых L/D можно иметь достаточно большие приемлемые размеры коридора входа в атмосферу, если G_{max} не слишком мала. Так, например, если допустимая величина $G_{\text{max}} = 10$, КА с L/D = 0,5 может иметь глубину коридора для входа в атмосферу с параболической скоростью порядка 80 км, при умеренных возможностях управления [4, 9, 16 – 22] эта глубина вполне достаточна для возвра-

та с Луны и при других сравнительно близких к Земле полетах. В случае более дальних космических полетов, при которых скорости возврата на Землю будут гиперболическими, глубины коридоров входа в атмосферу КА с L/D = 0,5 будут существенно уменьшаться, приближаясь к величине порядка 24 км при $G_{max} = 10$ и $\overline{V}_E = 2$.



Рис. 10. Изменение нагрева по времени полета: a -участок снижения: $\overline{V}_E = \sqrt{2}$, $\overline{V}_X \approx 1$; δ – конечный участок торможения: $\overline{V}_Y \approx 1$; 1 — нижняя траектория; 2 – верхняя траектория

Однако было приблизительно подсчитано, что такие коридоры приемлемы для тех точностей, которые будут обеспечены лучшими перспективными системами управления [16 – 22].

В обоих случаях значения m/C_DA считались одинаковыми при одинаковых абсолютных значениях L/D.

Рассмотрим аэродинамический нагрев, которому подвергаются КА, движущиеся по граничным траекториям. Максимальная интенсивность аэродинамического нагрева обычно реализуется на тех же траекториях спуска в атмосфере, на которых и перегрузка максимальная, тогда как интегральный тепловой поток бывает максимальным на траекториях с минимальными перегрузками. В соответствии с этим особенно интересно исследовать интенсивность нагрева и равновесные температуры поверхности на нижних граничных траекториях, тогда как удельный и полный интегральные тепловые потоки представляют особый интерес на верхних граничных траекториях.

На основании вышеизложенного рассмотрим аэродинамический нагрев КА с малым аэродинамическим качеством на верхней и нижней граничных траекториях. На рис. 10 показано изменение секундных тепловых потоков в окрестности

передней критической точки КА по времени его полета вдоль этих траекторий для случая входа в атмосферу с параболической скоростью при L/D = 0.5 u m/CDA = 1550 кг/м3.



a – зависимость направления полета при $\overline{V}_x = 1$; δ – боковой маневр $r/r_0 = 50, 30, 10; s$ – максимальное боковое смещение; z – влияние боковой реактивной силы на время снижения

Из рис. 10 видно, что в процессе торможения скорости полета от параболической до эллиптической на нижней граничной траектории максимальный секундный тепловой поток достигает величины порядка 3000 ккал/м^гс, а полное время нагрева будет всего лишь 200 с. Полное время нагрева на верхней граничной траектории более чем в четыре раза продолжительнее, однако максимум плотности теплового потока значительно меньше и составляет величину порядка 800 ккал/м^гс.

Предполагается, что условия полета по промежуточным траекториям коридора будут находиться в пределах, соответствующих граничным траекториям. В свете установленных данных по условиям возврата в атмосферу с орбиты спутника полагаем, что боковой маневр КА не изменит характер движения и аэродинамического нагрева. Отметим особенности бокового маневра бокового маневра с точки зрения сравнения эффективности маневра в атмосфере с маневром в космическом пространстве, совершаемым с помощью реактивной тяги. На рис. 11, a показано изменение направления полета ψ в горизонтальной плоскости за время торможения скорости в атмосфере от параболической до орбитальной в зависимости от отношения боковой силы к силе лобового сопротивления.

Такое изменение направления полета можно интерпретировать как поворот плоскости орбиты; на рис. 11, б показан соответствующий поворот орбиты в космическом пространстве, который происходит под воздействием боковой реактивной силы. Очевидно, что с помощью аэродинамических сил при больших величинах отношения У/D можно изменять направление движения в значительной степени. Однако мы уже наблюдали, что трудности, вытекающие из проблемы аэродинамического нагрева при входе в атмосферу с параболической скоростью, могут помешать использованию КА с высоким аэродинамическим качеством. Это накладывает соответствующие ограничения на величину отношения *Y/D*, так что практически возможный боковой маневр с помощью аэродинамических сил не превышает угла поворота плоскости орбиты на несколько десятых радиана. С другой стороны, с помощью реактивной тяги, если поворот плоскости орбиты совершается далеко от точки входа в атмосферу, можно получить значительный боковой маневр. Большие повороты плоскости орбиты наиболее рационально осуществлять с помощью реактивной силы на больших расстояниях от Земли, тогда как относительно малые боковые маневры для тонкого управления траекторией движения в атмосфере могут быть осуществлены с помощью аэролинамических сил.

В связи с этим интересно заметить, основываясь на расчетных данных, представленных на рис. 11, *в*, что максимальное боковое смещение в атмосфере при входе с параболической скоростью будет того же порядка, что и при входе в атмосферу с орбиты спутника, если маневры совершаются на верхней граничной траектории коридора. Однако по мере приближения траектории входа в атмосферу к нижней граничной траектории коридора величина возможного бокового смещения уменьшается и становится у нижней границы на порядок меньше, чем у верхней границы. И, наконец, существенным является влияние боковой реактивной силы на продолжительность приближения к Земле (рис. 11, *г*). При столь многочисленных способах, пригодных для маневрирования в космическом пространстве, кажется маловероятным, что потребуются большие боковые маневры в атмосфере при входе в нее со сверхорбитальными скоростями.

4. Результаты исследования

Обоснованность выдвинутых предположений может быть показана при изучении режимов аэродинамического нагрева и обтекания, в условия которых попадает КА в процессе снижения в атмосфере. Эти режимы показаны на рис. 12. [17 – 25]. Можно предположить [26 – 30], что условие сплошного потока, обтекающего КА обычных размеров, сохраняется до тех пор, пока длина пути свободного пробега молекул в атмосфере не превосходит величины порядка 3,0 м. Это условие выполняется на высотах до 75 000 м, тогда как торможение и нагрев сравнительно компактных космических летательных аппаратов проходит на меньших высотах. Это достаточно наглядно подтверждается на рис. 12, на котором видна область максимальной интенсивности нагрева для широкого класса КА, входящих в атмосферу с параболической скоростью. В этот класс аппаратов включены и аппараты аэродинамическим с качеством L/D = 0.5.



Рис. 12. Области режимов обтекания и нагрева: *1* – максимальная плотность лучевых теплопотоков; *2* – максимальные конвективные теплопотоки; *3* – верхняя траектория; *4* – равновесное состояние; *5* – верхняя траектория; *6* – нижняя траектория; *7* – Re = 10⁵; *8* – Re = 10⁶; *9* – Re = 10⁷

Из рис. 12 следует также справедливость предположения о том, что полетные числа Re не превосходят одного миллиона. Однако здесь уместно предостережение, что некоторые эксперименты в ударных трубах по изучению обтекания затупленных тел воздушным потоком с высокой энтальпией, соответствующей скорости V \leq 4150 м/с [19 – 32], показывают, что переходные числа Re могу быть в диапазоне Re = (0,5 ÷ 1,0)·106. В таком случае при входе KA в атмосферу по траектории, близкой к нижней границе коридора, на его поверхности может быть

существенно турбулентный пограничный слой. В соответствии с этим секундные и интегральные тепловые потоки на нижней граничной траектории могут быть значительно выше.

Действительно, для крайнего из возможных случаев полностью турбулентного обтекания КА с L/D = 0,5, нагрев которого иллюстрировался на рис. 12, подсчитано, что интегральный удельный тепловой поток на нижней граничной траектории может быть того же порядка, что и на верхней граничной траектории, где режим обтекания ламинарный. В этих условиях требования к теплозацитному сублимирующему покрытию могут быть более жесткими на нижней граничной траектории, чем на верхней, поскольку эффективная теплоемкость сублимирующего вещества будет снижаться вследствие снижения эффективности «уноса» при турбулентном течении [20 – 26]. Отметим, что нижняя заштрихованная зона на рис. 12 проходит своей серединой по линии, на которой конвективный нагрев может под влиянием неравновесности снизиться до уровня, составляющего приблизительно 70% от уровня нагрева при химически равновесном состоянии возмущенного потока. Отметим также, что коридор входа в атмосферу с параболической скоростью при L/D = 0.5 проходит по значительно большим высотам, чем эта граница, и выше, чем область максимальной интенсивности аэродинамического нагрева.

Влияние неравновесности становится более явным, конечно, с уменьшением плотности и, значит, с увеличением высоты [21, 22]. Примеры результатов этих расчетов в диапазоне значений *L/D* приведены на рис. 13, где показано влияние неравновесности на интенсивность нагрева в окрестности передней критической точки. По графикам, приведенным на рис. 13, видно, что интенсивность нагрева химически нереагирующей поверхности КА на верхней граничной траектории, рассчитанная с учетом неравновесности состояния потока, может быть на 60% ниже, чем без учета неравновесности, и на нижней граничной траектории – на 30%.

Можно получить и данные по снижению интегральных тепловых потоков, однако для реализации любого из этих «снижений» необходимо иметь химически нереагирующую поверхность. Одним из методов получения такой поверхности может быть применение покрытия из окиси кремния, однако в работе [18 – 22] показано, что даже при больших высотах входа в атмосферу присутствие умеренно холодной поверхности и, возможно, сублимирующего материала в пограничном слое может поддерживать процесс рекомбинации молекул вблизи стенки, который и будет увеличивать нагрев, приближая его к уровню нагрева в равновесных условиях [20 – 26].

Максимум интенсивности радиационного нагрева будет в начале входа в атмосферу с параболической скоростью, а эта область перекрывается областью максимальных плотностей конвективных тепловых потоков. Конечные результаты его расчетов представлены на рис. 14 [12, 30, 31]. Показано, что относительная по сравнению с плотностью конвективных теплопотоков интенсивность радиационного нагрева в условиях равновесности возрастает с увеличением радиуса кривизны лобовой поверхности КА, с уменьшением высоты и соответственно с увеличением плотности и особенно с увеличением скорости полета.



Рис. 14. Радиационный нагрев: *a*: *1* – нижняя траектория; *2* – верхняя траектория; *3*; *4*; *5*; *6* – 6 · 10⁻³; 6 · 10⁻²; 6 · 10⁻¹; 6 · 10¹; *б*: *V* = 7600 м/с; *1* – неравновесный; *2* – *R* = 1 м;*3* – *R* = 0,1 м;*4* –

6 · 10 ⁻; 6 · 10 ⁻; 6 · 10 ⁻; *b*: V = 7600 м/с; I - неравновесный; 2 - R = 1 м;3 - R = 0,1 м;4 - R = 0,01 м

При входе в атмосферу с достаточно большой гиперболической скоростью оказывается вполне возможным, что, в зависимости от формы и траектории КА,

радиационный нагрев может преобладать над конвективным. С другой стороны, на рис. 14 показано, что при входе в атмосферу с параболической скоростью равновесный радиационный нагрев в окрестности передней критической точки КА, например с R = 0,3 м, L/D = 0,5 и $m/C_DA = 470$ кг/м³, может составлять малую долю равновесного конвективного нагрева.

Из приведенных результатов видно, что при этой скорости входа в атмосферу неравновесное излучение на больших высотах может быть на порядок более интенсивным, чем равновесное. Очевидно, также будет и при сверхорбитальных скоростях. Действительно, в области максимальной иитенсивности нагрева (рис. 14) лучевые и конвективные секундные тепловые потоки находятся приблизительно в следующем соотношении: $(\dot{q}_r/\dot{q}_c)_s = KR^{3/2}\rho^{3/4}V^1$.

Так, например, сублимирующий теплозащитный слой может служить очень эффективным препятствием для конвективных теплопотоков и сравнительно слабо противостоять нагреву от излучения. Последнее возможно, если наружная поверхность не изменена либо естественным путем (например, при обугливании), либо искусственно таким образом, чтобы препятствовать радиационному нагреву.

Важно заметить, что в расчетах траекторий снижения в атмосфере всегда закладывалось предположение, что полет происходит с постоянными коэффициентами аэродинамических сил. Поэтому уместно выяснить, как влияет изменение или регулирование аэродинамических коэффициентов на эту часть траектории входа в атмосферу. При входе в атмосферу с параболической скоростью и при условии, что вдоль нижней граничной траектории G_{max} = 10 с помощью так называемого «полного регулирования» от C_L на начальном участке снижения до $C_L = 0$ (и C_{Dmir}) в конце снижения при $(L/D)_{min} = 3$ можно увеличить глубину коридора в 3 – 4 раза. Как и следовало ожидать, при данном (L/D)_{max} меньшее «регулирование» дает меньшее увеличение глубины коридора и при меньших (*L/D*)_{тах} эффект регулирования будет меньшим. Таким образом, при значениях $(L/D)_{\text{max}} \leq 5$, регулирование сравнительно слабо влияет на глубину коридора. Обычно с увеличением глубины коридора возрастает интенсивность нагрева, которая, конечно, достаточно велика даже в случае, когда скорость входа в атмосферу параболическая. При входе в атмосферу с параболической скоростью возможно ограничиться глубиной коридора, соответствующей отношению L/D порядка 0,5 или менее. Поскольку в этом случае с помощью регулирования нельзя сильно увеличить глубину коридора (при $L/D \approx 0.5$), то оно не является необходимым. Однако, если создать системы в достаточной степени жизнеспособные в условиях интенсивного нагрева, встречающихся при полетах в коридоре с большой глубиной, регулирование в сочетании с более высокими значениями величины *L/D* – эффективное средство увеличения глубины коридора.

Изучено большое число разновидностей компоновочных схем, включая предельные случаи существенно измененной баллистической формы и существенно преобразованных форм несущих корпусов. Баллистическая схема, как было показано, имеет свои полезные качества. Одним из главных достоинств является наличие почти плоского переднего торца, который увеличивает коэффициент лобового сопротивления и снижает конвективные тепловые потоки, а значит, и вес теплозащиты. Кроме того, они могут быть статически и динамически устойчивыми во всем диапазоне скоростей и при достаточном удлинении могут иметь характеристики, удовлетворяющие требованиям более или менее обычного полета и посадки с малыми скоростями. Самолетная схема имеет по существу плоскую нижнюю поверхность, которая достаточно удобна для осуществления радиационной теплозащиты, основанной на принципе излучения. Корпус при такой схеме находится в сравнительно менее теплонапряженных условиях, поскольку при больших углах атаки, с которыми осуществляется снижение в атмосфере, оказывается с подветренной стороны. Эта схема будет, конечно, сравнительно хорошо приспособленной к обычному полету и к посадке с малыми скоростями.

Средства управления КА, имеющими подъемную силу, заслуживают специальных замечаний. Чтобы обеспечить их эффективность во всем диапазоне полетных скоростей, высот и углов ориентации в пространстве, требуется особое внимание к их конструкции. Более того, необходимо иметь в виду, что средства управления, когда они используются для выполнения крутых маневров или для значительного увеличения лобового сопротивления, подвергаются особенно интенсивному нагреву. Гиперзвуковое обтекание несущего корпуса с работающими средствами управления, которые оказываются при этом под сильно нагретым светящимся слоем газа. В случаях, когда требуется обеспечить приемлемые условия входа в атмосферу и обычные летно-посадочные характеристики, конструкции таких КА должны, конечно, иметь в той или иной степени компромиссное решение. С увеличением скорости входа такое компромиссное решение может стать трудно достижимым вследствие того, что возрастающая интенсивность нагрева требует более компактных форм, для которых характерно низкое аэродинамическое качество. Такие формы будут сравнительно неприспособленными к обычному полету с малой скоростью. Если же возможность такого полета важна, то подходящим средством его осуществления может быть КА, форма которого должна быть изменяемой. Идея создания КА переменной геометрической формы, конечно, не нова, однако представляет некоторый интерес рассмотрение возможности создания схемы, которая достаточно компактна и имеет большое лобовое сопротивление в одном предельном случае, допустим, при входе в атмосферу с параболической скоростью, и которая в достаточной степени увеличивается в размерах с одновременным снижением лобового сопротивления в другом предельном случае – в случае полета с малой скоростью. Возможная схема такого типа может иметь крылья, которые в процессе торможения КА при входе в атмосферу сложены на подветренной стороне компактного корпуса, а при достижении малых скоростей полета раскрыты с тем, чтобы обеспечить сравнительно хорошие летные характеристики на конечном участке траектории снижения в атмосфере. Такая компоновочная схема действительно может иметь сравнительно хорошие сверхзвуковые характеристики, если предусмотрен воздухозаборник для реактивного двигателя, открывающийся при сбросе носового обтекателя, и раскрытые крылья принимают обычную форму, спроектированную с учетом их полезной интерференции с областью частично заторможенного потока, создаваемой корпусом КА [32].

В качестве заключительного вопроса полезно обратить внимание на проблемы входа в атсмосферы других планет нашей солнечной системы. С этой стороны полезно рассмотреть данные по перегрузкам и нагреву в атмосферах Марса, Венеры и Юпитера, отнесенные к перегрузкам и нагреву в атмосфере Земли при входе в них с орбитальной и параболической скоростями. Например, в работах [3, 7 – 9], приведены оценочные данные по свойствам планет и их атмосфер, а также расчеты входа КА в атмосферы этих планет.

При входе с орбитальной скоростью в атмосферу Марса перегрузка более чем в 2 раза, а нагрев на целый порядок меньше, чем в атмосфере Земли, и, соответственно, проблемы входа будут менее сложными. Можно считать, что при входе с орбитальной скоростью в атмосферу Венеры проблемы перегрузок и нагрева будут того же порядка, что и в атмосфере Земли; в атмосфере Юпитера перегрузки в несколько раз больше и нагрев на 1 – 2 порядка интенсивнее, чем при входе в атмосферу Земли. Если накладываются ограничения, что предельные перегрузки должны быть во всех случаях одинаковые и скорости выхода должны быть орбитальными, то глубина коридора возможных траекторий входа с параболической скоростью в атмосферу Венеры приблизительно такая же, как и в атмосферу Земли, тогда как глубина коридора входов в атмосферу Юпитера может быть примерно в 2 раза больше, а в атмосферу Марса – на порядок больше, чем глубина коридора возможных траекторий входа в атмосферу Земли. Таким образом, проблема нагрева в атмосфере Венеры может быть того же порядка трудности, что и в атмосфере Земли; в атмосфере Марса она может быть существенно менее трудной, а в атмосфере Юпитера – на 1 – 2 порядка более трудной, чем проблема нагрева в атмосфере Земли. Ввиду того что наши знания об атмосферах других планет ограниченны [22 – 32]), очень рискованно основываться на количественных данных.

Заключение

Полеты КА осуществляются в более высоких слоях верхней атмосферы. В нижних слоях ионосферы плотность воздуха еще настолько значительная, что, например, спутник не в состоянии совершить здесь даже один полный оборот вокруг Земли. Верхние слои ионосферы, по-видимому, являются нижней границей движения спутников почти по неизменным орбитам, поскольку плотность здесь чрезвычайно мала. Например, относительная плотность воздуха на высоте 80 км над экватором составляет $4,951\cdot10^{-5}$, а на высоте 800 км она равна $2,68\cdot10^{-12}$. Так как сила сопротивления воздуха телу, движущемуся в воздушной среде,

прямо пропорциональна относительной плотности, сила аэродинамического сопротивления на высоте 80 км в $2 \cdot 10^7$ раз больше, чем на высоте 800 км. В потоке разреженного газа аэродинамические силы, действующие на тело, являются результатом сложения импульсов, передаваемых телу молекулами, которые ударяются об его поверхность и отражаются от нее. Эти силы можно вычислить, если известно, как движутся молекулы после удара, как они отражаются от поверхности тела.

Общая картина движения и конвективного нагрева при входе в атмосферу с орбитальной скоростью кажется достаточно понятной и подтвержденной значительным объемом теоретических и экспериментальных сведений. Однако с увеличением скорости входа в атмосферу могут играть важную роль и оказывать заметное влияние на нагрев дополнительные явления, которые в настоящее время до конца неясны. К таким явлениям относятся химическая неравновесность состояния воздуха в пристеночном пограничном слое, вследствие которой при химически нереагирующей поверхности может снижаться конвективный нагрев; существенное тепловое излучение разогретого сжатого слоя, которое под влиянием неравновесности состояния газа может сильно возрасти и значительная степень ионизации воздуха, которая ведет к увеличению количества тепла, передаваемого к поверхности КА, а значит, и к усилению его нагрева. С увеличением скорости входа в атмосферу наиболее заметно растет радиационный нагрев, который действительно может стать основным фактором в проблеме нагрева КА, входящего в атмосферу с гиперболической скоростью (рис. 4). В этом случае могут понадобиться формы КА с меньшей степенью затупления носовой части и большего удлинения, чем те, которые получаются из рассмотрения одного только конвективного нагрева. Оказывается также, что предположение о ламинарности режима обтекания планирующих КА, которые входят в атмосферу по траекториям, близким к нижней границе коридора, находится на грани достоверности. Следовательно, нужны экспериментальные исследования переходного и турбулентного режимов обтекания в условиях входа в атмосферу со сверхорбитальной скоростью.

Очевидно также, что должно быть больше уделено внимания изучению как движения, так и нагрева в условиях входа в атмосферу с переменными коэффициентами аэродинамических сил. В вопросе компоновочных форм КА, способных к возврату в атмосферу, имеет значение тот факт, что могут найти свое применение аппараты как с фиксированной, так и с переменной геометрией; однако основные трудности настоящего времени лежат, несомненно, в недостатке подобных аэродинамических данных и данных по нагреву типовых форм КА с соответствующими средствами управления.

Поскольку затрагивается проблема входа в атмосферы других планет, указывается, например, что проблемы движения и нагрева в атмосфере Марса будут существенно менее трудными, чем в атмосфере Земли, тогда как в атмосфере Венеры сложность этих проблем может быть того же порядка, что и в земной атмосфере. Вход в атмосферу Юпитера оказывается почти без исключения в значительной степени более трудным, чем вход в атмосферу Земли. Однако достоверному количественному изучению этих проблем должно предшествовать более активное развитие знания этих атмосфер.

Литература

1. Обзор методик исследования обтекания гиперзвуковым потоком газа тел с разрушающимся покрытием / Н. И. Сидняев // Теплофизика и аэромеханика. – 2004. – Т. 11. – № 4. – С. 501 – 522.

2. Распространение лучистой энергии внутри аблирующего тела / Л. П. Каданов // Теплопередача. – 1961. – Т. 83. – № 2. – С. 147 – 160.

3. Сидняев Н. И. Обтекание гиперзвуковых летательных аппаратов в условиях поверхностного разрушения / Н. И. Сидняев. – Москва : Физматлит, 2017. – 302 с.

4. Нестационарное оплавление тел под действием аэродинамического нагрева / С. К. Матвеев // Вестник Ленинградского университета. – 1964. – № 13. – С. 159 – 162.

5. Тепло- и массообмен на поверхности стеклографитовых материалов в высокотемпературном газовом потоке / В. В. Горский, Ю. В. Полежаев // Механика жидкости и газа. – 1972. – № 6. – С. 71 – 87.

6. Экспериментальное исследование влияния массообмена на аэродинамические характеристики тела вращения сложной формы / Н. И. Сидняев // Известия вузов. Авиационная техника. – 2005. – № 2. – С. 25 – 30.

7. Исследование аэродинамических характеристик тел вращения с проницаемым наконечником при обтекании гиперзвуковым потоком / Н. И. Сидняев // Прикладная механика и техническая физика. – 2007. – Т. 48. – № 2. – С. 12 – 20.

8. О применении полной термохимической модели разрушения углерода к задаче разрушения углепластика в условиях нестационарного нагрева / В. В. Горский, А. В. Запривода // Теплофизика высоких температур. – 2014. – Т. 52. – № 2. – С. 240 – 245.

9. Термохимическое разрушение углепластика при многократном импульсном нагружении / А. М. Гришин, А. Д. Парашин, А. С. Якимов // Физика горения и взрыва. – 1993. – Т. 29. – № 1. – С. 87.

10. Numerical solution of the problem of gas efflux from a closed volume into atmosphere / N. I. Sidnyaev // Technical physics letters. – Vol. $31. - N_{\rm P} 1. - 2005. - P. 17 - 24.$

11. Теоретическое исследование термохимического разрушения графита в высокоэнтальпийном воздухе / А. Г. Гофман, А. М. Гришин // Прикладная механика и техническая физика. – 1984. – № 4. – С. 107 – 114.

12. Влияние неравновесных химических процессов на сублимацию графита / Р. Л. Бейкер // Ракетная техника и космонавтика. – 1977. – Т. 15. – № 10. – С. 21 – 29.

13. Учет влияния вязкостных эффектов на обтекание и аэродинамические характеристики комбинированных головных частей ракет / Н. И. Сидняев // Вестник МГТУ. Сер. Машиностроение. – 2006. – № 2 (63). – С. 17 – 34.

14. Computational Modeling of Surface Catalysis for Graphite Exposed to High-Enthalpy Nitrogen Flow / A. Anna, I. D. Boyd, V. Colombo [et al.] // NATOAVT-199/RSM-0029. – 2012. - P.5 - 12.

15. A review of reaction rates and thermodynamic and transport properties for an 11- species air model for chemical and thermal non-equilibrium calculations to 30 000 K / R. N. Gupta, J. M. Yoss, R. A. Thompson [et al.] // NASA-RP-1232. -1990. - P. 6 - 17.

16. Исследование влияния тепломассопереноса сферического наконечника на сверхзвуковое обтекание комбинированного тела вращения / Н. И. Сидняев // Известия вузов. Авиационная техника. – 2006. – № 2. – С. 32 – 36.

17. Studi of heat and mass transfer for hypersonic flow past a complex body of revolution / N. I. Sidnyaev // Thermophysics and Aeromechanics. -2006. - Vol. 13. - No. 1. - P. 2 - 16.

18. Атлас магнитного поля Земли / А. А. Соловьев, А. В. Хохлов, Е. А. Жалковский [и др.]; под ред. Гвишиани А. Д., Фролова А. В., Лапшина В. Б. – Москва : ГЦ РАН, 2012. – 364 С.

19. Солнечно-земная физика и ее приложения / В. Д. Кузнецов // Успехи физических наук. – 2012. – Т. 182. – № 3. – С. 327 – 336.

20. Солнечные источники космической погоды / Кузнецов В. Д. ; под ред. Григорьева А. И. и Зеленого Л. М. // Труды Международной конференции «Влияние космической погоды на человека в космосе и на Земле». – Москва : ИКИ РАН, 2013. – Т. 1. – С. 11 – 27.

21. Космическая погода и риски космической деятельности / В. Д. Кузнецов // Космическая техника и технологии. – 2014. – № 3 (6). – С. 3 – 13.

22. Коган М. Н. Динамика разреженного газа. Кинетическая теория / М. Н. Коган. – Москва : Наука, 1967. – 440 с.

23. Modelling Aerodynamic Atmospheric Effects on the Space Vehicle Surface Based on Test Data / O. G. Freedlander, A. P. Nikiforov // ESA WPP-066. – 1993. – P. 154 – 225.

24. Bird G. A. Molecular Gas Dynamics and the Direct Simulation of Gas Flows / G. A. Bird. – Oxford : Clarendon Press, 1994. – P. 275 – 315.

25. A New Model for the Differential Cross Section of a Polyatomic Gas / C. Cerciganani, M. Lampis // Proc. of 20th Int. Symp. on Rarefied Gas Dynamics. – 1997. – P. 731 – 736.

26. Application of the Cercignani-Lampis Scattering Kernel to Direct Simulation Monte Carlo Calculations / R. G. Lord // Proc. of 17th Int. Symp. on Rarefied Gas Dynamics. – 1991. – P. 1427 – 1433.

27. Some Further Extensions of the Cercignani-Lampis Gas-Surface Interaction Model / R. G. Lord // Phys. Fluids. – 1995. – Vol. 7. – N. 5. – P. 1159 – 1161.

28. Gas-Surface Interaction Model Influence on Predicted Performance of Microelectromechanical System Resistojet / A. D. Ketsdever, E. P. Muntz // Journal of Thermophysics and Heat Transfer. -2001. - Vol. 15. - No. 3. - P. 302 - 307.

29. Monte Carlo Simulation of Reentry Flows Based Upon a Three-Temperature Model / S. Utah, H. Arai // Proc. of 23rd Int. Symp. on Space Technology and Science. – 2002. – Vol. 1. – P. 1209 – 1214.

30. Gas-Surface Interaction Effect on Round Leading Edge Aerothermodynamics / W. F. N. Santos // Brazilian Journal of Physics. – 2007. – Vol. 37. – No. 2A. – P. 337 – 348. – DOI : 10.1590/S0103-97332007000300004.

31. Assessment of Gas-Surface Interaction Models for Computation of Rarefied Hypersonic Flows / J. F. Padilla, I. Boyd // Journal of Thermophysics and Heat Transfer. – 2009. – Vol. 23. – No. 1. – P. 96 – 105. – DOI : 10.2514/1.36375.

32. Gas-Surface Interaction Model Evaluation for DSMC Applications / D. C. Wadsworth, D. B. Van Glider, V. K. Dogra // Proc. of 23rd Int. Symp. on Rarefied Gas Dynamics. – 2003. – P. 965 – 972.

НАХОЖДЕНИЕ ИНТЕРВАЛОВ ВИДИМОСТИ НАЗЕМНЫХ ОБЪЕКТОВ НАБЛЮДЕНИЯ С ОРБИТ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

А. А. Золотой, А. Г. Кезик

(Научно-инженерное республиканское унитарное предприятие «Геоинформационные системы» НАН Беларуси, г. Минск)

Аннотация. Предлагаются подходы и алгоритмы для нахождения интервалов видимости наземных объектов наблюдения с орбит космических аппаратов дистанционного зондирования Земли на дискретных данных. Описан способ построения алгоритмов для определения границ участков траектории космических аппаратов, из которых возможна съемка объекта наблюдения на соответствующем витке. На первом этапе рассматривается предварительное, быстрое определение границ участков траектории космического аппарата с низкой точностью на основе Gridтехнологии. На втором этапе рассмотрены способы и условия уточнения предварительно найденных границ участков траектории космического аппарата. Предложен алгоритм для нахождения координат точек на участках траектории КА, которые имеют минимальное расстояние до центра объекта наблюдения по поверхности Земли. На первом этапе дискретно находится подспутниковая точка с минимальным расстоянием до центра объекта наблюдения. На втором этапе выполняется итерационное уточнение координат подспутниковой точки.

Ключевые слова: покрытие, объект, космический аппарат, космическая съемка, планирование, алгоритм, точка, траектория, границы, участок, поверхность.

Ежегодное увеличение состава орбитальных группировок дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) повышает требования к автоматизации процесса планирования космической съемки на всех этапах его выполнения [1]. Создание и внедрение специализированных комплексов автоматического планирования космической съемки для орбитальных группировок ДЗЗ в перспективе позволит:

 – увеличить объем обрабатываемых данных, за счет интеграции в общее информационное пространство разнотипных космических аппаратов (КА) Д33;

– повысить оперативность и качество получения космических данных ДЗЗ;

 – повысить оперативность обслуживания растущего числа клиентов, заинтересованных в получении космических данных ДЗЗ;

 повысить эффективность использования наземной и орбитальной инфраструктуры космических систем.

С ростом размерности орбитальных группировок, возникают проблемы с выбором оптимальных маршрутов съемки разнотипных наземных объектов, имеющих разные статусы и приоритеты. При ограниченном количестве станций приема, могут происходить конфликты из-за использования их ресурса. Автоматизация процесса построения покрытия космической съемкой наземных объектов является очень важной задачей на первом этапе планирования маршрутов для орбитальной группировки космической системы. Решение задачи является сложным и многостадийным. Исходными данными для решения являются начальные условия орбитального движения КА и заданные параметры съемки наземных объектов, среди которых обычно задаются:

- сроки (начало и окончание) выполнения съемки;

- допустимые углы съемки;
- требуемое разрешение снимков;
- допустимые углы и азимуты Солнца в момент съемки.

Объекты наблюдения могут находиться по всему миру, в разных полушариях Земли и часовых поясах. По форме обычно различают три вида объектов наблюдения – точечные, линейные и площадные. Положение и форма объектов наблюдения задается геодезическими координатами точек.

Построению покрытия объектов наблюдения космической съемкой всегда предшествует вычислительный этап, на котором определяются интервалы видимости наземных объектов наблюдения с орбит КА ДЗЗ. Отыскиваются границы участков траектории КА, из которых возможна съемка объекта наблюдения на каждом витке КА, а также минимальные расстояния от выделенных участков траектории КА до условного центра объекта. На рис. 1 изображен площадной объект наблюдения и показаны точки трех участков траектории КА на разных витках, ограниченные интервалами времени начала и конца участков [t_s , t_e .]. Построены линии, соединяющие условный центр объекта наблюдения с участкоми траектории КА по кратчайшему расстоянию.

Блок-схема алгоритма нахождения предварительных условий для обеспечения покрытия объекта наблюдения приведена на рис. 2.

Решение задачи начинается с расчета точек траектории КА за интервал времени, в течение которого необходимо произвести съемку объекта наблюдения (блок 1 на рис. 2). Исходными данными для расчета точек траектории КА являются начальные условия орбитального движения КА. Точки траектории рассчитываются дискретно, с заданным шагом. Шаг целесообразно выбирать из тех соображений, что он должен быть достаточно малым, чтобы не было пропущенных объектов наблюдения, но и настолько большим, чтобы число точек траектории получилось как можно меньше за заданный интервал времени съемки всех объектов наблюдения.

Угол зрения *ifov* оптико-электронной системы КА будем далее называть узлом захвата КА, а угол *fov* наибольшего отклонения оптической оси оптико-электронной системы КА от надира будем называть углом обзора КА.

Границы участков траектории КА, из которых возможна съемка объекта, можно определить с использованием изложенного ниже подхода.



Рис. 1. Предварительные условия для обеспечения покрытия объекта наблюдения



Рис. 2. Алгоритм нахождения предварительных условий для обеспечения покрытия объекта наблюдения

Сначала находятся точки траектории КА, из которых возможна съемка объекта (блок 2 на рис. 2). Попадание объекта в полосу обзора КА определяется условием $\alpha < \beta$, где α – расстояние на поверхности Земли от подспутниковых точек до вершин объекта съемки; β – угловые расстояния от каждой точки траектории до краев полосы обзора КА, а также условием попадания подспутниковой точки внутрь полигона площадного объекта.

Следующим этапом определяются границы участка траектории КА с требуемой точностью (блок 3 на рис. 2). Обозначим t_s – время первой, t_e – время последней подспутниковой точки участка траектории КА и Δt – шаг времени между подспутниковыми точками на интервале времени [t_s , t_e .]. Тогда точные границы участка траектории КА следует искать на двух интервалах времени:

$$\Delta t_s = \begin{bmatrix} t_s - \Delta t, & t_s \end{bmatrix}, \\ \Delta t_e = \begin{bmatrix} t_e, & t_e + \Delta t \end{bmatrix}$$
 (1)

Нахождение точных границ участка траектории КА выполняется итерационным методом, например, методом половинного деления или методом поиска золотого сечения. Формула итерационного уточнения границ участка траектории методом половинного деления записывается в виде:

$$t'_{s} = t_{s} - \varDelta t'_{s} \quad t'_{e} = t_{e} + \varDelta t'_{e}; \qquad (2)$$

$$\Delta t'_{s} = \frac{t'_{s} - t_{s}}{2}, \quad \Delta t'_{e} = \frac{t'_{e} - t_{e}}{2}, \quad (3)$$

где t'_s , t'_e – уточненные границы участка траектории КА.

На каждой итерации в уточненных точках участка траектории выполняется проверка видимости вершин объекта наблюдения. Если объект виден, то границы сдвигаются в сторону дальних точек интервала поиска решения, иначе границы сдвигаются в сторону ближних точек. Итерационный процесс заканчивается при достижении требуемой точности определения границ участка.

Координаты точек выделенных участков траектории КА, от которых получается минимальное расстояние до условного центра объекта наблюдения вдоль поверхности Земли удобно знать для вычисления углов крена КА и для нахождения оптимального пересечения полос возможной съемки объекта. Решение ищется итерационным методом на временном интервале [t_s , t_e .]. В блоке 4 на рис. 2 вычисляются все расстояния от подспутниковых точек участков траектории КА до условного центра соответствующего объекта наблюдения с учетом кривизны поверхности Земли. Блок-схема алгоритма нахождения точек траектории КА с минимальным расстоянием до центра объекта наблюдения приведена на рис. 3.

Вначале находятся минимальные расстояния от условного центра объекта наблюдения до каждого участка траектории КА:

$$d_{\min} = d \begin{pmatrix} * \\ t \end{pmatrix} = \min_{t_i \in [t_s, t_e]} (d(t_i)), \tag{4}$$

где $d(t_i)$ – вектор расстояний от дискретных точек участка траектории КА до условного центра объекта; d_{\min} – минимальное расстояние от подспутниковых

точек участка траектории КА до условного центра объекта; t – время, соответствующее подспутниковой точке с d_{\min} .



Рис. 3. Алгоритм нахождения подспутниковых точек с минимальным расстоянием до центра объекта наблюдения вдоль поверхности Земли

В блоке 5 на рис. 2 определяются точные координаты подспутниковых точек с минимальным расстоянием до центра объекта наблюдения. Если значе-

ние t, находится на границе интервала времени $[t_s, t_e.]$, то время t', соответствующее точным координатам может находиться за пределами $[t_s, t_e.]$. В таком случае производится последовательное расширение интервала поиска решения на границе t_s , или t_e с шагом Δt :

$$d_{\min}\begin{pmatrix} *\\t' \end{pmatrix} = \begin{cases} \min_{t_i = t_s - i\Delta t} (d(t_i)) & \text{если} & t_{\min} = t_s;\\ \min_{t_i = t_e + i\Delta t} (d(t_i)) & \text{если} & t_{\min} = t_e. \end{cases}$$
(5)

где t' – время, соответствующее точным координатам подспутниковой точки с минимальным расстоянием до условного центра объекта наблюдения.

Определение времени t' выполняется итерационным методом с последовательным уменьшением величины шага Δt на каждой итерации до достижения требуемой точности.

Если значение t, находится внутри интервала $[t_s, t_e]$, то время t' находится итерационным методом поиска минимума на отрезке, например, методом золотого сечения.

Предложенные подходы и алгоритмы нахождения исходных условий для построения автоматизированного покрытия космической съемкой наземных объектов наблюдения, работающие на дискретных данных, являются достаточно громоздкими в вычислительном плане. В то же время они предельно просты, надежны, легко программируются, в том числе с организацией блочно-параллельных вычислений и не требуют привлечения специальных математических библиотек.

Безусловно, существуют более эффективные и быстрые в вычислительном плане способы решения данной задачи. Например, предложенные авторами [1] алгоритмы, основанные на использовании метода золотого сечения для нахождения моментов времени, в которых КА максимально приближен к объекту наблюдения. Однако такой подход требует недискриминационного доступа к сервису для вычисления подспутниковых точек, что может быть не всегда доступно по требованиям обеспечения безопасности эксплуатации космических систем. В некоторых эксплуатационных условиях прогнозы подспутниковых точек могут рассчитываться только по регламенту с дискретно заданным шагом между точками за указанный интервал времени. Расчет прогноза подспутниковой точки в произвольный момент заданного интервала времени, как требует использование метода золотого сечения, может быть недоступен.

Литература

1. Галузин В. А., Симонова Е. В. Планирование съемки площадных объектов наблюдения группировкой космических аппаратов // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. – 2018, м. 20, № 6 (2).– С. 344 – 351.

ОБЗОР КОНСТРУКЦИЙ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Ю. В. Сычиков, Н. Г. Зайцев, И. В. Васильев, А. В. Заграева, Э. В. Гаджиев

(АО «Корпорация «ВНИИЭМ», г. Москва)

Аннотация. В данной работе представлен обзор конструкций негерметичных малых космических аппаратов. Рассмотрены аппараты массой до 500 кг разработки AO «Корпорация «ВНИИЭМ» как уже разработанные и успешно эксплуатируемые в настоящее время (например, серии КА «Канопус-В»), так и аппараты, находящиеся на стадиях проектирования и наземно-экспериментальной отработки. Приведен обзор конструкций эксплуатируемых малых космических аппаратов в части геометрической формы, типа корпуса, типа батареи солнечной и др.

Ключевые слова: космический аппарат, космическая служебная платформа, целевая аппаратура, конструкция, батарея солнечная.

Введение

Интерес к применению негерметичных малых космических аппаратов (КА) объясняется рядом их неоспоримых преимуществ перед аппаратами большой массы (более 1000 кг) [1, 2]:

 сравнительно малым сроком разработки (от двух до пяти лет вместо пяти-десяти лет);

- более низкой стоимостью разработки и изготовления;

- технологичностью создания;

- возможностью быстрой организации серийного производства;

 возможностью быстрой модификации для решения широкого круга задач различного целевого назначения;

 – более низкой стоимостью вывода на орбиту за счет возможности реализации кластерных или попутных запусков;

 возможностью полной утилизации в случае выхода из строя или после окончания срока активного существования за счет полного сгорания КА в верхних слоях атмосферы.

Цель данной работы заключается в проведении обзора конструкций негерметичных малых КА, разработанных и разрабатываемых в АО «Корпорация «ВНИИЭМ» [3].

Основная часть

На рис. 1 приведена несущая конструкция малого КА «Университетский – Татьяна-2» [4].



Рис. 1. Несущая конструкция малого КА «Университетский – Татьяна-2»

Несущая конструкция малого КА представляет собой сварную пространственную ферму, а именно призму, объединенную с трапецией, выполненную из титанового сплава. Конструкция фермы обеспечивает необходимые прочностные и жесткостные характеристики, технологичность изготовления, возможность многократной сборки и разборки КА. КА «Университетский – Татьяна-2» оснащен стационарной панелью батареи солнечной (БС), расположенной на одной из граней корпуса (фермы) КА. Каркас панели БС является частью несущей конструкции аппарата.



Рис. 2. Малые КА: *a* – КА «Канопус-В»; *б* – КА «Ломоносов»; *в* – КА «Канопус-В-ИК»

На рис. 2 приведены малые КА, разработанные на базе космической служебной платформы «Канопус-В» [5, 6].

КА «Канопус-В» состоит из космической служебной платформы и целевой аппаратуры (полезной нагрузки). Конструкция космической служебной платформы базируется на негерметичном корпусе, являющимся основным элементом силовой конструкции КА. Корпус выполнен в виде параллелепипеда с основанием 750×750 мм и высотой 900 мм. Грани параллелепипеда выполнены из трехслойных сотовых панелей толщиной 18 мм, в которые встроены силовой фрезерованный каркас, закладные элементы для крепления бортовой аппаратуры (БА) и тепловые трубы из состава средств обеспечения теплового режима КА для обеспечения температуры посадочных мест БА. Обшивка, сотозаполнитель, каркас и закладные элементы панели выполнены из алюминиевого сплава. Толщина обшивок – 0,5 мм.

БС является первичным источником системы энергоснабжения космической служебной платформы КА «Канопус-В» и включает в свой состав механическое устройство (каркас) и батарею фотоэлектрическую. Каркас состоит из двух панелей, каждая из которых оснащена механическими и пиротехническими устройствами, обеспечивающими необходимую последовательность раскрытия створок панелей БС. Каркасы створок панелей БС выполнены из углепластиковых труб сотополотна, к которому крепятся фотопреобразователи, изготовленные на базе арсенид-галия.

В основу построения КА «Ломоносов» положен модульный принцип. В соответствии с ним КА состоит из двух основных модулей [6]:

космической служебной платформы;

 комплекса научной аппаратуры, размещенного на конструкции модуля научной аппаратуры.

Ферма КА «Канопус-ИК» представляет собой сварную конструкцию из труб и фрезерованных фитингов, выполненных из алюминиевого сплава АМг6.

В составе малых КА «Ломоносов» и КА «Канопус-В-ИК» заимствуется космическая служебная платформа КА «Канопус-В» с необходимой адаптацией.

В настоящее время ведутся работы над малыми КА «Зонд» и КА «Ионосфера» [7, 8].

Заключение

В данной работе приведен обзор конструкций негерметичных малых КА, разработанных и разрабатываемых в АО «Корпорация «ВНИИЭМ». Проведен анализ применяемых конструкций малых КА в части геометрической формы, типа корпуса, типа БС и т. д. [9].

Литература

1. Макриденко Л. А., Боярчук К. А. Микроспутники. Тенденция развития. Особенности рынка и социальное значение // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. – 2005. – Т. 102. – С. 12 – 27.

2. Концептуальные вопросы создания и применения малых космических аппаратов / Л. А. Макриденко, С. Н. Волков, В. П. Ходненко [и др.] // Вопросы электромеханики. Труды НПП ВНИИЭМ. – М.: ФГУП «НПП ВНИИЭМ», 2010. – Т. 114. – № 1. – С. 15–26.

3. Волков С. Н., Макриденко Л. А., Ходненко В. П. Малые космические аппараты НПП ВНИИЭМ. От концепции до воплощения в «металле» // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. – 2011. – Т.131. – С. 3 – 8.

4. Макриденко Л. А., Волков С. Н., Горбунов А. В., Кожевников В. А., Ходненко В. П. Малый космический аппарат «Университетский – Татьяна-2» // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. – 2017. – Т. 160. – С. 45 – 54.

5. Макриденко Л. А., Волков С. Н., Горбунов А. В., Салихов Р. С., Ходненко В. П. КА «Канопус-В» № 1 – первый российский малый космический аппарат высокодетального дистанционного зондирования Земли нового поколения // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. – 2017. – Т. 156. – С. 10 – 20.

6. Макриденко Л. А., Волков С. Н., Горбунов А. В., Салихов Р. С., Ходненко В. П. Научный космический аппарат «Ломоносов» // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. – 2017. – Т. 161. – С. 28 – 44.

7. Бочаров В. С., Генералов А. Г., Гаджиев Э. В. Антенная система космического аппарата «Ионосфера» // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. – 2012. – Т. 131. – № 6. – С. 11 – 14.

8. Генералов А. Г., Гаджиев Э. В., Салихов М. Р. Применение антенного изделия при проектировании бортовых антенно-фидерных устройств // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. – 2011. – Т. 174. – № 1. – С. 43 – 51.

9. Гаджиев Э. В., Заграева А. В. Конструкция малых космических аппаратов. Международная конференция «Космические системы». Москва: Тезисы. – М.: Издательство «Перо», 2021. – С. 32 – 3 3. Электронный ресурс https://space.mai.ru/files/abstracts2021.pdf.

КА ДЛЯ ОБНАРУЖЕНИЯ ПОТЕНЦИАЛЬНО ОПАСНЫХ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ

М. В. Клюшников

(Филиал АО «РКЦ «Прогресс» – НПП «ОПТЭКС», г. Москва, Зеленоград)

Аннотация. Обосновывается необходимость и описывается облик целевой annapатуры космического annapama на гелиоцентрической орбите, предназначенного для поиска потенциально опасных космических объектов (астероидов, комет). Показана важность наблюдения потенциально опасных астероидов из внутренних областей Солнечной системы. Приведено описание оптической системы и оптикоэлектронного преобразователя космического annapama. Дана оценка необходимого уровня производительности.

Ключевые слова: астероидная опасность, туринская шкала, астрономия, оптикоэлектронная камера, космический телескоп.

К потенциально опасным космическим объектам относятся околоземные астероиды, долгопериодические и короткопериодические кометы. Столкновение такого объекта с Землей может привести к катастрофическим последствиям регионального и глобального масштаба. При этом долгопериодические кометы, как правило, обладают близкими к параболическим траекториями, приходящими из облака Оорта. Их обнаружение на совмещенном уровне развития техники возможно максимум за несколько месяцев до сближения с Землей, а в ряде случаев – даже после сближения. Таким образом, заблаговременное информирование о потенциальном столкновении с долгопериодической кометой в настоящее время оказывается невозможным.

Иная ситуация имеет место с короткопериодическими кометами и околоземными астероидами. Для нас существенным отличием между ними является только эксцентриситет их орбит, да и то в ряде случаев эксцентриситет орбит астероидов оказывается достаточно большим – в этих случаях может идти речь о выродившейся комете. Поэтому далее будем рассматривать околоземные астероиды, помня, что эти же соображения относятся к короткопериодическим кометам.

Для Земли опасность представляют астероиды, либо пересекающие орбиту Земли (в этом случае существует прямая угроза столкновения в будущем), либо сближающиеся с орбитой Земли на достаточно малое расстояние – менее 0,3 а. е¹. Такие астероиды в будущем, после сближения с какой-либо планетой могут изменить орбиту, сделав ее пересекающейся с орбитой Земли.

Все эти астероиды делятся на 4 группы:

¹ 0.3 а. е. – приблизительно равно минимальному расстоянию между Землей и Венерой.

Группа Амуров – астероидов, чьи орбиты лежат полностью вне орбиты Земли, но вблизи перигелия сближающиеся с Землей до 0.3 а.е. и менее. Известно 3653 таких астероида.

Группа Аполлонов – астероидов, чьи орбиты в целом лежат вне орбиты Земли, т. е. имеют большую полуось более 1 а.е., но вблизи перигелия пересекающие орбиту Земли. У таких астероидов есть еще название – внешний грейзер. Известно 5229 таких астероидов.

Группа Атонов – астероидов, чьи орбиты в целом лежат внутри орбиты Земли, т.е. имеют большую полуось менее 1 а.е., но вблизи афелия пересекающие орбиту Земли. У таких астероидов есть еще название – внутренний грейзер. Известно 758 таких астероидов.

Группа Атиров – астероидов, чьи орбиты лежат полностью внутри орбиты Земли, но вблизи афелия сближающиеся с Землей до 0.3 а.е. и менее. Известно всего 22 таких астероида.

Названия групп даны по названиям астероидов – первых представителей каждой из групп.



Амуры

Аполлоны



Рис. 1. Классы околоземных астероидов. Зеленым облаком показаны орбиты астероидов соответствующих классов, синяя линия – орбита Земли Обращает на себя внимание резкое различие в количестве астероидов в этих группах. Это связано отнюдь не с тем, что реальное количество атонов и атиров мало. Просто атиры целиком, а атоны – большую часть времени находятся во внутренней, по отношению к Земле, части Солнечной системы и тем самым ведут себя подобно внутренним планетам (Меркурию и Венере). Они никогда или почти никогда не видны на фоне ночного неба, и могут наблюдаться только утром и вечером. Это делает их наблюдение крайне проблематичным наземными обсерваториями, но и при наблюдении с борта околоземного КА угол «Солнце – астероид – КА» составляет более 90°, т. е. Солнце неизбежно засвечивает бленду телескопа. Учитывая, что у КА эффективность бленд не очень велика, солнечная засветка сильно снижает проницающую способность телескопа при наблюдении атонов и атиров.

Все это приводит к тому, что реальные возможности мирового астрономического сообщества охватывают порядка 50% от всех потенциально опасных естественных астрономических объектов.

Определенные шансы дает целенаправленное наблюдение «сумеречного» неба – в направлении «вдоль» орбиты Земли, в любую сторону – по или против орбитальной скорости Земли. Потенциал такого подхода показал известный астроном Г. Борисов, который по результатам сравнительно небольшой серии своих наблюдений открыл первую межзвездную комету, а всего – уже 11 астероидов и комет. Однако эффективность этого метода ограничена по вышеизложенным соображениям.

На рис. 2 показан график зависимости количества астероидов, когда-либо находящихся на некотором расстоянии от Солнца, от этого расстояния. График построен по данным Центра Малых Планет, в полулогарифмическом масштабе. Видно, что вблизи расстояния от Солнца 1 а. е. график испытывает резкий перелом. Естественно считать, что данный перелом носит не естественный характер, а вызван отсутствием информации о «внутренних» астероидах – атонах и атирах.

Экстраполяция зависимости плотности астероидов на расстояния 0,5 – 1 а.е. позволяет предположить, что плотность необнаруженных астероидов на расстоянии 0,5 а.е. не менее, чем в 5 раз больше, чем плотность обнаруженных. По мере увеличения этого расстояния доля необнаруженных астероидов должна уменьшаться, но, учитывая, что открытия и «внешних» астероидов происходят регулярно, нет оснований считать, что она мала.

Радикальным решением по поиску «внутренних астероидов» – атонов и атиров – является вынесение телескопа во внутренние области Солнечной системы. Так, космический телескоп с перигелием, находящийся на орбите Венеры, может просматривать в оптимальных для себя условиях практически 50% пространства внутри орбиты Земли, а телескоп с перигелием, находящийся на орбите Меркурия, – более 90%. Поскольку есть основания считать, что плотность астероидов по мере приближения к Солнцу все же уменьшается, то орбита космического телескопа может иметь перигелий около 0,5 – 0,6 а. е.



Рис. 2. Распределение астероидов по расстоянию от Солнца

В настоящее время в мире существуют только один космический телескоп, ориентированный на решение подобной задачи – NEOWISE. КА NEOWISE запущен в 2009 году как КА инфракрасный телескоп WISE. После исчерпания запаса жидкого водорода в 2010 году КА был переориентирован на поиск комет и астероидов, в связи с чем был переименован в NEOWISE. Апертура телескопа составляет 0,4 м. Телескоп находится на околоземной орбите высотой 525 км, что существенно ограничивает его эффективность. Стартовая масса КА составляет 662 кг.

Облик предлагаемого КА может варьироваться в довольно широких пределах с учетом требований по размерам обнаруживаемых астероидов и выделяемых на проект ресурсов. Задавшись целью обнаружения астероидов диаметром до 50 м, находящихся на расстоянии 1 а. е. от Солнца и 0,3 а. е. от КА, получаем, что проницающая способность должна составлять 21 mv, что почти соответствует 22 абсолютной звездной величине, необходимой для отнесения объекта к потенциально опасным по критерию программы NEO². Такая проницающая способность достигается при диаметре телескопа 0,4 м и времени накопления 60 с. Астероиды меньшего размера могут быть обнаружены на меньших расстояниях. Производительность телескопа должна составлять не менее 100 квадратных градусов в сутки, что позволит на 5 лет

² Программа NASA и JPL по поиску околоземных объектов – Near Earth Objects.

осуществить трехкратный обзор всей небесной сферы. Считая, что для обнаружения астероида необходима регистрация его движения по 3 кадрам, за 1 сутки может быть сделано до 480 «тройных» кадров. Следовательно, площадь поля зрения телескопа должна составлять не менее 0,25 квадратных градуса (с учетом перекрытий), что соответствует, в линейной мере, квадрату со стороной 0,5 градуса. Телескоп с таким полем зрения будет несложным и высококачественным. Его масса, включая ОЭП, составит около 80 кг. Масса КА, соответственно, должна составлять порядка 250 – 350 кг, что позволяет вывести его на необходимую орбиту с помощью PH «Союз».

№ п/п	Параметр	Значение параметра
1.	Диаметр объектива, мм	450
2.	Фокусное расстояние, мм	6990
3.	Размер пикселя, мкм	10
4.	Формат фотоприемника	6144 × 6144
5.	Поле зрения, градусы	0,5×0,5
6.	Угловой размер пикселя,	0,3
	угл.с.	
7.	Время накопления, с	0,01 - 30
8.	Время считывания, с	0,03
9.	Зарядовая емкость, эл.	80 000
10.	Разрядность АЦП, бит	14
11.	Шум считывания, эл	3,5
12.	Масса, кг	80
13.	Энергопотребление, Вт	10 (без учета термостабилизации объектива)

Оптико-электронная камера для системы обнаружения потенциально опасных космических объектов имеет следующие характеристики



Рис. 3. Зависимости проницающей способности от времени накопления (с)

СОСТОЯНИЕ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ РАДИОЛИНИИ ПЕРЕДАЧИ ЦЕЛЕВОЙ ИНФОРМАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Ю. В. Сычиков, Ю. И. Аликин, М. В. Помазов, В. В. Тихонычев, Э. В. Гаджиев

(АО «Корпорация «ВНИИЭМ», г. Москва)

Аннотация. В данной работе представлен обзор состояния и перспектив развития бортовой радиолинии передачи целевой аппараты космических аппаратов. Показан состав бортовой аппаратуры радиолинии. Приведены требования к построению высокоскоростной радиолинии. Рассмотрены ограничивающие факторы, возникающие при проектировании.

Ключевые слова: космический аппарат, спутниковая радиолиния, высокоскоростная радиолиния, дистанционное зондирование Земли.

Введение

Одной из важнейших бортовых систем является радиолиния передачи целевой информации (РЛЦИ), которая предназначена [1]:

– для приема цифровой информации от целевой аппаратуры;

- для формирования цифровых потоков заданной структуры;

– для подготовки передачи радиосигнала.

Бортовая аппаратура РЛЦИ применяется как в составе больших космических аппаратов (КА), так и малых КА [2,3].

Состав бортовой аппаратуры РЛЦИ:

- формирователь информационных потоков (2 шт.);

- передающее устройство для первой и второй радиолинии;

- блок автоматики с задающим генератором и реле времени;

 – блок формирования частоты и усилитель мощности, которые входят в состав передатчика;

- антенно-фидерное устройство (АФУ).

Цикличность включений: в сеансе связи не более 10 мин, перерыв не менее 40 мин. Работу РЛЦИ сверхустановленной длительности ограничивает реле времени с установкой 17 мин от начала сеанса. Срок активного существования РЛЦИ не менее пяти лет [4].

Цель данной работы заключается в анализе текущего состояния и выявлении тенденций дальнейшего развития РЛЦИ КА.

Основная часть

В настоящее время к РЛЦИ существенно выросли и ужесточились требования. Повышение пространственного разрешения снимков современных КА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) приводит к возрастанию объемов информации, которые необходимо оперативно сбрасывать на наземные пункты приема информации.

Увеличению пропускной способности радиолинии способствует:

 использование нескольких каналов передачи информации в выделенном диапазоне с относительно низкой скоростью передачи частот;

 повышение скорости передачи информации с использованием современных методов модуляции и фильтрации высокочастотных сигналов в РЛЦИ.

Используемый в настоящее время подход к построению АФУ РЛЦИ КА обладает рядом недостатков:

– применение двух передатчиков требует применения двух передающих антенн, что в свою очередь приводит к дополнительным требованиям по электромагнитной совместимости и по оптимальному размещению этих антенн на поверхности КА с целью снижения влияния корпуса КА на энергетические параметры антенн [5];

 – для обеспечения функционирования двух бортовых передатчиков необходима большая мощность (≈ 120 Вт на каждый);

- значительные габариты применяемых передающих антенн.

Стандартные скорости передачи в диапазоне рабочих частот 8025...8400 МГц, достигаемые при использовании типовых методов модуляции и кодирования, составляют 150 Мбит/с и 300 Мбит/с.

Таким образом, есть потребность в разработке высокоскоростных радиолиний передачи, в которых скорость передачи данных достигала бы до 1 Гбит/с [6].

В свою очередь есть ряд ограничительных факторов, которые тоже необходимо учитывать [7, 8]:

– рабочий диапазон частот;

- коэффициент усиления бортовых антенн;

 короткий временной сеанс связи (сброса) КА с наземными пунктами приема информации;

- ограниченное количество наземных пунктов приема информации;

- применяемые сигнально-кодовые конструкции и др.

Заключение

В настоящее время выделяют несколько основных направлений, обеспечивающих повышение пропускной способности спутниковых радиолиний, применимых для систем ДЗЗ [9]:

- сжатие заголовков пакетов сетевого и транспортного уровней;

- мультипротокольная инкапсуляция;

 применение многоуровневой модуляции и высокоэффективного помехоустойчивого кодирования;

- обеспечение режима адаптивной модуляции и кодирования;

- совмещение используемых частотных диапазонов.

Главной задачей, которая поставлена перед разработчиками на ближайшее время, является увеличение пропускной способности радиолинии, т. е. построения высокоскоростной линии связи «Космос – Земля».

В свою очередь и наземные пункты приема информации требуют ряда работ по их модернизации с целью осуществления уверенного приема информации с бортовой РЛЦИ КА,

Тенденции дальнейшего развития РЛЦИ:

 увеличение объема передаваемой информации с КА на наземные пункты связи;

- применение узконаправленных антенн;

- уменьшение массы аппаратуры РЛЦИ;

- уменьшение энергопотребления аппаратуры РЛЦИ;

- снижение стоимости;

- увеличение надежности.

Литература

1. Гуткин Л. С. Проектирование радиосистем и радиоустройств. – М.: Радио и связь, – С. 1986. – 288.

2. Макриденко Л. А., Волков С. Н., Горбунов А. В., Ходненко В. П., Чуркин А. Л. Запуск первого российского метеорологического КА нового поколения «Метеор-М» № 1 – начало воссоздания отечественной метеорологической орбитальной группировки // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. – М.: АО «Корпорация «ВНИИЭМ», 2018. – № 4. – Т. 165. – С. 46 – 60.

3. Макриденко Л. А., Волков С. Н., Горбунов А. В., Салихов Р. С., Ходненко В. П. КА «Канопус-В» № 1 – первый российский малый космический аппарат высокодетального дистанционного зондирования Земли нового поколения // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. – 2017. – Т. 156. – С. 10 – 20.

4. Космический комплекс оперативного мониторинга техногенных и природных чрезвычайных ситуаций «Канопус-В» с космическим аппаратом «Канопус-В» № 1. – М.: ФГУП «НПП ВНИИЭМ», 2011. – С. 110.

5. Бочаров В. С., Генералов А. Г., Гаджиев Э. В. Исследование влияния корпуса космического аппарата на характеристики направленности бортовых антенн // Иосифьяновские чтения 2015. Материалы конференции. – 2015. – С. 61 – 63.

6. Бахтин А. А., Омельянчук Е. В., Семенова А. Ю. Анализ современных возможностей организации сверхвысокоскоростных спутниковых радиолиний // Труды МАИ. 2017. – № 96.

7. Бекренев О. В.; Гончаров А. К., Мартынов С.И. Антенные системы приемных комплексов для оснащения приемных станций ЕТРИС // Иосифьяновские чтения 2017. Материалы конференции. – 2017. – С. 240 – 241.

8. Генералов А. Г., Гаджиев Э. В. Состояние и перспективы развития бортовых антенно-фидерных устройств радиолинии передачи целевой информации // Радиотехнические и телекоммуникационные системы. – 2018. – № 2 (30). – С. 44 – 52.

9. Седунов Д. П., Привалов Д. Д. Повышение пропускной способности спутниковых радиолиний // Проблемы науки. – 2016. – № 6 (7). – С. 9 – 11.

ОБЗОР СРЕДСТВ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛОВОГО РЕЖИМА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Ю. В. Сычиков, А. В. Чобитько, Ю. А. Куксин, Э. В. Гаджиев (АО «Корпорация «ВНИИЭМ», г. Москва)

Аннотация. В данной работе представлен обзор средств обеспечения теплового режима космических аппаратов. Рассмотрены предъявляемые требования по обеспечению теплового режима, а также приведен состав средств обеспечения теплового режима космических аппаратов.

Ключевые слова: космический аппарат, тепловой режим, средства обеспечения теплового режима, термодатчики, нагреватели.

Введение

Средства обеспечения теплового режима (СОТР) космических аппаратов (КА) предназначены для обеспечения требуемых тепловых режимов составных частей КА. При этом СОТР применяются как для больших КА, так и для малых КА [1, 2].

Требуемые тепловые режимы составных частей КА обеспечиваются:

 путем термостабилизации посадочных поверхностей бортовой аппаратуры;

передачей тепла от посадочных поверхностей на радиационные поверхности;

- излучением тепла в космическое пространство.

Цель данной работы заключается в проведении обзора СОТР КА.

Основная часть

СОТР КА должны обеспечивать следующие тепловые режимы составных частей КА (посадочных поверхностей аппаратуры КА):

 температуру посадочных поверхностей аппаратуры обеспечивающего комплекса, управляющего комплекса, целевой аппаратуры, не входящей в состав оптико-электронного модуля;

- температуру посадочной поверхности оптико-электронного модуля;

- температуру посадочных поверхностей блоков аккумуляторной батареи;

 температуру посадочных поверхностей оптических головок звездных датчиков;

 температуру посадочной поверхности корпуса антенно-фидерных устройств КА;

- температуру термостабилизируемого корпуса оптических средств КА.

Как правило, в состав СОТР входят [3]:

- термостабилизированные сотопанели;

– радиаторы;

- терморегулирующее покрытие;

- тепловые трубы;

- контроллер измерений и регулирования;

- нагреватели;

- термодатчики (цифровые и аналоговые);

- экранно-вакуумная теплоизоляция.

Заключение

При проектировании СОТР КА учитываются:

– условия эксплуатации КА (рабочая орбита, период обращения, время нахождения в тени и т. д.);

- конструктивные особенности самого КА (тип корпуса, геометрическая форма и т. д.);

– размещение бортовой аппаратуры.

Таким образом, СОТР КА являются неотъемлемой частью КА любого класса, обеспечивающие требуемый для работоспособности тепловой режим составных частей КА.

Литература

1. Макриденко Л. А., Волков С. Н., Горбунов А. В., Ходненко В. П., Чуркин А. Л. Запуск первого российского метеорологического КА нового поколения «Метеор-М» № 1 – начало воссоздания отечественной метеорологической орбитальной группировки // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. – М.: АО «Корпорация «ВНИИЭМ», 2018. – № 4. – Т. 165. – С. 46 – 60.

2. Макриденко Л. А., Волков С. Н., Горбунов А. В., Салихов Р. С., Ходненко В. П. КА «Канопус-В» № 1 – первый российский малый космический аппарат высокодетального дистанционного зондирования Земли нового поколения // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. – 2017. – Т. 156. – С. 10 – 20.

3. Космический комплекс оперативного мониторинга техногенных и природных чрезвычайных ситуаций «Канопус-В» с космическим аппаратом «Канопус-В» № 1. – М.: ФГУП «НПП ВНИИЭМ», 2011. – С. 110.

ДОСТОВЕРНОСТЬ РЕЗУЛЬТАТОВ ПОЛЕТНОЙ ФОТОГРАММЕТРИЧЕСКОЙ КАЛИБРОВКИ

Е. Г. Воронин

(Филиал АО «РКЦ «Прогресс» – НПП «ОПТЭКС», г. Москва, Зеленоград)

Аннотация. Отмечены необходимость и сущность полетной фотограмметрической калибровки съемочной аппаратуры. Рассмотрена проблема достоверности ее результатов, состоящая в искажении истинных значений элементов внешнего и внутреннего ориентирования при их уточнении фотограмметрическим методом. Теоретическим основанием этого явления служит преобразование связки проектирующих лучей в соответствии с теоремой профессора М. Шаля о неизменяемости перспективы при вращении плоскостей. Раскрыты основные причины преобразования связки проектирующих лучей, которые наиболее заметны для узкоугольных объективов съемочных систем. Предложены пути преодоления имеющихся проблем. Разработаны пути снижения обусловленности систем линейных уравнений, возникающих при самокалибровке узкоугольных снимков, и построен вычислительный алгоритм корректировки весов измерений. Показано, что примененные меры позволяют существенно повысить достоверность результатов полетной фотограмметрической калибровки.

Ключевые слова: самокалибровка, преобразование связки проектирующих лучей, обусловленность вычислительной задачи, веса измерений.

К настоящему времени стало нормой предъявлять высокие требования к точности геометрической привязки космических снимков высокого пространственного разрешения. Однако точность бортовых средств измерений параметров ориентирования съемочной аппаратуры зачастую недостаточна для обеспечения этих требований. В связи с этим разработчики космических систем полагаются на возможность компенсации погрешностей бортовых измерений за счет их фотограмметрической обработки.

Теория метода повышения точности фотограмметрических параметров съемочной камеры разработана в середине XX столетия и успешно применялась для широкоугольной аэрофотосъемки. Этот метод получил название полевой фотограмметрической калибровки снимков. В более общем случае, когда кроме элементов внутреннего ориентирования камеры определяются или уточняются элементы внешнего ориентирования, существовавшие в ходе съемки, метод называется самокалибровкой. По некоторым данным, самокалибровка позволяет повысить точность фотограмметрических определений на местности по аэрофотоснимкам в среднем на 20%.

Опыт самокалибровки по узкоугольным космическим снимкам, которую стали называть полетной фотограмметрической калибровкой, показал, что несмотря на применимость существующей теории самокалибровки при практической реализации фотограмметрических вычислений возникают искажения истинных значений элементов внутреннего и внешнего ориентирования
съемочной аппаратуры. При этом получаемые значения фотограмметрических параметров съемочной аппаратуры обеспечивают высокую точность геометрической привязки калибруемых снимков, но, как правило, на других подобных снимках показывают худшие результаты.

Это происходит в результате так называемого преобразования связки проектирующих лучей. При этом перспективное, то есть определяемое законами центральной проекции, соответствие между соответственными точками местности и их образами на снимках сохраняется, однако элементы внешнего и, главным образом, внутреннего ориентирования изменяются относительно тех значений, которые реально имели место в ходе съемки. Существенное изменение элементов внутреннего ориентирования: фокусного расстояния и координат главной точки фокальной плоскости является основным признаком преобразования связки проектирующих лучей. Изменение координат главной точки фокальной плоскости даже получило специальное название – децентрация снимка.

Преобразованием связки проектирующих лучей при фотограмметрической обработке раньше пользовались для трансформирования снимков на оптикомеханических трансформаторах второго рода, положительной особенностью которых является измененное фокусное расстояние объектива. В фототрансформаторах первого рода значение фокусного расстояния объектива должно в точности соответствовать фокусному расстоянию объектива съемочной камеры, что не удобно из-за необходимости под каждую съемочную камеру создавать собственный фототрансформатор.

Теоретическим основанием преобразования связки проектирующих лучей является известная из аналитической геометрии теорема профессора Мишеля Шаля, доказанная им в 1830 году [1]. В фотограмметрии эта теорема известна как теорема о неизменяемости перспективы при вращении плоскостей [2]. Преобразованная связка проектирующих лучей определяется такими взаимно согласованными элементами внешнего и внутреннего ориентирования снимка, при которых все закономерности центрального проектирования сохраняются, но снимок оказывается не в том пространственном положении, которое он занимал непосредственно в процессе съемки. То есть все элементы ориентирования снимка не соответствуют действительным.

Если целью фотограмметрической обработки является трансформирование некоторого снимка, то преобразование связки проектирующих лучей не играет никакой роли, поскольку оно не влияет на точность геометрической привязки и не вызывает искажений взаимного положения точек обрабатываемого снимка. Трансформирование снимков применяется, например, для их приведения в заданную картографическую проекцию в геоинформационных системах. Однако, преобразование связки проектирующих лучей не допустимо при полетной фотограмметрической калибровке съемочной аппаратуры, поскольку найденные по калибровочному маршруту элементы внутреннего ориентирования предназначены для использования при обработке других снимков и, таким образом, они должны отражать истинные значения фотограмметрических параметров съемочной аппаратуры.

Противодействие преобразованию связки проектирующих лучей является главной проблемой полетной фотограмметрической калибровки. На это прямо указано в книге [3], изданной еще в 1982 году и являющейся наиболее полным трудом по методам фотограмметрической калибровки снимков. Надежного способа противодействия преобразованию связки проектирующих лучей не найдено до сих пор.

Анализ показал, что основными причинами этого явления могут быть названы:

 плохая обусловленность систем линейных уравнений, возникающих при фотограмметрической калибровке;

 неточные данные о средних квадратических погрешностях случайных значений измерений, подлежащих фотограмметрической обработке.

Под обусловленностью вычислительной задачи понимают [4] чувствительность ее решения к малым погрешностям входных данных. Задачу называют хорошо обусловленной, если малым погрешностям входных данных отвечают малые погрешности решения, и плохо обусловленной, если возможны сильные изменения решения.

Обусловленность систем линейных уравнений, возникающих при фотограмметрической калибровке, зависит главным образом от геометрического фактора пространственной засечки, состоящего в том, что чем меньше угол поля зрения объектива съемочной камеры, тем хуже обусловленность решаемой задачи. По имеющимся данным, положительный эффект от полетной фотограмметрической калибровки аэрофотоснимков ощутим при угле поля зрения объектива аэрофотоаппарата не менее 60°.

Поскольку основное влияние плохой обусловленности выражается в искажении результатов решения задачи под влиянием погрешностей исходных данных, то основными известными способами снижения ее негативного влияния являются:

 использование электронных вычислительных машин с максимально длинной разрядной сеткой, поскольку чем меньше разрядность сетки и короче мантисса чисел с плавающей точкой в машинном представлении, тем быстрее накапливаются ошибки при математических вычислениях и, соответственно, тем больше погрешности результатов;

 применение устойчивых к ошибкам округлений математических методов вычислений.

Собственные исследования автора позволили выработать рекомендации и найти такие методы вычислений [5], которые позволяют снизить число обусловленности исходной системы нормальных уравнений при калибровке узкоугольных оптико-электронных космических снимков с 24 порядка до 10÷12 порядка, а в отдельных случаях приблизиться к наилучшему пределу числа обусловленности, равному единице. Таким образом, плохая обусловленность на сегодняшний день не является непреодолимым препятствием для обеспечения достаточно достоверных результатов полетной фотограмметрической калибровки.

Второй отмеченной причиной преобразования связки проектирующих лучей являются неточные данные о средних квадратических погрешностях случайных значений измерений, подлежащих фотограмметрической обработке. Эти данные необходимы в связи с тем, что все измерения по определению отягощены некоторыми неизвестными погрешностями и для минимизации их влияния на результаты калибровки измерения должны быть уточнены по одному из методов статистической обработки результатов измерений. В фотограмметрии обычно применяется весовой метод наименьших квадратов, а средние квадратические погрешности измерений используются для назначения весов уравнений поправок.

Веса влияют на результаты статистической обработки. Для того, чтобы эти результаты наиболее точно соответствовали истинным значениям искомых неизвестных необходимо, чтобы веса (средние квадратические погрешности) измерений точно характеризовали их действительную точность. Однако, ни закон распределения случайных погрешностей измерений, ни его основные параметры: математическое ожидание и дисперсия, как правило, не известны. Кроме того, зачастую измерения содержат систематическую составляющую. Поэтому существует проблема определения достоверных весов измерений. Как представляется, ее решение будет ключом для обеспечения достоверной полетной фотограмметрической калибровки узкоугольных снимков.

Заранее известно, что в результате калибровки истинные значения весов должны обеспечивать: во-первых, минимальные из всех возможных невязки на всех используемых для статистической обработки измерениях и, вовторых, малое изменение элементов внутреннего ориентирования, которое должно характеризовать истинную точность определения фотограмметрических параметров съемочной аппаратуры.

В литературе имеются только общетеоретические подходы к решению этой проблемы. Найти рекомендации, позволяющие построить устойчивый вычислительный алгоритм определения истинных значений весов для любого набора измерительных данных найти не удалось. Поэтому были выполнены собственные исследования, которые потребовали несколько лет достаточно напряженной работы. Часть этих исследований, касающаяся разработки теории корректировки весов измерений опубликована в работе [6].

Работу вычислительного алгоритма корректировки весов измерений, который постоянно дорабатывается и совершенствуется, иллюстрируют данные представленной ниже табл. 1. Эти данные получены в результате самокалибровки по опорным точкам съемочных маршрутов, полученных аппаратурой «Сангур-1» космического аппарата «Ресурс-ДК».

Таблица 1

пому алгоритму корректировки всеов измерении						
	СКО, м		Изменение, мкм			
Маршрут		на связующих точках	douvenero	главной точки	главной точки	
	точках		расстояния	по	по	
				координате у	координате <i>z</i>	
Ι	1,525	0,219	-6,475×10 ⁻⁸	1,846×10 ⁻¹⁰	$-1,406 \times 10^{-8}$	
II	14,810	0,308	-1,294×10 ⁻⁶	1,311×10 ⁻¹⁰	-6,583×10 ⁻⁹	
III	4,903	0,171	9,493×10 ⁻⁷	9,543×10 ⁻¹⁰	-6,957×10 ⁻⁸	

Данные, характеризующие результаты самокалибровки по разработанному алгоритму корректировки весов измерений

Для сравнения в табл. 2 представлены те же данные, но полученные при весах, соответствующих априорно заданным средним квадратическим погрешностям измерений, полученным по данным фотограмметрических формуляров и технической документации бортовых средств измерений.

Таблица 2

Данные, характеризующие результаты самокалибровки по весам, установленным фотограмметрическим формулярам и технической локументации бортовых средств измерений

		· · ·	1 1		
	СКО, м		Изменение, мкм		
Маршрут	на опорных	на связующих	фокусного	главной точки	главной точки
	точках	точках	расстояния	по координате у	по координате z
Ι	1,263	0,238	-4,484	0,025	-0,060
II	14,385	0,392	18,182	0,041	-0,067
III	7,550	0,231	-9,532	0,023	-0,061

Сопоставление данных, представленных в табл. 1 и 2 позволяет сделать следующие основные выводы:

остаточные средние квадратические отклонения на опорных и связующих точках в первом случае в основном чуть меньше, но приблизительно одинаковы, что, с одной стороны, подтверждает истинность вышеупомянутой теоремы М. Шаля о неизменяемости перспективы при вращении плоскостей, а с другой – свидетельствует о корректном применении метода наименьших квадратов;

– изменение элементов внутреннего ориентирования относительно начальных значений, заданных по результатам измерений, при использовании алгоритма корректировки весов на 6÷8 порядков меньше. Это свидетельствует о существенно меньшем преобразовании связки проектирующих лучей, а следовательно более достоверном определении элементов внутреннего ориентирования;

− в первом случае элементы внутреннего ориентирования определяются более стабильно, а их изменение на калибровочных маршрутах дает представление об истинной точности самокалибровки, которая составляет прядка 10⁻⁶÷10⁻¹⁰ микрометра и является очень хорошим результатом. Таким образом, разработанный вычислительный алгоритм корректировки весов измерений позволяет существенно повысить достоверность результатов полетной фотограмметрической калибровки.

Литература

1. Парс Л. А. Аналитическая динамика / Главная редакция физико-математической литературы издательства «Наука», 1971. – С. 636.

2. Краснощекова И. А., Нормандская О. Б., Кислова А. М., Кислов В. В. Фотограмметрия. – М.: Недра, 1978. – С. 471.

3. Дубиновский В. Б. Калибровка снимков. – М.: Недра, 1982. – С. 224.

4. Амосов А. А., Дубинский Ю. А., Копченова Н. В. Вычислительные методы для инженеров: Учеб. пособие. – М.: Высш. шк., 1994. – С. 544: ил.

5. Воронин Е. Г. Применение метода Галеркина в плохо обусловленных задачах аналитической фотограмметрии // Геодезия и картография. – 2013. – № 5. – С. 23 – 27.

6. Воронин Е. Г. Исследование проблемы надежности фотограмметрической обработки оптико-электронных космических снимков. // Диссертация на соискание ученой степени доктора технических наук, Москва, 2016. – С. 265.

РЕЗУЛЬТАТЫ ОЦЕНКИ ТОЧНОСТИ АБСОЛЮТНОЙ РАДИОМЕТРИЧЕСКОЙ КАЛИБРОВКИ ЦЕЛЕВОЙ АППАРАТУРЫ КА СЕРИИ «КАНОПУС-В» С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ НАЗЕМНЫХ РАДИОМЕТРИЧЕСКИХ ТЕСТОВЫХ УЧАСТКОВ

А. И. Бочарников, В. П. Коваленко, А. В. Коваленко, В. В. Тихонычев (AO «Российские космические системы», г. Москва)

Аннотация. Предложены алгоритм и аналитические выражения расчета параметров коррекции коэффициентов абсолютной радиометрической калибровки целевой аппаратуры космических аппаратов дистанционного зондирования земли «Канопус-В» с целью повышения точности измерения ее спектральными каналами эффективной яркости участков поверхности Земли. Алгоритм основан на совместной статистической обработке материалов съемок российского и зарубежных измерительных радиометрических тестовых участков и данных наземных измерений на этих тестовых участках. Приведены пример расчета поправочных коэффициентов по одному из каналов целевой аппаратуры и результаты оценки точности измерения эффективной спектральной плотности каналами космических аппаратов «Канопус-В» до и после применения рассчитанных корректирующих коэффициентов.

Ключевые слова: абсолютная радиометрическая калибровка, эффективная спектральная плотность энергетической яркости, метод минимума дисперсии оценки.

Введение

При дистанционном зондировании Земли (ДЗЗ) космическими комплексами (КК) одной из задач является измерение эффективной спектральной плотности энергетической яркости (ЭСПЭЯ) участков поверхности Земли, либо индексов, рассчитанных по ней, измеренной в разных поддиапазонах видимого и ближнего ИК-диапазона.

Достоверность оценки состояния поверхности Земли и объектов на ней зависит от точности измерения их ЭСПЭЯ многозональной целевой аппаратурой (ЦА).

При наземной калибровке ЦА перед запуском на орбиту получают коэффициенты перевода кодов изображения в значения ЭСПЭЯ. В ходе эксплуатации ЦА на орбите происходит деградация ее элементов и изменение соотношения между кодами изображения и ЭСПЭЯ.

Для поддержания точности измерения ЭСПЭЯ каналами ЦА на орбите применяется замещающая калибровка – уточнение параметров градуировочной характеристики ЦА [1].

Один из вариантов замещающей калибровки – калибровка по наземным измерительным тестовым участкам (ТУ), на которых выполняются измерения коэффициентов отражения протяженных, практически равноярких тестовых объектов (ТО) и основных параметров атмосферы, влияющих на точность

измерения СПЭЯ и расчет СПЭЯ либо коэффициента отражения на верхнюю границу атмосферы (ВГА), а также их СКО.

Предложенный и обоснованный в данной работе алгоритм позволяет использовать для оценки поправочных коэффициентов не только значения ЭСПЭЯ, что делается традиционно, но и их неопределенности. Это дает возможность при оценивании дать большие веса более точным значениям ЭСПЭЯ и повысить точность скорректированных коэффициентов абсолютной радиометрической калибровки.

1. Общие сведения об измерительных радиометрических тестовых участках для видимого и ближнего ИК-диапазона

При оценке точности абсолютной радиометрической калибровки (АРМК) целевой аппаратуры КА серии «Канопус-В» использовались данные тестовых участков:

– российского (ШТУ), расположенного на территории Кисловодской высокогорной научной станции на плато Шаджатмаз, координаты: 43,7° с. ш. и 42,7° в. д., высота 2070 м, размер тестового объекта (ТО) 180×240 м²;

– La Crau (LCFR), Франция, координаты: 43,56° с. ш. и 4,86° в. д, высота 20 м, размер ТО 300×300 м²;

– Railroad Velley Playa (RVUS) (США), расположенного на дне высохшего озера в Неваде, координаты: $38,5^{0}$ с. ш. и – 115,7° в. д., высота 1435 м, размер ТО 1×1 км²;

– Gobabeb (GBNB) Намибия, координаты: −23,6° с. ш и 15,1° в. д., высота 20°м, размер ТО 300×300 м²;

Ваотои (BSCN), Китай, координаты: 40,87° с. ш. и 109,62° в. д., высота 1270 м, размер ТО 300×300 м².

На ШТУ (альпийский луг) наземные измерения поверхности и параметров атмосферы выполнялись в интервале ±15 мин от времени пролета спутника. По результатам измерений рассчитывали СПЭЯ ТО на ВГА [2, 3], результаты которого выдавались с шагом 1 нм в диапазоне 400...1000 нм в виде табл. 1.

Таблица 1

Форма выдачи результатов расчета СПЭЯ				
длина волны, нм	СПЭЯ, Вт/(м ² · ср · нм)	СКО СПЭЯ, %		

На перечисленных зарубежных ТУ, работающих на портал RadCalNet [4], поверхностные и атмосферные измерения выполняются комплексами, выдающими результаты измерений в центр обработки.

Результаты измерений спектральных коэффициентов яркости (КСЯ) ТО и пересчетов их на ВГА, а также другие исходные данные выкладываются на портале RadCalNet с периодом 30 мин в интервале 9...15 часов местного времени в виде таблиц (файлов с расширениями *.*input* – в том числе с измерениями спектрального коэффициента яркости (КСЯ) ТО-и *.*output* с расчет-

ными КСЯ на верхней границе атмосферы). Фрагмент таблицы из файла *.output приведен в табл. 2.

Site:	RVUS00		
Lat:	38.497		
Lon:	-115.69		
Alt:	1435		
Year:	2021	2021	2021
DOY(U):	162	162	162
UTC:	17:00	17:30	18:00
DOY(L):	162	162	162
Local:	9:00	9:30	10:00
<i>P</i> :	859	859	859
<i>T</i> :	290.5	292	293,8
WV:	0.404	0,41	0,423
03:	289	289	289
AOD:	0,052	0,053	0,051
Ang:	0,851	0,838	0,841
Type:	R	R	R
Zen:	37,7327	32,0778	26,6886
Azi:	102,085	109,011	117,826
esd:	1,01555	1,01556	1,01556
400	0,2635	0,2773	0,2662
410	0,2631	0,2767	0,267
2500	0,0533	0,0732	0,0671
<i>P</i> :	0,6	0,6	0,6
<i>T</i> :	0,5	0,5	0,5
WV:	0,1	0,1	0,1
<i>O3:</i>	9	9	9
AOD:	0.007	0.005	0.005
	0,005	0,005	0,005
Ang:	0,005	0,005	0,003
Ang: 400	0,005 0,3 0,0071	0,3 0,0082	0,3 0,0071
Ang: 400 410	0,005 0,3 0,0071 0,0073	0,003 0,3 0,0082 0,0084	0,005 0,3 0,0071 0,0076

Результаты измерений параметров атмосферы и пересчетов КСЯ ТО на ВГА

Таблица 2

В верхней части приведены параметры ТУ, далее дата, время съемки, затем параметры атмосферы, после строки esd – относительных расстояний до Солнца – результаты расчетов КСЯ на ВГА в диапазоне длин волн 400 нм...2500 нм, после строки многоточий – СКО соответствующих данных [5].

Таким образом, по данным ТУ имеется возможность получения либо расчета СПЭЯ на ВГА и ее СКО в зависимости от длины волны.

2. Аналитические выражения для оценки точности АРМК и подготовки корректирующих коэффициентов

Выполняется съемка номер *m* радиометрического TO. По данным TV RadCalNet с учетом положения спутника и Солнца рассчитываются СПЭЯ $L_{\lambda TO m}$ TO на верхней границе атмосферы (ВГА) и ее СКО $\sigma_{\lambda TO m}$.

В результате свертки СПЭЯ с относительной спектральной чувствительностью $S_k(\lambda)$ канала ЦА номер k рассчитываются эталонная эффективная ЭСПЭЯ ТО $L^e_{\lambda kTO,m}$ и ее СКО $\sigma_{kTO,m}$:

$$L^{e}_{\lambda kTO,m} = \frac{\int_{\lambda} L_{\lambda TO,m} \cdot S_{k}(\lambda) \cdot d\lambda}{\int_{\lambda} S_{k}(\lambda) \cdot d\lambda}.$$
(1)

После относительной радиометрической коррекции полученного маршрута и паспорта к нему с коэффициентами $C(A_k, NN_{k,m}, t_{k,m}^{e_{3H}})$ пересчета кодов яркости в эффективную СПЭЯ для данного канала ЦА по видеоизображению ТО вычисляются его эффективная СПЭЯ (ЭСПЭЯ ВИ) $L_{\lambda kVI,m}^{e}$ на ВГА и ее

CKO $\sigma_{kVI,m}$:

$$L^{e}_{\lambda kVI,m} = C(A_{k}, NN_{k,m}, t^{e_{3M}}_{k,m}) \cdot N_{k,m},$$
(2)

где A_k – коэффициент АРМК, полученный при наземной калибровке канала номер k; $NN_{k,m}$ – число тактов накопления в режиме ВЗН; $t_{k,m}^{63H}$ – время такта накопления; $N_{k,m}$ – среднее значение 12-ти разрядного кода яркости изображения TO.

СКО: $\sigma_{kTO,m}$ рассчитывается аналогично (1) с подстановкой $\sigma_{\lambda TO,m}$ вместо $L_{\lambda TO,m}$; $\sigma_{kVI,m}$ - аналогично (2) с подстановкой $\sigma_{Nk,m}$ вместо $N_{k,m}$.

Точность АРМК оценивается относительной погрешностью δ_{km} ,

$$\delta_{k,m} = \frac{L^e_{\lambda k VI,m} - L^e_{\lambda k TO,m}}{L^e_{\lambda \lambda TO,m}} \cdot 100\%.$$
⁽³⁾

В ходе эксплуатации ЦА происходит деградация ее элементов, что приводит к изменению коэффициента $C(A_k, NN_{k,m}, t_{k,m}^{s_{3H}})$.

Учитывая, что выражение (2) линейно, для компенсации деградации в него добавляются поправочные коэффициенты KA_k и, возможно, смещения D_k , которые могут быть оценены по результатам съемки радиометрических измерительных ТУ (РМТУ).

Введем понятие контрольной характеристики (КХ) как зависимости ЭСПЭЯ ВИ от ЭСПЭЯ ТО. Ее линейная аппроксимация позволит вычислить поправочный коэффициент KA_k . Поскольку на каждую из M съемок РМТУ имеются не только эффективные СПЭЯ, но и их СКО, получим оценку коэффициента методом минимума дисперсии оценки (ММД); а так как аналитические выражения будут справедливы для каждого канала, то можно опустить индекс k.

Применение ММД для оценки параметров контрольной характеристики

Уравнение измерения вектора *X* для решения ММД необходимо записать в следующем виде [6]

$$Z = H \cdot X + v_z, \tag{4}$$

где Z – вектор измерений; H – матрица измерений, v_z – вектор погрешностей измерения, центрированный, с корреляционной матрицей

$$R = M \left[v_z \cdot v_z^T \right],$$

где *М* – символ математического ожидания.

Уравнения оценки элементов вектора X и корреляционной матрицы P вектора оценки имеют вид

$$\hat{X} = (H^T \cdot R^{-1} \cdot H)^{-1} \cdot H^T \cdot R^{-1}Z,$$

$$P = (H^T \cdot R^{-1} \cdot H)^{-1},$$
(5)

в диагональных элементах матрицы *P* стоят оценки дисперсий соответствующих элементов вектора *X*.

В данном случае исходной системой уравнений для построения КХ является зависимость:

$$L^{e}_{\lambda VI,m} = KA \cdot L^{e}_{\lambda TO,m} + D$$
,

где m=1...M – номер съемки; KA и D – элементы вектора X – корректировочные параметры.

Преобразуем последнее уравнение к виду (4), учитывая, что оцениваемыми параметрами являются *КА* и *D*.

 $L_{\lambda VI}^{e} = L_{\lambda VI}^{0e} + v_{VI}$ – вектор измерения, состоит из М элементов, $L_{\lambda VI}^{0e}$ – точные значения $L_{\lambda VI}^{e}$, V_{VI} – вектор некоррелированных между собой (из физических соображений), центрированных погрешностей ЭСПЭЯ ВИ с известными для каждого *m* СКО; корреляционная матрица $R_{VI} = M \left[v_{VI} \cdot v_{VI}^{T} \right]$ диагональная, в главной диагонали – квадрат СКО ВИ соответствующего номера съемки.

Матрицу Н представим следующим образом:

$$H = \begin{pmatrix} L_{\lambda TO,1}^{e} & 1 \\ L_{\lambda TO,2}^{e} & 1 \\ \dots & \dots \\ L_{\lambda TO,M}^{e} & 1 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} L_{\lambda TO,1}^{0e} & 1 \\ L_{\lambda TO,2}^{0e} & 1 \\ \dots & \dots \\ L_{\lambda TO,M}^{0e} & 1 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} v_{TO,1} & 0 \\ v_{TO,2} & 0 \\ \dots & \dots \\ v_{TO,M} & 0 \end{pmatrix} = H^{0} + \Delta H,$$

где $L^{0e}_{\lambda TO,m}$ – точное значение ЭСПЭЯ ТО номер *m*, $V_{TO,m} - m=1...M$ – погрешности ЭСПЭЯ ТО, центрированные и некоррелированные между собой и погрешностями ЭСПЭЯ ВИ.

Вектор оцениваемых параметров $X = \langle KA \quad D \rangle^T$.

Корректная запись аналога (4) принимает вид:

$$L^{e}_{\lambda VI} = H \cdot X + v_{VI} - \Delta H \cdot X = H \cdot X + v_{z}.$$

Вычислим параметры погрешности V_z

$$v_{z} = v_{VI} - \Delta H \cdot X = v_{VI} - \begin{pmatrix} v_{TO,1} & 0 \\ v_{TO,2} & 0 \\ \cdots & \cdots \\ v_{TO,M} & 0 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} KA \\ D \end{pmatrix} = v_{VI} - KA \cdot v_{TO}$$

Учитывая центрированность и некоррелированность (из физических соображений) V_{vi} и V_{TO} , получим

$$M[v_{z}] = 0$$

$$R_{i,j} = \begin{cases} \sigma_{VT,m}^{2} + KA^{2} \cdot \sigma_{TO,m}^{2}, i = j = m \\ 0, \qquad i \neq j \end{cases},$$
(6)

т. е. V_z – центрированная случайная величина с корреляционной матрицей R, которая является симметричной, диагональной, с элементами в диагонали – дисперсиями, рассчитанными по (6).

Оценка параметров KA и D по уравнениям (5) должна выполняться в 2 шага. На первом шаге в уравнении (6) принимается KA=1, на втором – его значение, рассчитанное на первом шаге.

В общем случае скорректированное выражение для расчета эффективной СПЭЯ по изображению объекта местности в канале *k* имеет вид

$$L_{\lambda k}^{e} = \frac{C(A_{k}, NN_{k}, t_{k}^{e_{3H}})}{KA_{k}} \cdot N_{k} - D_{k}.$$
(7)

3. Оценка точности канала «Канопус-В» и расчет корректирующих параметров

В качестве примера применения рассмотренных выше выражений выбран канал MCC1 «Канопус-В».

Результаты 29 съемок радиометрических ТУ и последующих расчетов ЭСПЭЯ приведены на графике рис. 1.



Рис. 1. Ось абсцисс: – в нижнем ряду порядковый номер съемки, над ним – дата съемки; ЭСПЭЯ ВИ – ЭСПЭЯ, рассчитанная по выражению (2), ЭСПЭЯ ТО и ЭСПЭЯ kor рассчитаны, соответственно, по формулам (1) и (7)

По этим результатам была построена контрольная характеристика канала.



Рис. 2. Контрольная характеристика канала

На рис. 2: KH – линейная аппроксимация расчетов ЭСПЭЯ ВИ ($L\lambda VI$), *KHkor* – линейная аппроксимация расчетов ЭСПЭЯ ВИ, скорректированной с применением коэффициентов КА = 0,929 и D = 0,028, вычисленных по формулам (5), черные линии ограничивают диапазон десяти процентных отклонений коэффициента наклона контрольной характеристики от единицы.



Рис. 3. Графики модулей относительных погрешностей измерения ЭСПЭЯ в процентах, рассчитанные по выражению (3), до коррекции (красная линия) и после коррекции – зеленая кривая

Как видно из графика, применение коррекции позволило существенно уменьшить значения погрешностей почти всех измерений.

Квадратные корни из вторых моментов относительных погрешностей измерения ЭСПЭЯ составили 7,2% до и 2,8% после коррекции.

В табл. 3 приведены результаты применения рассмотренного алгоритма для ЦА КА «Канопус-В».

Таблица 3

	дномет		crobbini y ia	c i Kulvi	
Канопус-В	Количество съемок М	Каналы	$\sqrt{lpha 2}$,%	KA	$\sqrt{lpha 2 kor}$, %
		MCC1	7,8	0,93	3,6
		MCC2	5,9	0,954	3,7
ИК		MCC3	4	1,002	4
		MCC4	4,1	1,011	3,9
		ПСС	7,6	1,05	5,6
		MCC1	6,4	0,958	4,7
		MCC2	5,5	0,974	4,8
N <u></u> 23		MCC3	5,4	0,998	5,4
		MCC4	8	0,944	5,6
		ПСС	8,2	0,976	7,8
	25	MCC1	6,5	0,95	4
		MCC2	6,3	0,957	4,5
<u>№</u> 4		MCC3	4,9	1,014	4,7
		MCC4	5,6	0,981	5,3
		ПСС	6,3	1,001	6,3
		MCC1	6,7	0,947	4
		MCC2	8,5	0,93	4,5
№ 5		MCC3	5,5	0,987	5,3
		MCC4	6,7	0,961	5,5
		ПСС	11,7	1,09	7,3
		MCC1	10,5	0,908	4,9
		MCC2	9,3	0,917	3,7
Nº6		MCC3	5,1	1,012	5
		MCC4	10,7	0,906	4,8
		ПСС	9,2	1,079	4,5

Результаты оценки точности АРМК КА «Канопус-В» по наземным радиометрическим тестовым участкам

В табл. 3: $\alpha_2 = \frac{\sum_{m=1}^{M} \delta_m^2}{M-1}$ – второй момент погрешности δ_m , рассчитываемой по формуле (3), $\alpha_2 kor$ рассчитывается по аналогичной формуле, где вместо δ_m подставляется δ_{korm} , рассчитанная по формуле (3), в которой вместо $L^e_{\lambda kVI,m}$ подставлена яркость $L^e_{\lambda k,m}$, (выражение (7)).

Как видно из таблицы, точность измерения ЭСПЭЯ ВИ ЦА космических комплексов дистанционного зондирования земли (КК ДЗЗ) «Канопус-В», с учетом неопределенности СПЭЯ $L_{\lambda TO,m}$ на ВГА в размере 2,5% – 4,5%, находится на уровне современных зарубежных КК ДЗЗ. В большинстве случаев применение коэффициентов коррекции позволяет повысить точность измерения эффективной СПЭЯ.

Выводы

1. По результатам обработки данных съемки измерительных радиометрических тестовых участков и их информации установлено, что текущая оценка погрешности измерения эффективной спектральной плотности энергетической яркости в спектральных каналах целевой аппаратурой видимого и ближнего ИКдиапазона космических аппаратов серии «Канопус-В» не превышает 10%.

2. Применение предлагаемого алгоритма обработки данных съемки наземных измерительных радиометрических тестовых участков и их информации позволяет повысить точность измерения эффективной спектральной плотности энергетической яркости целевой аппаратурой видимого и ближнего ИК диапазона космического аппарата Канопус-В.

3. Как показали приведенные в статье расчеты, а также расчеты по другим каналам и космическим аппаратам «Канопус-В», на данный момент учет параметра смещения *D* практически не влияет на точность измерения ЭСПЭЯ, тем не менее его оценка в перспективе может дать информацию о состоянии элементов целевой аппаратуры.

Литература

1. ГОСТ Р 8.890-2015 Государственная система обеспечения единства измерений Аппаратура оптико-электронная в составе космических информационноизмерительных систем наблюдения земли. Организационно-методические положения обеспечения единства радиометрических измерений. Москва, Стандартинформ, 2015. 2. Borovski A., Ivanov V., Pankratova N., Postylyakov O. On accuracy of radiometric calibration of hyperspectral visible/NIR satellite remote sensing instruments using test sites of different altitudes. *Proc. SPIE, 2016, Vol. 9880, 98802J-9, doi:10.1117/12.2229233*.

3. Постыляков О.В. Модель переноса радиации в сферической атмосфере с расчетом послойных воздушных масс и некоторые ее приложения. Известия РАН, Физика атмосферы и океана, 2004, т. 40, N_23 , 314-329 (Postylyakov, O.V.Spherical radiative transfer model with computation of layer air mass factors and some of its applications. *Izvestiya, Atmospheric and Oceanic Physics, 2004, 40(3), 276-290*).

4. Bouvet, M.; Thome, K.; Berthelot, B.; Bialek, A.; Czapla-Myers, J.; Fox, N.P.; Goryl, P.; Henry, P.; Ma, L.; Marcq, S.; Meygret, A.; Wenny, B.N.; Woolliams, E.R. RadCalNet: A Radiometric Calibration Network for Earth Observing Imagers Operating in the Visible to Shortwave Infrared Spectral Range. Remote Sens. 2019, 11, 2401, https://doi.org/10.3390/rs11202401.

5. R2 - RadCalNet Requirements-Data Format Specification_V10,

https://www.radcalnet.org.

6. Сейдж Э., Мелс Дж. Теория оценивания и ее применение в связи и управлении / Пер. с англ. Под ред. проф. Б. Р. Левина. – М.: Связь, 1976.

ЭТАПЫ И МЕРОПРИЯТИЯ КАЛИБРОВОЧНЫХ И ВАЛИДАЦИОННЫХ ПРОВЕРОК, ПРОВОДИМЫХ НА ЕВРОПЕЙСКИХ СПУТНИКАХ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ СЕМЕЙСТВА SENTINEL-2 В ПРОЦЕССЕ ЭКСПЛУАТАЦИИ

¹В. А. Пантюшин, ²О. А. Левичев, ³Д. И. Новоселов

(¹Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования Государственный Университет по Землеустройству, г. Москва ²АО «Корпорация «ВНИИЭМ», г. Москва ³ Федеральное государственное бюджетное военное образовательное учреждение высшего образования Академия гражданской защиты МЧС России, г. Химки)

В связи с необратимыми климатическими изменениями на планете перед мировым сообществом остро стоит вопрос оперативного мониторинга и реагирования на загрязнения окружающей среды и происходящие природные изменения.

Странами Европейского союза (ЕС) разработан и реализуется проект глобального мониторинга окружающей среды и безопасности «Copernicus».

Для реализации данного проекта Европейским космическим агентством (EKA) создано семейство спутников дистанционного зондирования Земли Sentinel – 1, 2, 3, 4, 5. Разработчиком спутников является фирма Txales Alenia Space. В классификации семейства Sentinel представлена серия спутников Sentinel-2, которые по получению изображений являются оптическими. Первый спутник данной серии Sentinel-2A выведен на орбиту в 2015 году, второй Sentinel-2B в 2017-м. Спутники оснащены оптико-электронной мультиспектральной съемочной системой MSI с разрешением от 10 до 60 м в видимой, ближней инфракрасной (VNIR) и коротковолновой инфракрасной (SWIR) зонах спектра (рис. 1).

Оптическая часть представляет из себя телескоп (с тремя анастигматическими зеркалами) с диаметром зрачка 150 мм, установленный на платформе с гиростабилизацией для минимизации искажений. Изображения с телескопа формируются через разветвитель на двух матрицах (рис. 2), фиксирующих световой (VNIR) и тепловой (SWIR) диапазон излучения.

Матрицы расположены в фокальной плоскости и состоят из 12 детекторов (групп светочувствительных элементов), расположенных в шахматном порядке (рис. 3). Смещение детекторов обеспечивает продольный параллакс на местности в 46 км и поперечный – в 14 км.

Каждая матрица фиксирует полосу обзора телескопа в 20,6° шириной 290 км.



Рис. 1. Спектральные диапазоны MSI в зависимости от пространственного разрешения



Рис. 2. Внутренняя конфигурация MSI

В 2022 году планируется усилить группировку Sentinel-2 двумя спутниками Sentinel-2C и Sentinel-2D.

В соответствии с общей стратегией обеспечения качества продукции [3, 4], получаемых со спутников Sentinel-2, утверждённой международным комитетом по спутниковым наблюдениям Земли (GEOS), данные со спутников Sentinel-2A и Sentinel-2B должны соответствовать заданным требованиям по качеству и точности на всех этапах эксплуатации и отвечать потребностям пользователей.



Рис. 3. Конфигурация детектора

Калибровка радиометрических и геометрических характеристик MSI, валидация заданных радиометрических и геометрических требований получаемых изображений реализуется в плане калибровки и валидации (Cal/Val) для Sentinel-2 [5] и выполняются на двух уровнях «Уровень-1» и «Уровень-2А».

Работы по калибровке и валидации выполняются на этапе эксплуатации спутников «Центром выполнения задач миссии Sentinel-2» (MPC – Mission Performance Centre), входящим в состав наземного сегмента космической системы. Центр выполнения задач состоит из следующих двух компонентов:

 координационный центр (СС – Coordinating Centre) отвечает за выполнение мероприятий по калибровке, валидации, контролю качества и комплексной оценке производительности, организацию взаимодействия с другими структурами наземного сегмента;

– лаборатория экспертной поддержки (ESLs – Expert Support Laboratories) отвечает за дополнительную калибровку, валидацию, корректировку и эффективное обслуживание процессоров обработки данных и инструментов контроля качества.

Калибровка и валидация проводятся:

 в лаборатории экспертной поддержки экспертными группами, именуемыми «MPC/ESL»;

 автоматизированным способом специалистами координационного центра именуемыми «MPC/CC»;

 комбинированным способом (экспертным и автоматизированным способом).

В соответствии с планом мероприятия по калибровке и валидации подразделяются:

- на штатные (номинальные), проводимые запланированно;

- на случай непредвиденных обстоятельств (чрезвычайных ситуаций).

В табл. 1 представлены мероприятия и сроки выполнения радиометрической и геометрической калибровок «Уровень-1».

Таблица 1

		Мероприятия	Вид мероприятия	Исполнитель
			(номинальный /	(периодичность)
			непредвиденный)	
		Калибровка темного сиг-	Номинальный	MPC/CC
		нала		(2 недели)
	зая	Калибровка относитель-	Номинальный	MPC/CC
	eck	ных коэффициентов уси-		(1 месяц)
	ич	ления		
	с бр	Абсолютная радиометри-	Номинальный	MPC/CC
	ЭМС	ческая калибровка		(1 месяц)
	ди(К2	Генерация параметров пе-	Непредвиденный	MPC/CC
	Pa	рестановки вихревых де-		
		текторов		
1*		Перефокусировка MSI	Непредвиденный	MPC/ESL
-df		Генерация глобальных	Номинальный	MPC/ESL
Beł		эталонных изображений		(1 год)
od,	в	Абсолютная калибровка	Непредвиденный	MPC/ESL
«y	ca	рамок обзора для эталон-	-	
	Hec	ного диапазона		
	ри бр	Относительная калибровка	Непредвиденный	MPC/ESL
	лет лпи	рамок просмотра для несо-	-	
	eon Ka	поставимых полос		
	Ц	Абсолютная калибровка	Непредвиденный	MPC/ESL
		фокальной плоскости для	1	
		контрольной полосы		
		Относительная калибровка	Непредвиденный	MPC/ESL
		фокальной плоскости для	T	
		несопоставимых полос		

Мероприятия по калибровке «Уровень-1»

Радиометрическая калибровка направлена на определение параметров радиометрической модели обработки «Уровень-1» для каждого пикселя и каждого спектрального канала MSI. Это приводит к восстановлению кривой соответствия между цифровыми значениями счетчика MSI и физическим излучением, измеренным на датчике.

Радиометрическая модель MSI описывает связь между необработанным цифровым счетом на выходе прибора и эквивалентным излучением (Req) на входе оптико-электронного мультиспектрального сенсора (MSI – CCOG).

Номинальная радиометрическая калибровка основана на использовании бортового солнечного рассеивателя (CSM) и изображений.

Калибровка темного сигнала выполняется путём обработки изображений, полученных ночью над океаном (испытательный полигон GEOS в южной части Тихого океана) с минимально возможным входящим излучением.

Калибровка относительных коэффициентов усиления (также называемая выравниванием) заключается в определении следующих бортовых и наземных параметров радиометрической модели MSI:

 $-\gamma(p, b, d, Y(p, l, b, d))$, является функцией, компенсирующей нелинейность глобального отклика пикселя *p* и его влияние на другие пиксели;

 $-\gamma VCU$ (*p*, *b*, *d*, *YVCU*(*p*, *l*, *b*, *d*)), является функцией сжатого изображения VCU, которая компенсирует нелинейность глобального отклика пикселя *p* и его влияние на другие пиксели.

Относительный прирост оценивается с помощью встроенного солнечного рассеивателя MSI с одновременным выполнением абсолютной радиометрической калибровки.

Эти калибровки выполняются над Северным полюсом. Процедура калибровки заключается, в том, что спутник ориентирован в сторону Земли так, чтобы Солнце освещало солнечный рассеиватель под углом падения около 60 градусов (рис. 4).

Абсолютная калибровка основана на точной наземной характеристике функции распределения двунаправленного отражения (BRDF) пластины рассеивателя. Это позволит оценить излучение на входе в MSI для известных условий освещения. Соответствие между числовыми показателями MSI и входным излучением позволяет получать калибровочные коэффициенты для всех детекторов сенсора.

Генерация параметров перестановки вихревых детекторов проводится при ухудшении производительности работы MSI (возникновение непредвиденных обстоятельств). Режим начальной настройки MSI определяется перед запуском спутника во время калибровки оптико-электронного мультиспектрального сенсора с целью достижения его максимальной производительности.

Цель этой калибровки состоит в том, чтобы, определить состояние работоспособности каждого пикселя детектора. Если текущее состояние пикселя Pstatus отличается от «1» или «2», то такой пиксель считается дефектным и для режима работы выбираются новые пиксели с более высоким значением отношения сигнал/шум.

Перефокусировка MSI заключается в изменении заданной температуры зеркала. Для этой цели между конструкцией телескопа и третичным зеркалом установлен экран, излучающий тепло.

Цель проведения геометрической калибровки состоит в том, чтобы обеспечить поддержание наилучшей геометрии изображений в соответствии с требованиями пользователя и направлена на определение соответствия всех параметров наземных пунктов обработки изображений, участвующих в построении геометрической модели MSI.



Рис. 4. Положение спутника Sentinel-2А при проведении калибровки MSI

Генерация глобальных эталонных изображений заключается в создании эталонных безоблачных изображений GRI (Global Reference Image) сгенерированных для определения наземных контрольных точек (GCP), используемых для систематического уточнения геометрической модели.

Абсолютная калибровка кадров просмотра для контрольной полосы (или калибровка абсолютных смещений выравнивания) выполняется путем уточнения геометрической модели просмотра с использованием большого набора сцен и связанных наземных контрольных точек или по опорным изображениям.

Относительная калибровка заключается в определении углов ориентации различных изображений в виде набора относительных смещений выравнивания по тангажу, крену и рысканию.

Калибровка фокальной плоскости заключается в переоценке линий визирования детекторов с различных фокальных плоскостей, то есть оценке в первую очередь любых искажений и возможных разрывов между различными массивами в фокальной плоскости для улучшения внутренней согласованности изображения.

Относительный метод калибровки фокальной плоскости основан на абсолютном методе, но в качестве эталона используется хорошо откалиброванный датчик (группа датчиков) и используется соответствующая цифровая модель местности.

В табл. 2 представлены мероприятия и сроки выполнения радиометрической и геометрической валидации «Уровнень-1».

Мероприятия	по валилании	«Уровень-1»
	по валдации	we pobend in

			Daamaa and a pob	
		Мероприятия	Вид мероприятия (номинальный /	Исполнитель (периодичность)
			непредвиденный)	
		Проверка выравнивания	Номинальный	MPC/ESL (6 месяцев) + MPC/CC (1 месяц)
		Косвенная проверка абсолютной радиомет- рии	Номинальный	МРС/СС (1 месяц)
	ация	Абсолютная радиомет- рия перекрестная про- верка	Номинальный	MPC/ESL (6 месяцев) + MPC/CC (10 дней)
	ципая валид	Косвенная валидация многовременной отно- сительной радиометрии	Номинальный	MPC/ESL (3 месяцев) + поддержка MPC/CC (10 дней)
-1»	метрическ	Проверка межполосной относительной радио- метрической неопреде- ленности	Номинальный	MPC/ESL (3 месяцев) + поддержка MPC/CC (10 дней)
Уровень	Радис	Проверка SNR (соотно- шение сигнал / шум)	Номинальный	MPC/ESL (6 месяцев)+MPC/CC (1месяц)
÷		Проверка ответа пиксе- ля	Номинальный	МРС/СС (1 день, 1 месяц)
		Проверка МТF (функ- ция передачи модуля- ции)	Номинальный	MPC/ESL (1 год)
	ви	Проверка неопределен- ности геолокации	Номинальный	MPC/ESL (1 год) + MPC/CC (10 дней)
	ия валидац	Проверка неопределен- ности многоспектраль- ной регистрации	Номинальный	MPC/ESL (6 месяцев) + MPC/CC (10 лней)
	метрическ	Проверка неопределен- ности многовременной регистрации	Номинальный	МРС/ESL (6 месяцев) + MPC/CC (10 лней)
	Γeo	Проверка глобальных эталонных изображений	Номинальный	MPC/ESL (1 год)

Валидация продукции «Уровень-1» включает в себя как радиометрическую, так и геометрическую валидацию.

Мероприятия по проверке должны быть проведены после выполнения радиометрической и геометрической калибровки как MSI, так и алгоритмов обработки. Мероприятия по проверке «Уровень-2А» включают измерения излучения нижней части атмосферы (ВОА) и параметров, необходимых для преобразования их в коэффициент отражения.

В табл. 3 представлены мероприятия и сроки выполнения радиометрической калибровки уровня – 2А (Уровень-2А). Геометрическая калибровка и валидация на данном уровне не выполняется, так как изображения будут обладать теми же геометрическими свойствами, что и продукты «Уровень-1».

Таблица 3

		Мероприятия	Описание	Исполнитель
				(периодичность)
«Уровень-2А»	рическая калиб- ровка	Параметризация облачного скрининга	Калибровка алгоритмов (напри- мер, определение порога и па- раметров) на основе эмпириче- ского подхода с использованием набора данных изображений	MPC/ESL
	Радиометј	Параметризация атмосферной коррекции	Калибровка с использованием набора испытательных площа- док, представляющих основные типы приземной атмосферы	MPC/ESL
	Калибровка классификации сцен	Параметризация алгоритма клас- сификации	Это действие включает в себя параметризацию алгоритма об- лачного скрининга	MPC/ESL

Мероприятия по калибровке «Уровень-2А»

Для облачного скрининга определены пороговые значения и параметры на основе эмпирического подхода с использованием набора данных изображений, состоящего из поднабора калибровки (для определения параметров алгоритма) и поднабора проверки (для целей проверки алгоритма и продуктов).

Для атмосферной коррекции калибровка алгоритмов и проверка полученных продуктов (коэффициент отражения в нижней части атмосферы, оптическая толщина аэрозоля и содержание водяного пара) выполняются с использованием набора испытательных площадок, представляющих основные типы приземной атмосферы.

В табл. 4 представлены мероприятия и сроки выполнения радиометрической валидации «Уровень-2А». Геометрическая калибровка и валидация на данном уровне также не выполняется, так как изображения будут обладать теми же геометрическими свойствами, что и продукты «Уровень-1».

Таблица 4

		Мероприятия	Описание	Исполнитель (периодичность)
«Уровень-2А»	іетрическая идация	Проверка атмо- сферной кор- рекции	Проверка с использование сайтов RADCALNET/AERONET или других справочных сай- тов	MPC/ESL
	Радиом вал	Проверка облачного скрининга	Визуальный контроль изоб- ражений проведение назем- ных наблюдений за состоя- нием атмосферы	MPC/ESL
	Валидация классификации сцен	Параметризация алгоритма клас- сификации	Проверка результатов алго- ритма облачного скрининга	MPC/ESL

Мероприятия по валидации «Уровень-2А»

В большинстве случаев атмосферная коррекция является производным продуктом дистанционного зондирования аэрозолей. Поэтому проверка атмосферной коррекции часто ограничивается проверкой аэрозольного продукта.

Проверка коэффициента отражения поверхности является сложной задачей, для решения которой необходимо сначала согласовать репрезентативную выборку коэффициента отражения поверхности с размером пикселя.

С практической точки зрения, стратегия проверки актуальна для датчиков с высоким пространственным разрешением, таких как MSI, которая позволяет собирать репрезентативные образцы отражения поверхности в надире, что является общей геометрией обзора датчиков с высоким пространственным разрешением.

Проводимые калибровочные и валидационные мероприятия во время эксплуатации серии спутников Sentinel-2 являются необходимыми мероприятиями, оказывающими влияние на качество, достоверность и точность получаемых данных дистанционного зондирования в оптическом и тепловом диапазонах. Это позволяет проводить постоянный и качественный мониторинг окружающей среды, обнаружение источников техногенного воздействия, выявления и контроля чрезвычайных ситуаций, и оперативное реагирование потребителя на их ликвидацию и последствия [2]. Примером оперативного и точного обнаружения техногенных воздействий является фиксация спутником Sentinel-2A нефтяного пятна под Новороссийском в августе 2021 г. площадью более 80 квадратных километров (рис. 5)



Рис. 5. Снимок, фиксирующий пятно разлива нефти, полученный со спутника Sentinel-2A

Литература

1. Заичко В. А., Шведов В. И., Селин В. А., Емельянов А. А. Госкорпорация «РОСКОСМОС» реализует системный подход к целевому применению космических средств ДЗЗ. // Сборник информационных материалов (научно-практический журнал). 2020. – № 2 (93). – С. 2 – 15.

2. Левичев О. А., Пантюшин В. А., Орешкина Е. В. Тенденции развития малых космических аппаратов и комплексов приема и обработки данных дистанционного зондирования Земли. // Сборник трудов секции № 4 ХХХ Международной научнопрактической конференции «Совершенствование тактики действий спасательных воинских формирований (СВФ) МЧС России». – Химки: ФГБВОУ ВО «АГЗ МЧС России», 2020 – 101. – С. 86 – 93.

3. Quality assurance framework for earth observation. // http://qa4eo.org.

4. Sentinel-2 Calibration and Validation Plan for the Operational Phase – https://sentinel.esa.int/web/sentinel/technical-guides/sentinel-2-msi/calibration.

5. Committee on Earth Observation Satellites – CEOS // http://usgs.gov/, свободный – (12.07.2021).

ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ БОРТОВОЙ АНТЕННОЙ СИСТЕМЫ БОЛЬШИХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

А. Б. Захаренко, А. Ю. Федотов, Э. В. Гаджиев, П. П. Телепнев (АО «Корпорация «ВНИИЭМ», г. Москва)

Аннотация. Рассмотрено и представлено состояние и дальнейшие пути развития бортовых антенных систем класса больших космических аппаратов на примере anпаратов серии «Метеор-М». Приведен состав антенно-фидерных устройств, применяемый в составе бортовых систем и комплексов аппарата. Показаны энергетические параметры применяемых антенных систем. В работе проведен анализ текущего состояния бортовой антенной системы космического аппарата серии «Метеор-М», а также показаны перспективные направления дальнейшего развития антенно-фидерных устройств данного аппарата.

Ключевые слова: космический аппарат, космический комплекс, антенно-фидерное устройство, бортовая антенна, коэффициент стоячей волны, диаграмма направленности, коэффициент усиления.

Введение

Космические аппараты (КА) «Метеор-М» входят в состав космического комплекса (КК) гидрометеорологического и океанографического обеспечения «Метеор-ЗМ». КА предназначен для оперативного получения информации в целях прогноза погоды, контроля озонового слоя и радиационной обстановки в околоземном космическом пространстве, а также для мониторинга морской поверхности [1, 2].

Неотъемлемой частью КА является бортовая антенно-фидерная система, которая включается в себя:

– антенны;

- радиотехнические кабели;

– волноводы;

- высокочастотные фильтры.

Целью данной работы является определение перспектив развития бортовых антенно-фидерных устройств (АФУ) больших КА на примере КА серии «Метеор-М».

Основная часть

Представлены и подробно описаны АФУ бортовых комплексов и систем [3-5]:

 – бортовой информационной системы с радиолинией метрового диапазона (БИС–МВ);

малогабаритной бортовой информационно-телеметрической системы модернизированной (МБИТС-М);

– бортового радиокомплекса спасания модернизированного КОСПАС-САРСАТ (РК-СМ-МКА);

 бортового радиокомплекса системы сбора и передачи данных (БРК ССПД);

– радиолинии бортовой информационной системы СМ- и ДМ-диапазонов БИС-М;

- командно-измерительной системы (КИС).

На рисунке приведен большой КА «Метеор-М» № 2-1 в орбитальном полете [6].



КА «Метеор-М» № 2-1 в орбитальном полете

В ходе анализа представленных выше бортовых антенн КА серии «Метеор-М», предложены следующие перспективные решения в части антенной системы аппарата.

1. Целесообразно рассмотреть вопрос о возможности совмещения АФУ, т. е. использование одной и той же антенны для разных радиотехнических систем. Учитывая близкий диапазон рабочих частот, рекомендуется объединить бортовые антенны БРК ССПД и приемную антенну радиокомплекса РК-СМ-МКА. За основу можно использовать приемную антенну радиокомплекса РК-СМ-МКА, имеющую требуемые коэффициент усиления и диаграмму направленности для этих двух систем. При этом, необходимо также увеличить полосу рабочих частот новой антенны, охватывающую оба рабочих диапазона (АФУ ССПД и приемной антенны радиокомплекса РК-СМ-МКА) и провести модернизацию приемной антенны РК-СМ-МКА, направленную на увеличение диаметра основания антенны с целью уменьшения габаритов антенны (увеличение диаметра посадочного места для крепления антенны). Кроме этого, требуется разработка полосового фильтра, работающего на общей полосе частот, предусилителя и трехдецибельного делителя мощности.

Указанное решение позволит отказаться от приемной антенны АФУ ССПД, расположенной на откидывающейся стойке.

2. Заменить АФУ БИС-М СМ-диапазона на антенну с более высоким коэффициентом усиления и полосой рабочих частот. Увеличение коэффициента усиления антенны приведет к сужению диаграммы направленности антенны, что, в свою очередь, приведет к необходимости использовать управляемое опорно-поворотное устройство. Целесообразно использовать зеркальную антенну с коэффициентом усиления более 25 дБ, установленную на управляемое опорно-поворотное устройство или активную фазированную антенную решетку (АФАР).

3. Провести модернизацию бортовой антенны МБИТС-М в части применения конструктивного исполнения, позволяющего применить антенну с одним входом и эллиптической поляризацией, либо с двумя входами и возможностью переключения направления поляризаций.

Заключение

Рассмотрены и подробно представлены бортовые антенны, входящие в состав антенной системы КА серии «Метеор-М». Рассмотрены перспективы развития, приведены и проанализированы возможные пути модернизации антенн.

Литература

1. Горбунов А. В., Чуркин А. Л., Павлов Д. А. Космический комплекс гидрометеорологического и океанографического обеспечения «Метеор-3М» с космическим аппаратом «Метеор-М» //«Вопросы электромеханики». Труды ВНИИЭМ. 2008. Т. 105.

2. Макриденко Л. А., Волков С. Н., Горбунов А.В., Ходненко В. П. Унифицированная космическая платформа «Ресурс-УКП» // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. – М.: АО «Корпорация «ВНИИЭМ», 2019. – № 3. – Т. 170. – С. 49 – 57.

3. Бочаров В. С., Генералов А. Г., Гаджиев Э. В. Антенная система для бортовой аппаратуры КОСПАС-САРСАТ // Радиотехника. – 2018. – № 8. – С. 204 – 211. (DOI 10.18127/j00338486-201808-38).

4. Овчинникова Е. В., Кондратьева С. Г., Шмачилин П. А., Нгуен Динь То, Гаджиев Э. В., Перфилова А. О. Антенные системы радиолинии передачи информации космических аппаратов. Состояние и перспективы развития // Радиотехника. – 2021. – Т. 85. – № 3. – С. 86 – 95. https://doi.org/10.18127/j00338486-202103-09.

5. Захаренко А. Б., Федотов А. Ю., Генералов А. Г., Гаджиев Э. В., Салихов М. Р. Построение совмещенных бортовых антенн // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. – 2019Т. – № 2169. – С. 34 – 38.

6. Макриденко Л. А., Волков С. Н., Горбунов А. В., Ходненко В. П., Чуркин А. Л. Запуск первого российского метеорологического КА нового поколения «Метеор-М» № 1 – начало воссоздания отечественной метеорологической орбитальной группировки // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. – М.: АО «Корпорация «ВНИИЭМ», 2018. – № 4. – Т. 165. – С. 46 – 60.

СПОСОБ РАННЕГО ДИАГНОСТИРОВАНИЯ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ ОШИБОК ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

А. П. Киреев, М. Д. Санин, С. А. Шаров

(Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург)

Аннотация. В статье рассмотрены вопросы разработки и применения способа раннего диагностирования ошибок при создании специального программного обеспечения бортовой аппаратуры космического аппарата. Приводится пример практической реализации в виде математической модели оценки информационных взаимосвязей и логики функционирования программного обеспечения бортовой аппаратуры космического аппарата на базе темпоральной логики.

Ключевые слова: ранняя диагностика, космический аппарат, технологии производства космической техники, электронная конструкторская документация.

Одной из ключевых проблем при создании космических аппаратов (КА), в том числе КА с радиолокационными системами (РЛС) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), является верификация специального программного обеспечения (СПО) бортовой аппаратуры (БА). Некорректно разработанное СПО приводит к существенным временным задержкам и финансовым затратам. При этом сроки изготовления космических аппаратов переносятся по отношению к утвержденным графикам на более продолжительное время, растут финансовые затраты на их создание и последующую эксплуатацию.

В настоящее время отсутствует отраслевой стандарт по созданию программного обеспечения БА КА. В авиационной промышленности уже длительное время регламентируются процессы разработки ПО для критичного оборудования. Так стандарт DO-178C определяет, что верификация ПО должна базироваться на требованиях выполнения целевой функции, в противоположность верификации, основанной на исходном коде. Основанные на функциональных ограничениях тесты требуют от конструкторов, разработчиков или контролирующих органов создания входных данных для выполнения кода, учитывающих в первую очередь требования функционального предназначения бортовой аппаратуры [1, 2].

Зарубежный опыт, в части создания ПО БА КА, показывает, что почти все программное обеспечение создаётся в соответствии с хорошо разработанными стандартами [3, 4]. К ним относятся масштабные стандарты, связанные с модульным дизайном, выбором языка, кодированием, верификацией объектно-ориентированных программ, валидацией и т. д.

Для преодоления указанных выше проблем при разработке СПО БА КА необходимо применить следующие методы оптимизации контроля процесса разработки ПО:

1) качественное изучение и апробация отечественного [5] и зарубежного опыта в части создания и контроля ПО изделия;

 разработка и использование методик цифрового проектирования специального программного обеспечения КА как одной из наиболее актуальных задач развития конструкторско-технологического уровня создаваемых изделий.

Важной составной частью создаваемых методик цифрового проектирования является применение современных средств моделирования, позволяющих проводить раннюю диагностику функционирования в различных условиях СПО БА КА.

Целью статьи является научно-методическое обоснование применения способа ранней диагностики функциональных ошибок программного обеспечения бортовой аппаратуры космических аппаратов.

Для получения эмпирических данных о соответствии проектируемого или создаваемого изделия на заданные тактико-технические характеристики на ранних этапах проектирования необходимо проведение имитационного моделирования функционирования программного обеспечения бортовой аппаратуры космического аппарата в различных условиях.

Ведущие разработчики ПО для критичного оборудования (например, бортовых систем управления для космических аппаратов), в частности, фирма Rockwell Collins, используют технологию разработки ПО, основанную на формальных моделях типа MDD (Model Driven Development) [6, 7].

В соответствии с этой технологией, формальная модель разрабатываемой системы является первичной, т. е. сначала именно формальная модель строится для будущей системы и верифицируется, а потом по модели проверяются все требуемые свойства. Затем, с помощью этой модели формируют основу для генерации «ядра» реализации, к которому могут быть добавлены дополнительные функции таким образом, чтобы эти функции не нарушали проверенных свойств (аналогично наследованию в объектно-ориентированном программировании) [6].

С помощью систем, основанных на темпоральной логике, выполняется проверка не СПО, а моделей разрабатываемых систем. Программные системы данного класса широко применяются в промышленности для формального анализа свойств разрабатываемых протоколов и бортовых систем на ранних этапах проектирования [6].

Примерами свойств моделируемых систем, которые могут быть описаны при помощи темпоральной логики, являются:

 при любом варианте своего функционирования система не будет находиться в состоянии заданного класса;

 при заданном функционировании как часто система будет находится в состоянии заданного класса;

 при заданном функционировании система когда-либо попадет в состояние заданного класса.

К примеру, в пакете Spin [7] для построения модели по исходной параллельной программе или алгоритму верификатор строит представление программы на С-подобном входном языке, названном Promela (Protocol Meta Language). Данное представление – программу на языке Promela – можно считать моделью верифицируемого программного обеспечения.

На практике, именно разработка корректной структуры синхронизации и координации для ПО параллельных и распределенных систем оказывается более сложной и насыщенной ошибками, чем разработка последовательных вычислений. Способ ранней, до практической реализации в аппаратном и программном обеспечении, логической верификации взаимодействия в параллельных системах, несмотря на значительную вычислительную сложность, может быть сегодня выполнен на основе техники верификации «model checking» более надежно и полно по сравнению с верификацией последовательных вычислительных процедур.

Технология разработки бортового ПО предполагает выполнение многих технических этапов. С этой целью создается общая программная среда, включающая в себя средства коллективной работы, компиляции ПО под различные целевые платформы, синтеза тестовых сценариев, библиотек и т. п. Технология разработки ПО БА КА с формированием унифицированной рабочей конструкторской документации (РКД) представлена на рисунке.



Технология разработки ПО БА КА содержит как стандартные средства разработки и тестирования программного обеспечения (компиляторы, компо-

новщики и сценарии тестирования), так и средства проектирования системного уровня (управления описанием проекта) и верификации моделей.

С целью формирования способа ранней диагностики ошибок разрабатываемого бортового программного обеспечения с помощью предложенной технологии в проект включаются как средства моделирования компонентов, так и средства поддержки работы с электронной конструкторской документацией. Для проверки результатов выполнения опытно-конструкторской работы на различных стадиях важно создание унифицированной конструкторской документации.

Формальной основой способа ранней диагностики ПО БА КА является применение результата верификации темпорального ограничения модели с использованием недетерминированного автомата Бюхи [6]. Теоретикоавтоматный подход к верификации систем состоит в следующем: строится первый автомат Бюхи, задающий все траектории анализируемой системы, второй автомат Бюхи – задает все неправильные траектории, и затем анализируется синхронная композиция этих автоматов.

В статье рассмотрен протокол информационно-логического взаимодействия бортового комплекса управления (БКУ) и специальной аппаратуры. Данный протокол может функционировать на прикладном уровне сетевой модели. В описанном далее примере используется модель информационнологического протокола с двумя узлами (БКУ и радиолокатор с синтезированием апертуры (PCA).

Условное обозначение типа сообщения	Семантика	Источник сообщения
bku_regim	Управляющая команда, предназначена для задания режима работы РСА (в за- висимости от способа ведения радиоло- кационного наблюдения – обзорный, детальный, калибровка и т. п.)	БКУ
bku_check	Управляющая команда, предназначена для проведения проверки аппаратуры РСА	БКУ
rsa_check	Информационное сообщение о проведении проверки аппаратуры РСА	PCA
rsa_work	Информационное сообщение о переходе РСА в режим радиолокаци- онного наблюдения	PCA
error	Информационное сообщение о возник- новении ошибки в бортовой аппаратуре, канале передачи данных	БКУ, РСА

Типы сообщений БА КА

Для верификации протокола информационного взаимодействия для каждого устройства строится модель конечных состояний и правила перехода в них. Состояние S1 является начальным для БКУ, а состояние S2 – для РСА. В зависимости от типа информационного взаимодействия определяются типы сообщений, циркулирующие между СПО БА КА. Множество типов сообщений, используемых в модели, представлено в таблице.

Для БКУ модель содержит следующее множество состояний $\{S1, S2, S3, S4, S5\}$, для РСА – множество состояний $\{\check{S}1, \check{S}2, \check{S}3, \check{S}4, \check{S}5\}$.

Функционирование БКУ начинается с отправки информационного сообщения bku check, с целью валидации исходного состояния PCA.

При корректном функционировании программного обеспечения PCA отправляет информационное сообщение БКУ rsa check.

После получения подтверждения, БКУ, в зависимости от целевой программы на борту, формирует команду на ведение радиолокационного наблюдения в виде информационного сообщения bku regim.

В случае некорректной работы аппаратуры или специального программного обеспечения БКУ или РСА формируется информационное сообщение еггог. При получении такого сообщения БКУ и РСА должны перейти в режим первичной инициализации и проверки состояния функционирования аппаратуры и СПО.

В зависимости от результатов проверки аппаратуры радиолокационного тракта и вычислительного модуля РСА формирует информационное сообщение режима работа rsa work.

Для проверки выполнимости свойств протокола информационного взаимодействия задаются формулы линейной темпоральной логики (*LTL*). В случае проверки режима работы PCA, необходимо убедится, что PCA начнет работу в заданном режиме, только после получения управляющей команды от БКУ на переход. Формула темпоральной логики *LTL*, выражающая данное условие:

$$!G(P \to (!P \cup Q)). \tag{1}$$

Пример проверки ограничения перед условием R (формула R – PCA перешел в режим наблюдения, формула P – PCA прошел режим тестирования аппаратуры):

$$FR \rightarrow (!P \cup Q)).$$
 (2)

Пример проверки ограничения между двумя условиями Q и R (формула Q – БКУ провел тестирование, формула P – РСА прошел режим тестирования аппаратуры, формула R – БКУ передал команду на установку режима радиолокационного наблюдения):

$$G((Q \lor !R \land FR) \to (!P \bigcup R)). \tag{3}$$

Пример проверки ограничения после условия Q и до выполнимости условия R (формула Q – БКУ провел тестирование, формула P – РСА прошел режим тестирования аппаратуры, формула R – БКУ передал команду на установку режима радиолокационного наблюдения):

$$G(Q \lor !R) \to (!P \bigcup R)). \tag{4}$$

Для доказательств свойств системы используется верификатор. С этой целью ищется контрпример – ошибочный путь исполнения в системе, на котором не выполняется заданное пользователем свойство (формула темпоральной логики LTL). В процессе верификации анализируются все возможные пути исполнения системы. При отсутствии ошибочного поведения системы производится переход к следующему этапу жизненного цикла разработки программных средств.

Предложенный способ ранней диагностики ошибок взаимодействия СПО БА КА позволяет выявлять сложные ошибки взаимодействия на различных этапах создания космической техники.

Основными преимуществами предложенного способа ранней диагностики ошибок СПО БА КА, основанного на темпоральной логике и общей формализованной модели данных, являются:

 возможность раннего обнаружения ошибок функционирования информационных протоколов программного обеспечения бортовой аппаратуры КА;

 представление результатов моделирования БА КА специалистам технического контроля в среде электронного макета изделия;

 повторное использование результатов моделирования на базе цифрового представления и, в перспективе, унификация моделей верификации;

- возможность анализа нештатных ситуаций на борту КА при эксплуатации;

 – сопровождение стадий жизненного цикла изделия («наращивание» модели).

Результаты проведенных исследований могут быть использованы в научно-техническом сопровождении при создании новых образцов космической техники для разработки автоматизированных процедур верификации проектов программного обеспечения БА КА, основанных на использовании формальных моделей и темпоральных ограничениях.

Литература

1. Бурцев А. Информационная безопасность АСУ на основе авиационных стандартов. // Журнал «CONNECT! Мир связи». – 2013. – № 9. – С. 70 – 73.

2. Raymond G. Estrada, Jr, Eric Dillaber, Gen Sasaki. Лучшие практики разработки программного обеспечения в соответствии с DO-178 с использованием модельноориентированного проектирования. [Электронный ресурс]. – URL: https://matlab.ru/articles/DO-178 rus.pdf.

3. Разработка систем космических аппаратов / Под ред. П. Фортескью, Г. Суайнерда, Д. Старка; Пер. с англ. – М.: Альпина Паблишер, 2016. – С. 764.

4. Guide to the Software Engineering Standards, ESA PSS-05-01, Issue 1, ESA Board for Software Standardization and Control, March 1995.

5. Software Product Assurance Requirements. ESA standards document: ECSS-QST-80C, March 2009.

6. Микрин Е. А. Бортовые комплексы управления космическими аппаратами и проектирование их программного обеспечения. – М.: Издательство МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2003. – С. 336.

7. Карпов Ю.Г. Model Checking. Верификация параллельных и распределенных программных систем. – СПб.: БХВ-Петербург, 2010. – С. 560.

8. SPIN online documentation. [Электронный pecypc]. URL: http://cm.bell-labs.com/cm/cs/what/spin/Man/index.html.
ПРЕДЛОЖЕНИЯ ПО ИСПОЛЬЗОВАНИЮ ВІМ-ТЕХНОЛОГИИ ПРИ ОРГАНИЗАЦИИ МЕРОПРИЯТИЙ ПО ЭВАКУАЦИИ ЛЮДЕЙ ПРИ ВОЗНИКНОВЕНИИ ЧРЕЗВЫЧАЙНЫХ СИТУАЦИЙ НА ОБЪЕКТАХ ИНФРАСТРУКТУРЫ

¹В. А. Пантюшин, ²О. А. Левичев, ³Д. И. Новоселов

(¹Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования Государственный университет по землеустройству, г. Москва ²АО «Корпорация «ВНИИЭМ», г. Москва ³ Федеральное государственное бюджетное военное образовательное учреждение высшего образования Академия гражданской зашиты МЧС России, г. Химки)

В условиях современного мира мы находимся в сфере обращения большого количества информационных ресурсов, обрабатываем и используем огромное количество энергии. В связи с этим, многократно возросло количество чрезвычайных ситуаций (далее – ЧС) природного, техногенного, биолого-социального и военного характера.

Технический и научный прогресс в области предупреждения и защиты населения от ЧС не стоит на одном месте, а постоянно прогрессирует. Его тенденции заключаются в стремительном развитии таких отраслей, где происходит стык информационных технологий с применением различных технических решений. Рубеж конца XX – начала XXI веков, связанный с бурным развитием информационных технологий, ознаменовался появлением принципиально нового подхода в архитектурно-строительном проектировании, заключающемся в создании объемных компьютерных моделей новых зданий, несущих в себе все сведения о них в настоящем и будущем. Информационное моделирование зданий на данном этапе можно отнести к узкоспециализированным и прикладным сферам деятельности. Информационное моделирование управляет жизненным циклом объекта на всех этапах его существования: от концептуальной модели до демонтажа и оценки объемов строительного мусора [1].

Building Information Model (далее – BIM) – информационная модель зданий и сооружений, под которыми в широком смысле понимают любые объекты инфраструктуры (здания и сооружения, а также инженерные сети (водные, газовые, электрические, канализационные, коммуникационные), дороги, железные дороги, мосты, порты и тоннели и т. д.).

Наличие актуальной информационной модели позволяет эффективно планировать и моделировать процессы эксплуатации, обслуживания, сценарии действий в случае чрезвычайной ситуации. Кроме того, может быть проведена оценка рисков и последствий ЧС, включая оценку ресурсоемкости этих процессов на основе различных групп параметров: временных, стоимостных и т. п. Основополагающим документом, регулирующим деятельность по применению ВІМ-технологий в области информационного моделирования зданий и сооружений, а также объектов инфраструктуры, является Градостроительный кодекс Российской Федерации от 29 декабря 2004 г. № 190-ФЗ.

Основным документом в области информационного моделирования является СП 333.1325800.2020 «Информационное моделирование в строительстве. Правила формирования информационной модели объектов на различных стадиях жизненного цикла». Настоящий свод правил разработан с учетом обязательных требований, установленных в федеральных законах: от 27 декабря 2002 г. № 184-ФЗ «О техническом регулировании», от 30 декабря 2009 г. № 384-ФЗ «Технический регламент о безопасности зданий и сооружений» [2].

В феврале 2019 года был разработан законопроект «О внесении изменений в Градостроительный кодекс Российской Федерации», который был разработан Министерством строительства и жилищно-коммунального хозяйства Российской Федерации во исполнение поручения Президента Российской Федерации В.В. Путина от 19 июля 2018 г. № Пр-1235 о переходе к системе управления жизненным циклом объектов капитального строительства путем внедрения технологий информационного моделирования.

В апреле 2021 года вступили в силу новые Методические рекомендации по подготовке информационной модели объектов капитального строительства для рассмотрения экспертами, утвержденные приказом начальника Главгосэкспертизы России от 5 марта 2021 года [3].

Чтобы добиться высокого соответствия данных, находящихся в информационной модели и фактических параметров здания, используются дистанционные методы получения информации об объектах – в частности, технология лазерного сканирования здания.

Современные технологии позволяют оптимизировать обмерные работы, не только сокращая сроки их проведения, но и значительно улучшая итоговый результат. Многие современные инструменты позволяют не только автоматизировать процесс сбора информации о текущем состоянии объекта, но и предоставлять выходные данные в электронном формате для последующей обработки.

В соответствии с приказом МЧС России № 467 об утверждении Положения о пожарно-спасательных гарнизонах, в части разработки Плана тушения пожара и Карточек тушения пожара (далее – ПТП и КТП соответственно), определено, что общее руководство организацией работы по составлению, отработке и учету ПТП и КТП возлагается на начальников гарнизонов [4].

ПТП и КТП составляются на организации и сельские населенные пункты, расположенные в границах гарнизона и имеющие соответствующие характеристики.

Решение по разработке ПТП (КТП) на организацию принимается начальником гарнизона по письменному согласованию с руководителем (собственником) организации. В графической части ПТП должны быть представлены [4]:

 план-схема объекта на местности (генплан), с указанием разрывов до соседних строений;

ситуационный план объекта;

 – поэтажные планы, а в необходимых случаях разрезы основных зданий и сооружений объекта, с нанесением дорог и проездов;

- схема водоснабжения с указанием всех водоисточников;

– схема для начальника тыла по расстановке пожарной техники на водоисточники (с указанием подачи возможного количества технических приборов тушения, схемы подачи воды в перекачку или подвоза ее с удаленных водоисточников).

Схемы организации связи на пожаре.

Графическая часть ПТП должна выполняться в масштабе, на отдельных листах, единого формата A4 (M11) с размером не менее 210 × 297 мм в двух экземплярах (один экземпляр для использования на пожаре как рабочий материал оперативного штаба на пожаре).

Пример графического оформления плана тушения пожара представлен на рисунке.



Графическое оформление плана тушения пожара

В настоящее время ПТП и КТП разрабатываются в бумажном варианте форматов A4 – A1. На данном этапе нет программного обеспечения, позволяющего моделировать различного рода ЧС на объектах и сооружениях с учетом их специфических характеристик материалов и конструкций.

Электронная карточка тушения пожара – это программное средство, позволяющее создавать документы предварительного планирования действий по тушению пожаров, сохранять их в виде данных, редактировать и использовать их на пожаре и при отработке действий пожарных подразделений на тушениях и занятиях. Целесообразно интегрировать электронные карточки тушения пожара и планы тушения пожара в готовую информационную модель здания и на основании полученных результатов отрабатывать действия спасателей по ликвидации ЧС на данном объекте.

При создании электронных карточек тушения пожара предлагается:

- создавать информационные модели зданий и объектов инфраструктуры;

 использовать информационную модель здания при составлении электронных карточек тушения пожара, а также при отработке пожарными подразделениями действий по тушению пожара;

 своевременно и систематически вносить информацию об изменениях в конструкции здания, о замене элементов конструкций, об установке нового оборудования на объекте в информационную модель здания.

При создании поэтажных планов можно использовать готовые чертежи и 3D-модели зданий. Для построения генерального плана можно использовать любые ГИС, что в дополнение, привязывает объект к реальной местности.

Заключительным этапом построения электронной карточки тушения пожара является заполнение данных об объекте. В них указываются оперативно-тактические характеристики здания, количество людей, которые находятся в здании в обычное время и др.

Преимуществами данного предложения является то, что на созданных объектах, используя программные средства, можно отработать действия пожарных подразделений. Также необходимо включать в программное средство редактируемую базу данных, которая включает в себя типовые горючие нагрузки, тактико-технические характеристики пожарной техники.

В настоящее время наиболее востребованным программным обеспечением, позволяющим создавать и работать с BIM, является Autodesk Revit. Данное программное средство является основной для информационного моделирования зданий и сооружений. Одной из отличительных особенностей программы Autodesk Revit является возможность моделирования сценариев по эвакуации людей с различного рода объектов инфраструктуры.

На основании данной особенности предлагается использовать информацию, полученную при моделировании пожара на объекте инфраструктуры в информационной модели здания для создания плана эвакуации.

Данные для расчета пожарного риска, требования для проектировщиков, методы моделирования развития пожара и эвакуации и оценка объемнопланировочных решений на предмет соответствия нормативам по пожарной безопасности излагаются в Федеральном законе от 22.07.2008 № 123-ФЗ «Технический регламент о требованиях пожарной безопасности».

Современное строительство отличается большим разнообразием проектируемых и вводимых в эксплуатацию зданий, которые между собой отличаются сложностью планировки, неоднородностью зонирования. Это многофункциональные, с разными зонами пожарного риска, разноуровневые здания с различного рода пребывающими в них людьми или персоналом. Специфика объекта, его основные функции, площадь, наполняемость накладывают специфику на расчет пожарного риска.

Из этого следует, что еще на этапе проектирования необходимо учитывать функциональное предназначение объекта для выбора правильного объемно-планировочного решения, которое позволит обеспечить пожарную безопасность с наибольшей эффективностью.

Многофункциональность зданий повышает трудоемкость моделирования пожарных рисков: требуется проводить моделирования нескольких сценариев распространения опасных факторов пожара (высокая температура, задымление и т. д.), вызывает необходимость расчета различных сценариев эвакуации с учетом локализации очага, скорости распространения, количества и местонахождения, эвакуируемых в момент начала пожара.

Применение расчетного подхода с использованием BIM-моделей к определению пожарной безопасности особенно эффективно на этапе проектирования, так как позволяет применять итерационный метод (метод последовательных приближений с изменением исходных параметров) для определения оптимальных характеристик сооружений с точки зрения пожарной безопасности. Кроме того, это существенно сокращает время оценки по сравнению со стандартным циклом расчета пожарных рисков.

Несмотря на ряд сложностей в интеграции проектных и расчетных эвакуационных моделей распространения опасных факторов пожара в информационных моделях зданий, именно на этом пути можно найти решения, существенно повышающие эффективность оценки и проектирования средств пожарной безопасности.

Таким образом, предложения по использованию BIM-технологий позволят на раннем этапе строительства, а именно в момент создания чертежей, уменьшить коллизии и несостыковки при строительстве, что в будущем уменьшит вероятность возникновения пожара на объекте инфраструктуры. Отработка различного рода сценариев возгораний и пожаров в готовой информационной модели позволит рационально разрабатывать планы эвакуации людей при возникновении различного рода чрезвычайных ситуаций на объекте инфраструктуры.

Литература

1. Сайт компании «GENPRO» [Электронный ресурс]. Режим доступа: http://genpro.ru/ (дата обращения 12.07.2021).

2. СП.404.1325800.2018 «Информационное моделирование в строительстве. Правила разработки планов проектов, реализуемых с применением технологии информационного моделирования» [Электронный ресурс]. Режим доступа: http://docs.cntd.ru/document/553863489 (дата обращения 15.07.2021).

3. Методические рекомендации по подготовке информационной модели объекта капитального строительства, представляемой на рассмотрение в ФАУ «Главгосэкспертиза России» в связи с проведением государственной экспертизы проектной документации и оценки информационной модели объекта капитального строительства. [Электронный ресурс] Режим доступа: https://www.garant.ru/products/ipo/prime/doc/400464409/ (дата обращения 15.07.2021).

4. Приказ МЧС России от 25 октября 2017 г. № 467 «Об утверждении Положения о пожарно-спасательных гарнизонах» [Электронный ресурс]. – Режим доступа: https://www.garant.ru/products/ipo/prime/doc/71733064 (дата обращения 17.04.2021).

ПРИМЕНЕНИЕ ПОРОШКОВЫХ МАТЕРИАЛОВ И ТЕХНОЛОГИЙ ДЛЯ ЭЛЕМЕНТОВ АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

¹А. Ф. Ильющенко, ²О. К. Кривонос, ²Е. Е. Петюшик, ¹В. А. Осипов, ¹С. Г. Барай

(¹Институт порошковой металлургии имени академика О. В. Романа, г. Минск, ²Государственное научно-производственное объединение порошковой металлургии, г. Минск)

Аннотация. Рассмотрены примеры использования материалов и технологий порошковой металлургии для изготовления элементов со специальными свойствами для аэрокосмической техники. Изучены процессы получения радиопоглощающих и радиопрозрачных материалов в виде сплошных тел и покрытий, получаемых процессами механоактивированного синтеза и механоактивированного самораспространяющегося высокотемпературного синтеза. Исследованы режимы получения карбидокремниевой керамики с повышенными свойствами, предназначенной для получения подложек оптических зеркал телескопов. Разработанные в порошковой металлургии технологические операции стали основой для получения энергонасыщенных гетерогенных композиционных материалов. Активно развивающеся аддитивные технологии как относительно новая ветвь порошковой металлургии расширяет ее возможности до практически необозримых пределов.

Ключевые слова: порошковая металлургия, авиакосмическая техника, радиопоглощающие и радиопрозрачные материалы, механосинтез, самораспространяющийся высокотемпературный синтез, карбидокремниевая керамика, реакционное спекание, функциональный материал, аддитивная технология.

Введение

Технология порошковой металлургии является одним из основных, а в некоторых случаях единственным методом при получении композиционных материалов с уникальным комплексом свойств. Основное преимущество технологии заключается в возможности конструировать материалы с заданным комплексом свойств за счет варьирования их составом – легирования и введения элементов, которые невозможно ввести при традиционном методе металлургии – плавке, а также в получении изделий без или с минимальной механической доработкой.

Благодаря сочетанию физико-механических и функциональных свойств порошковые материалы широко применяются в аэрокосмической и оборонной промышленности, так как изделия, изготовленные на их основе, способны работать в течение длительного периода времени в условиях высоких температур, давлений и агрессивных сред, а также при воздействии факторов аэрокосмического пространства. К таким материалам можно отнести [1]:

- псевдосплавы на основе вольфрама или железа;

 оксидная и карбидная керамика, а также композиционные материалы на их основе,

 – антифрикционные и фрикционные композиционные материалы на металлической, керамической, полимерной основе с функциональными добавками различной природы (карбиды, оксиды, нитриды, интерметаллиды, и др.) и твердыми смазками (графит, сульфиды, силициды и др.);

- электротехнические композиционные материалы;

 порошковые композиционные материалы для нанесения функциональных покрытий;

 композиционные порошки на металлической, керамической основе, интерметаллиды и многое другое.

Получение этих материалов с требуемыми свойствами достигается за счет возможности регулирования их структурного и фазового состава, синтеза частиц исходных компонентов необходимых фракций с требуемой морфологией их поверхности, подбора наиболее целесообразного фракционного состава частиц, плотности получаемого материала, оптимизации режимов перемешивания порошковых компонентов, что для традиционных промышленных технологий остается трудновыполнимым или вовсе невозможным. Подбор компонентов порошковой шихты с требуемыми характеристиками, ее формование и спекание при определенных давлениях и температурах (как правило, ниже точки плавления основного компонента) позволяет получить материалы с уникальными свойствами [2]. При этом обеспечивается не только стойкость к агрессивной среде, но и заранее заданный уровень функциональных свойств, который сохраняется в течение всего срока эксплуатации изделия, изготовленного из такого материала. Характерным примером таких результатов являются радиопоглощающие и радиопрозрачные материалы, из которых изготовлены отдельные узлы и агрегаты современной авиационной и космической техники.

Получение радиопрозрачных и радиопоглощающих материалов

Радиопрозрачные материалы используют при производстве антенных обтекателей самолетов и узлов ракет для их защиты от агрессивных факторов аэрокосмического пространства (аэродинамических и тепловых нагрузок и ударов, дождевой, пылевой, газовой эрозии и ионизирующих излучений и др.). При этом изделия из таких материалов не должны препятствовать прохождению электромагнитных волн, излучаемых и принимаемых антенным устройством. В свою очередь радиопоглощающие материалы предназначены для снижения отражающей способности электромагнитного излучения узлами и агрегатами самолетов и ракет и, таким образом, снижения их заметности.

В Институте порошковой металлургии имени академика О. В. Романа проводят комплексные исследования по разработке и изготовлению керамических радиопоглощающих и радиопрозрачных материалов для микроволнового диапазона частот излучения. Основной целью этих работ является определение составов и технологических режимов подготовки порошковых компонентов и получение названных материалов, а также изделий и покрытий из них, имеющих необходимые электрофизические и термомеханические свойства.

Основу современных радиопрозрачных материалов составляют различные диэлектрические пластические массы, керамика: плавленый кварц, ситаллы и другие, подходящие по своим свойствам композиты [3]. Для получения радиопрозрачных материалов исследовали композиции на основе высокоглиноземистой керамики с использованием в качестве исходного материала высокочистого порошка плавленого корунда, а также легирующих добавок, активирующих процесс спекания. По результатам установленных зависимостей эксплуатационных свойств получаемого материала от характеристик исходных компонентов, режимов их подготовки, последующего формования и спекания определены технологические режимы гранулирования исходных компонентов, последующего прессования и высокотемпературного спекания. Свойства полученного материала приведены в табл. 1.

Таблица 1

на основе высокоглиноземистой керамики							
Измеряемая характеристика	Значение						
Диапазон рабочих частот, ГГц	6,5 - 10,5						
Диэлектрическая проницаемость при $f = 7 \Gamma \Gamma \mu$	6 – 8						
Тангенс угла диэлектрических потерь tg δ_{ϵ}	\le 0,0007						
Отклонение є в диапазоне воздействий, %	± 2,8						
Поглощение ЭМИ, %	Не более 2,0						
Кажущаяся плотность, г/см ³	Не более 2,7						
Предел прочности на изгиб, МПа	Не менее 50						
Водопоглощение, %	Не более 0,1						
Модуль упругости на изгиб, ГПа	Не менее 30						
Термостойкость, К	850						

Свойства синтезированного радиопрозрачного материала на основе высокоглиноземистой керамики

Электрофизические характеристики полученного материала соответствуют требованиям по радиопрозрачности, определяемыми условиями эксплуатации изготовленных из него изделий.

Современные керамические радиопоглощающие материалы представляют собой композиционную керамику, которая обеспечивает поглощение электромагнитного излучения за счет диэлектрических и магнитных потерь [4]. Эти материалы создаются на основе: ферромагнитных композиций, сохраняющих свои функциональные свойства при температуре до 600 °С, что связано с нарушением их магнитных характеристик при температуре, превышающей точку Кюри; композиционных материалов, состоящих из диэлектрической матрицы, легированной высокотемпературными проводниками-поглотителями, синтезируемыми различными способами.

С учетом этого определены следующие направления исследований [5, 6]:

 разработка составов и способов получения композиционного радиопоглощающего материала на основе ферромагнетиков; материалов для использования в качестве высокотемпературной диэлектрической матрицы; композиционных материалов для выполнения функции поглотителя электромагнитных волн в заданном диапазоне частот и температур;

2) определение рационального соотношения диэлектрическая матрица/поглощающий наполнитель для достижения максимального эффекта поглощения ЭМИ; способов и технологических режимов изготовления изделий и нанесения покрытий из радиопоглощающих материалов и др.

В качестве композиционного радиопоглощающего материала исследовались наноструктурированные порошки магнитомягкого никельцинкового феррита (NiO_{0.58}ZnO_{0.36}Mn_{0.06}Co_{0.028}Fe₂O₄) и магнитотвердого гексагонального феррита бария с *W*-фазой (BaCo₂Fe₁₆O₂₇). Для их получения отработаны технологические режимы механоактивированного синтеза (MAC) и механоактивированного самораспространяющегося высокотемпературного синтеза (MACBC).

Отработанные режимы подтверждены в ходе изготовления экспериментальных образцов композиционного материала. Так, для порошка никель-цинкового феррита после 6 ч механоактивации максимальный размер частиц не превышал 700 нм, а минимальный – составил ~ 25 – 30 нм. Такие размеры частиц наиболее целесообразны для формирования требуемых свойств синтезируемого материала. Съемка морфологии поверхности полученных частиц проводилась на аттестованном сканирующем электронном микроскопе высокого разрешения Міга (производство Теscan, Чехия). Результаты морфологического анализа частиц никель-цинкового феррита представлены на рис. 1.

В ходе отработки технологических режимов синтеза гексагонального феррита бария методом МАС установлено, что минимальная продолжительность ферритизации с температурой 1250 – 1300 °С, при которой образуется 70 – 80 % *W*-фазы, составляет 2 ч. Как правило, стопроцентное превращение наблюдается после 4 – 6-часовой обработки и зависит от объемной загрузки печи. При МАСВС до 40 % *W*-фазы можно получить уже в процессе СВС. При этом изменение давления кислорода в реакторе с 0,5 до 2,0 МПа не оказывает существенного влияния на фазовый состав продуктов СВС.



Электронное изображение 1

Рис. 1. Морфология поверхности частиц никель-цинкового феррита после механоактивации

Максимальное содержание *W*-фазы (до 80 %) образуется при соотношении Fe : Fe2O3, равном 6 : 4.

Результаты анализа фазового состава гексаферрита бария, полученного различными методами, представлены на рис. 2.

Фазовый состав порошков, полученных по схеме MACBC с последующей ферритизацией, практически не отличается от MAC-порошков. Соответственно, как менее трудоемкий, механоактивированный синтез выбран в качестве базового метода получения гексагонального феррита бария.



Рис. 2. Результаты анализа фазового состава гексаферрита бария, полученного методами МАС и МАСВС

Разработанные ферромагнитные композиционные материалы проверялись на функциональность посредством исследования коэффициентов ослабления и отражения электромагнитного излучения (ЭМИ). Все синтезированные материалы показали удовлетворительные результаты по отражению ЭМИ. Так, коэффициент отражения для всех рассматриваемых материалов составил меньше –5 дБ во всей полосе измеряемых частот. При этом лучший результат (до –12 дБ в полосе частот от 8 до 9,5 ГГц) был у магнитомягкого никель-цинкового феррита, полученного методом МАСВС.

Таким образом, для узлов авиационной и космической техники, эксплуатируемых при температурах ниже точки Кюри, отработаны составы и технологические режимы синтеза ферромагнитных порошков, которые используются в качестве наполнителей в различные диэлектрические матрицы, в том числе покрасочный материал на корпусные изделия, а также в виде пластин спеченного материала и газотермических покрытий на подложке из алюминиевых сплавов. Для узлов и агрегатов, эксплуатируемых при более высоких температурах, разработаны соответствующие составы композиционного материала и определены необходимые технологические режимы его получения.

В процессе создания высокотемпературных радиопоглощающих материалов решались задачи по изготовлению диэлектрической матрицы и поглотителя электромагнитного импульса. Для изготовления высокотемпературной диэлектрической матрицы изучали оксид алюминия, нитрид алюминия или их композиция. По результатам исследования в качестве базового матричного материала выбран порошок оксида алюминия. Выбор обоснован тем, что диэлектрический материал на основе оксида алюминия наиболее подходит для решаемых задач по диэлектрической проницаемости ($\epsilon = 9,5-9,7$), имеет высокую рабочую температуру (до 1400 °C) и, что является решающим фактором, на его основе можно получать наиболее качественные толстопленочные покрытия методом газотермического напыления.

В качестве высокотемпературного поглотителя ЭМИ исследованы три группы проводниковых материалов: резистивные материалы, содержащие МАХ-фазы, жаростойкие сплавы и интерметаллиды. Все эти материалы также характеризуются высокой рабочей температурой свыше 1200 °C, обладают свойствами электропроводности, что обеспечивает высокие потери на проводимость в составе радиопоглощающего материала. МАХ-фазы и интерметаллиды получали путем МАСВС, а жаропрочные сплавы создавали методом диспергирования расплава из лигатуры с применением метода МАС из шихты соответствующего состава.

По результатам проведенного исследования предложены композиционные радиопоглощающие материалы, содержащие от 41,0 до 53,0 % диэлектрика в виде α -Al₂O₃ и от 39 до 56 % проводникового поглотителя, что в итоге позволяет обеспечивать диэлектрические потери, потери на проводимость, а у жаростойких сплавов и магнитные потери в диапазоне частот 8 – 12 ГГц. Полученные результаты свидетельствуют о применимости методов порошковой металлургии для создания или разработки материалов с широким спектром свойств и изделий из них.

Дальнейшее развитие этих методов заключается в переходе от формирования фазового состава материала за счет включения в перемешиваемую шихту порошковых компонентов, состав и кристаллическое строение которых остаются неизменными на всех этапах его получения, к синтезу требуемого фазового состава за счет взаимодействия порошковых компонентов на одной из стадий технологического передела (например, прессования или спекания). Для этого на одном из этапов передела предусмотрены соответствующие технологические процессы. К таким процессам можно отнести инфильтрацию, самораспространяющийся высокотемпературный синтез, реакционное спекание и др. Характерным примером такого развития является технология реакционного спекания, применяемая в процессе синтеза карбидокремниевой керамики.

Получение карбидокремниевой керамики

Карбидокремниевая керамика может использоваться для получения изделий конструкционного и триботехнического назначения (конструкционные изделия авиационной и космической техники (например, подложки оптических зеркал), торцевые уплотнения, радиальные подшипники скольжения, работающие в жестких условиях абразивных и химически активных сред, при высоких температурах, в открытом космосе, а также как конструкционный материал для изготовления различных элементов благодаря следующим уникальным свойствам [1, с. 193 – 200]:

- твердость, уступающая только твердости алмаза и карбида бора;

 теплопроводность, на два порядка превышающая теплопроводность используемых в настоящее время материалов;

 модуль Юнга и удельная жесткость, в 3 – 5 раз превышающие модуль Юнга и удельную жесткость используемых в настоящее время материалов;

 наиболее высокая коррозионная стойкость по сравнению с другими керамическими материалами;

возможность пайки отдельных элементов из кабидокремниевой керамики;

 возможность пайки со стеклом для придания необходимых оптических свойств.

В Институте порошковой металлургии имени академика О. В. Романа проведены исследования процессов получения изделий из карбидокремниевой керамики методом реакционного спекания, изучены закономерности воздействия химического и фазового состава используемых ингредиентов и функциональных добавок на формирование их структуры и физико-механические свойства, показано, что уровень свойств реакционноспеченной карбидокремниевой керамики определядисперсностью, составом ингредиентов и температурноется временными параметрами реакционного спекания. Для повышения скорости процессов массопереноса кремния, наиболее полного его химического взаимодействия с углеродом и повышения свойств предложено использовать углеродсодержащую добавку с различной кристаллической структурой, в частности, в виде углеродных волокон.

Применение порошков карбида кремния различных фракций в определенной пропорции и активации процесса образования вторичного карбида кремния при реакционном спекании обеспечивает формирование в процессе реакционного спекания плотной однородной мелкозернистой структуры (рис. 3, *a*) со стабильным уровнем свойств: плотность 2,9 - 3,1 г/см³; твердость до 86 – 92 HRA; микротвердость карбидной фазы 20 - 25 ГПа; предел прочности при изгибе 230 - 300 МПа; модуль Юнга 350 - 385 ГПа; коэффициент термического расширения $4,0\cdot10^{-6}$ K⁻¹.

Металлографический анализ образцов SiC-керамики, полученной из шихт составов «порошки SiC + углеродное волокно (УВ)», показал, что при содержании в шихте УВ до 20 мас.% (рис. 3, *b*) структура керамики практически не отличается от керамики базового состава из шихты SiC + 15 % сажи (рис. 3, *a*). Однако при содержании УВ более 20 мас.% структура композита носит двухфазный характер (рис. 3, *d*), когда одна фаза композита характеризуется структурой керамики с содержанием волокна в пределах 10 - 20 мас.%, другая – обособленными зонами, образованными в местах скопления гранул углеродных волокон. Это

наиболее существенное отличие керамики из шихт составов SiC+УВ и керамики SiC+сажа.

Керамика состава SiC + 10 % УВ характеризуется достаточно мелкозернистым строением со средним размером зерна 35 - 45 мкм. Карбидные зерна практически не образуют сростков и их расположение в кремниевой матрице носит обособленный характер. Можно сказать, что эта структура построена на кремниевом каркасе. Зоны и прослойки свободного кремния имеют размеры в пределах 10 – 50 мкм и твердость в среднем 10 ГПа при твердости карбидного зерна 23 – 27 ГПа. Следует отметить, что твердость карбидных зерен достаточно высокая и превосходит таковые в керамике из шихты SiC +15 % сажи.



Рис. 3. Микроструктура SiC-керамики с углеродным волокном (УВ) и сажей: *a* – 15 % сажи; *b* – 20 % УВ; *c*, *d* – 30 % УВ; *e* – 10 % УВ + 15 % сажи; *c* – X200; *d* – X500

Можно предположить, что часть карбидных зерен является продуктом синтеза углеродного волокна и расплава кремния. Это относится к карбидным зернам твердостью 26 - 27 ГПа, принимая во внимание, что твердость таковых в керамике из шихты SiC +15 % сажи в большинстве случаев составляет 20 - 23 ГПа. Микроструктура керамики из шихты состава 100 % SiC + 20 % УВ более плотная, имеются сростки карбидных зерен, в структуре присутствует большое количество мелких (2 - 5 мкм) включений темного цвета. Возможно, что это мелкие карбиды кремния, синтезированные с участием фрагментов углеродных волокон, растворившихся в расплаве кремния. Размеры карбидных зерен находятся в пределах 10 - 100 мкм. Следов углеродных волокон не обнаружено. Твердость карбидных зерен и зон свободного кремния составляет 18 - 25 ГПа и 6,9 - 7,0 ГПа соответственно.

Особенностью микроструктуры SiC-керамики, полученной из шихты состава SiC + 30 % УВ при температуре силицирования 1500 °С (рис. 3, c, d), является наличие в ней плотных крупных ((до 1000 мкм) включений карбида кремния, имеющих четкие границы раздела между основным полем композита и этими обособленными участками. Форма таких включений преимущественно овальная и свидетельствует о том, что они сформированы на месте сферических гранул, в свою очередь образовавшихся в процессе смешивания порошков карбида кремния и углеродных волокон. Микротвердость таких зон составляет 25 – 28 ГПа, что выше твердости основного поля керамики. При более детальном рассмотрении структуры этих включений можно видеть, что это тоже SiC-керамика, но только на основе сросшихся между собой крупных зерен размером до 20 мкм с очень небольшим содержанием свободного кремния.

Установлено, что в силу неоднородного распределения углеродного волокна в объеме шихты, а также образования в шихте крупных скоплений углеродных волокон отдельные зоны прессовки оказываются обедненными углеродом, а полученная SiC-керамика имеет неоднородность по химическому составу. Для устранения возможного дефицита углерода в шихту состава SiC + УВ дополнительно вводили 10 мас.% сажи. Это позволило обеспечить более равномерное распределение углерода в объеме прессовки. Структура такой керамики характеризуется плотным строением, в котором карбидные зерна контактируют между собой через тонкие (2 – 5 мкм) прослойки свободного кремния (рис. 3, е). При этом содержание карбида кремния составляет 83 %, свободного кремния – 17 %. Отличительной особенностью микроструктуры такого композита является срощенность карбидных зерен прослойками свободного кремния. Кроме того, сросшиеся зерна карбида кремния имеют сильно развитую поверхность контакта между собой и свободным кремнием.

Проведенные прочности исследования реакционноспеченной SiC-керамики показали, что введение в состав шихты взамен технического углерода дисперсных углеродных волокон диаметром 6 – 8 мкм и длиной 100 – 250 мкм в количестве 10 – 20 % оказывает положительное влияние. Так, при введении в шихту на основе порошков карбида кремния 20 % углеродных волокон предел прочности при изгибе составил 292 МПа, что значительно превышает прочность SiC-керамики, полученной из шихты, содержащей такое же количество углерода в виде сажи. Это свидетельствует о высокой химической активности углеродных волокон при взаимодействии их с расплавом кремния. Данное обстоятельство очень важно при получении SiC-керамики с повышенной прочностью методом реакционного спекания, при котором фазовый состав и, как следствие, механические свойства керамики формируются в основном за счет полноты протекания химического взаимодействия твердых компонентов шихты с расплавом кремния. Полученные свойства карбидокремниевой керамики позволят повысить жесткость подложек оптических зеркал телескопов.

Важную роль при этом оказывает и температурный фактор, который обуславливает фазовое превращение гексагонального (политип 6H) карбида кремния в кубическую модификацию (политип 3C). Использование различных температурных режимов силицирования показало, что для достижения наибольших механических свойств требуется температура 1650 °C, при которой прочность на 10 - 12 % выше, чем при температуре 1500 °C (рис. 4). Максимальное значение предела прочности при изгибе реакционноспеченной SiC-керамики, полученной из шихты, содержащей 10 % УВ + 15 % сажи, при температуре силицирования 1650 °C составило 370 МПа.



Рис. 4. Влияние содержания углеводородного волокна (УВ) или сажи в шихте и температуры силицирования на прочность SiC-керамики: ° – температура силицирования 1500 °C; ° – температура силицирования 1650 °C; 1 – без добавок; 2 – 10 % УВ; 3 – 20 % УВ; 4 – 30 % УВ; 5 – 10 % УВ + 15 % сажи

Формирующаяся при силицировании структура определяет износостойкость исследуемого материала (рис. 5). При введении 10 % УВ износ материала несколько возрастает из-за увеличения количества мягкой углеродной фазы. Повышение содержания карбидной фазы за счет образования вторичного карбида на поверхности УВ при более высокой температуре силицирования и большем времени выдержки, а также за счет введения большего количества сажи приводит к повышению износостойкости материала. Минимальный износ наблюдается при введении 20 % УВ и силицировании при 1650 °С в течение 2 ч.





Результаты исследований по получению композиционных реакционноспеченных материалов на основе карбида кремния были использованы авторами при разработке режимов получения крупногабаритных составных подложек зеркал аэрокосмического назначения, изделий антифрикционного и специального назначения

Таким образом, современная порошковая металлургия является универсальным методом получения композиционных материалов для авиационной и космической отраслей не только за счет подбора компонентов и технологических режимов их подготовки, смешивания и компактирования, но и синтеза новых веществ на всех этапах его передела. Перечисленные технологические режимы в последующем определяют эксплуатационные свойства композиционного материала. Накопленные знания подготовки и компактирования порошков в настоящее время активно внедряются и в другие производственные процессы, в которых методы порошковой металлургии ранее не применялись. Прежде всего, это получение энергонасыщенных гетерогенных композиционных материалов, имеющих в своем составе порошковые компоненты.

Получение энергонасыщенного гетерогенного композиционного материала

Под энергонасыщенным гетерогенным композиционным материалом (ЭГКМ) понимается твердофазный многокомпонентный структурно неоднородный материал, который является источником концентрированной энергии, выделяющейся в режиме управляемого горения, необходимой для совершения работы технической системой, в чей состав он входит. Современные ЭГКМ используются в качестве топлива для ускорителей космических ракет, твердотопливных ракетных двигателей или твердотопливных газогенераторов [7].

Основными компонентами ЭГКМ являются окислитель, горючее и различные технологические и эксплуатационные добавки. Компоненты выбираются с учетом требуемых свойств изготавливаемого ЭГКМ, для достижения которых расчитывают целесообразную стехиометрию Методология расчета компонентов ЭГКМ химических веществ. основана на достижении оптимального кислородного баланса, который должен быть получен при эксплуатации данных материалов [8]. Типовой состав ЭГКМ, разработанный в Государственном научнопроизводственном объединении порошковой металлургии, приведен в [9]. Основная часть компонентов (около 80 – 90 мас.%) представлена твердой фазой, которая в процессе перемешивания в жидкофазном связующем равномерно распределяется полимерном в объеме материала, образуя плотную укладку частиц.

От равномерности распределения компонентов зависит стабильность энергетических характеристик и физико-механические свойства изделия, изготовленного из ЭГКМ, а показатель плотности укладки частиц характеризует удельное значение импульса тяги на единицу объема материала. Для достижения требуемых плотности укладки частиц и равномерности распределения компонентов в материале используют методы порошковой металлургии, которые применяются на этапах подготовки порошковых компонентов и их смешивания.

Твердофазные компоненты ЭГКМ представляют собой полидисперсные порошки, размер частиц которых находится в интервале от 20 - 30 нм до 300 - 400 мкм. Основная часть порошковых компонентов – это аммониевая соль хлорной кислоты (до 70 - 85 мас.%), ее частицы имеют размер от 20 - 30 мкм до 300 - 400 мкм. Второй по количеству порошковый компонент – энергетическая добавка, в

качестве которой могут выступать металлы, имеющие высокую теплоту сгорания, их сплавы, цикличные нитрамины и др. [10]. Размеры частиц энергетической добавки, как правило, соизмеримы с размерами частиц аммониевой соли хлорной кислоты (за исключением наноразмерных энергетических добавок типа Alex [11]). Частицы остальных компонентов, которые вводятся в ЭГКМ в количестве от 0,5 до 1 мас.%, имеют размер от 20 – 30 нм до 20 – 30 мкм.

Известно, что частицы одного размера образуют укладку с максимальной плотностью до 0,74 (или $\pi/3\sqrt{2}$) [12]. С учетом установленного количества жилкой фазы (до 15 мас.%) в ходе смешивания требуется достичь относительной плотности укладки частиц твердой фазы не менее 0,85, что обусловливает необходимость подбора не менее трех фракций порошковых компонентов. Предполагается, что В процессе перемешивания твердофазных компонентов в полимерном связующем частицы с меньшим размером займут пустоты между частицами более крупной фракции без нарушения образовывающейся гексогональной плотной укладки.

С целью определения целесообразного фракционного состава и доли каждой из фракций, установления зависимостей между размерами фракций была построена геометрическая модель элементарной частицы. Для построения геометрической модели принято, что элементарная ячейка типового состава ЭГКМ состоит из 13 частиц крупной фракции порошковых компонентов. При этом в центре рассматриваемой ячейки находится частица энергетической добавки с примыкающими к ней частицами аммониевой соли хлорной кислоты. Образовавшиеся пустоты заполняются более мелкими частицами аммониевой соли хлорной кислоты. В свою очередь пустоты между ними должны заполняться частицами катализаторов и антиоксиданта, в качестве которого применяли ультрадисперсные алмазы (УДА).

Порядок построения геометрической модели, выбор и обоснование представительного элемента описаны в [13]. Вид геометрической модели элементарной ячейки с взаимным расположением частиц энергетической добавки и крупной фракции аммониевой соли хлорной кислоты, а также ее представительного элемента с взаимным расположением частиц энергетической добавки, крупной и мелкой фракций аммониевой соли хлорной кислоты, катализаторов и антиоксиданта показаны на рис. 6.



Рис. 6. Модель элементарной ячейки при гексагональной плотной укладке частиц с координационным числом 12 (*a*) и ее представительный элемент (*b*)

По результатам моделирования были уточнены характеристики порошковых компонентов, формирующих элементарную ячейку, значения которых приведены в табл. 2.

Таблица 2

Характеристики компонентов твердой фазы энергонасыщенного гетерогенного композиционного материала, формирующих элементарную ячейку

Наименова-	Радиус	Количество		Объем	Macca	Количе-	Macca	Площадь
ние компо-	частиц,	компонента в		одной	одной	ство	частиц в	поверх-
нента	М	co	ставе	частицы	частицы,	частиц в	элементар-	ности
		ЭI	ГКМ	веще-	КГ	элемен-	ной ячейке,	частин
		мас. кг		ства, м ³		тарной	КГ	M ²
		%				ячейке,		191
						ед		
NH ₄ ClO ₄	$1,2 \cdot 10^{-4}$	70,0	2,32	$7,23 \cdot 10^{-12}$	$1,41 \cdot 10^{-8}$	12	1,69·10 ⁻⁷	2,17.10-6
	$2,5 \cdot 10^{-5}$	7,5	0,250	$6,54 \cdot 10^{-14}$	$1,27 \cdot 10^{-10}$	143	$1,82 \cdot 10^{-8}$	$1,12 \cdot 10^{-6}$
Энергетиче- ская добавка	1,2.10-4	5,5	0,18	7,23·10 ⁻¹²	1,31.10-8	1	1,31.10-8	1,8.10-7
Катализатор І	7,7.10-6	1,0	0,033	1,91.10-15	1,21.10-11	193	2,33.10-9	$1,4 \cdot 10^{-7}$
Катализатор II	$8 \cdot 10^{-8}$	0,5	0,016	$2,14 \cdot 10^{-21}$	9, 08·10 ⁻¹⁸	$128 \cdot 10^{6}$	1,16.10-9	1,03.10-5
Антиоксидант	$2 \cdot 10^{-8}$	0,5	0,016	3,35.10 ⁻²³	1,29·10 ⁻¹⁹	9,026·10 ⁹	1,16.10-9	$4,5.10^{-5}$

В ходе моделирования установлено, что порошковые компоненты, вводимые в ЭГКМ и имеющие размер наноуровня, ввиду

незначительного их количества могут не учитываться при расчетах степени заполняемости пустот. Были определены требуемые соотношения в размерах фракций порошков, которые можно выразить через следующую зависимость:

$$D_l \approx (0, 2 \div 0, 225) \cdot D_b, \tag{1}$$

где D_l – диаметр частиц базовой фракции, D_b – диаметр частиц более крупной фракции.

По результатам моделирования было уточнено стехиометрическое соотношение компонентов (увеличена доля аммониевой соли хлорной кислоты на 1 мас.% за счет уменьшения количества полимерного связующего), что позволило улучшить кислородный баланс и увеличить суммарный импульс тяги ЭГКМ на 1,76 %.

Для определения продолжительности смешивания компонентов ЭГКМ исследовалась степень равномерности распределения компонентов с учетом обязательности смачивания поверхности твердофазных компонентов полимерным связующим и заполнения им всех пустот. С учетом результатов исследования проводилось моделирование смешивания компонентов ЭГКМ, результаты которого описаны в [14].

По итогам моделирования установлено оптимальное время перемешивания (≈ 22 мин) для выбранного технологического оборудования, а также другие режимы работы оборудования.

Заключение

Технология порошковой металлургии способствует получению композиционных материалов с уникальным комплексом свойств, что обеспечивает возможность применения их для изделий авиационной и космической техники. Так, композиционные порошковые материалы на основе магнитомягкого никель-цинкового феррита (NiO_{0,58}ZnO_{0,36}Mn_{0,06}Co_{0,028}Fe₂O₄) и магнитотвердого гексагонального феррита бария с *W*-фазой (BaCo₂Fe₁₆O₂₇) применяются как радиопоглощающие, на основе карбидокремниевой керамики – для крупногабаритных составных подложек зеркал аэрокосмического назначения, изделий антифрикционного и специального назначения, материалы на основе аммониевой соли хлорной кислоты – для получения ЭГКМ.

При исследовании процессов получения радиопрозрачных и радиопоглощающих материалов отработаны составы и технологические режимы синтеза ферромагнитных порошков (никель-цинкового феррита и магнитотвердого гексагонального феррита бария с *W*-фазой), используемых в качестве наполнителей в различные диэлектрические матрицы. Для узлов и агрегатов, эксплуатируемых при более высоких температурах, разработаны составы на основе резистивных материалов, содержащих МАХ-фазы, жаростойких сплавов и интерметаллидов, для которых определены необходимые технологические режимы получения радиопоглощающего материала. По результатам исследования разработаны композиционные радиопоглощающие материалы, содержащие от 41,0 до 53,0 % диэлектрика в виде α -Al₂O₃ и от 39 до 56 % проводникового поглотителя. Применение полученных материалов позволяет обеспечивать диэлектрические потери и потери на проводимость, а у жаростойких сплавов и магнитные потери в диапазоне частот $8 - 12 \Gamma\Gamma$ ц.

При исследовании процессов получения карбидокремниевой керамики установлено, что введение дискретных УВ приводит к увеличению пористости карбидокремниевого материала на 3 – 5 %, в то же время в процессе спекания объемных изменений не происходит. Введение УВ в объеме 10 – 20 % способствует повышению прочности SiCкерамики на 5 – 20 %, в количестве 30 % – к снижению прочности на 40 МПа вследствие неравномерности структуры, а также повышенному содержанию свободного кремния из-за большой пористости спеченного карбидного каркаса по причине произвольного расположения волокон. Повышение температуры силицирования и введение дополнительного количества сажи обеспечивает более высокую прочность SiC-керамики. Увеличение времени выдержки при силицировании способствует формированию в поверхностном слое УВ вторичного карбида кремния нестехиометрического состава с микротвердостью 15 – 17 ГПа. Формирующаяся при силицировании структура определяет износостойкость исследуемого материала, в свою очередь повышение содержания карбидной фазы за счет образования вторичного карбида на поверхности УВ при более высокой температуре силицирования и большем времени выдержки, а также за счет введения большего количества сажи приводит к повышению износостойкости материала в 1,3 раза.

При исследовании процессов получения ЭГКМ определена зависимость эксплуатационных характеристик материала от фракционного состава его порошковых компонентов. Установлена возможность корректировки стехиометрического состава ЭГКМ и, соответственно, повышения его энергетических характеристик за счет оптимизации укладки частиц твердофазных компонентов. Установлены зависимости в линейных размерах частиц для каждой из фракций порошков.

Полученные при изготовлении ЭГКМ положительные результаты свидетельствуют, что методы и способы в порошковой металлургии могут быть успешно применены для подбора порошковых компонентов и получения композиционных материалов, из которых изготавливаются источники энергии для ракетных двигателей и твердотопливных генераторов.

Литература

1. Порошковая металлургия в Беларуси: вызовы времени: сб. науч. ст. / НАН Беларуси, ГНПО порошковой металлургии; редкол.: А. Ф. Ильющенко (гл. ред.) [и др.]. – Минск: Беларус. навука, 2017. – С. 532.

2. Кипарисов, С. С. Порошковая металлургия / С. С. Кипарисов, Г. А. Либенсон. – М.: Наука, 1980. – С. 496.

3. Суздальцев, Е. И. Керамические радиопрозрачные материалы: вчера, сегодня и завтра / Е. И. Суздальцев // Новые огнеупоры. – 2014. – № 10. – С. 5 – 15.

4. Ковнеристый, Ю. К. Материалы, поглощающие СВЧ-излучения / Ю. К. Ковнеристый, И. Ю. Лазарева, А. А. Раваев. – М.: Наука, 1982. – С. 165.

5. Синтез и исследование радиопоглощающих материалов на основе ферримагнетиков / А. Ф. Ильющенко [и др.]. // Порошковая металлургия в Беларуси: вызовы времени: сб. науч. ст. / НАН Беларуси, ГНПО порошковой металлургии; редкол.: А. Ф. Ильющенко (гл. ред.) [и др.]. – Минск: Беларус. навука, 2017. – С. 174 – 186.

6. Ильющенко, А. Ф. Научные подходы к созданию радиопоглощающих материалов СВЧ-диапазона для работы при повышенных температурах / А. Ф. Ильющенко, С. Г. Барай, Н. В. Насонова // Порошковая металлургия: респ. сб. науч. тр. – Минск: Беларус. навука, 2014. – Вып. 37. – С. 6 – 13.

7. Энергонасыщенные гетерогенные композиционные материалы на полимерной основе. Некоторые проблемы разработки и пути их решения / А. Ф. Ильющенко [и др.] // Порошковая металлургия: респ. межведомств. сб. науч. тр. / редкол.: А. Ф. Ильющенко [и др.]. – Минск: Нац. акад. наук Беларуси, 2016. – Вып. 39. – С. 12 – 16.

8. Способы повышения эксплуатационных свойств энергонасыщенного гетерогенного композиционного материала / О. К. Кривонос [и др.] // Порошковая металлургия: инженерия поверхности, новые порошковые композиционные материалы, сварка: сб. докл. 11-го междунар. симп.: в 2 ч. / Нац. акад. наук Беларуси [и др.]; редкол.: А. Ф. Ильющенко (гл. ред.) [и др.]. – Минск: Беларус. навука, 2019. – Ч. 1. – С. 517 – 526.

9. Выбор критериев оценки качества смешивания компонентов энергонасыщенного гетерогенного композиционного материала / О. К. Кривонос [и др.]. // Порошковая металлургия: респ. межведомств. сб. науч. трудов / редкол.: А. Ф. Ильющенко [и др.]. – Минск: Нац. акад. наук Беларуси, 2019. – Вып. 42. – С. 146 – 153.

10. Энергетические добавки в составе смесевых энергонасыщенных композиционных гетерогенных материалов / А. Ф. Ильющенко [и др.] // Порошковая металлургия: инженерия поверхности, новые порошковые композиционные материалы, сварка: сб. докл. 10-го Междунар. симп.: в 2 ч. / Нац. акад. наук Беларуси [и др.]; редкол.: А. Ф. Ильющенко (гл. ред.) [и др.]. – Минск: Беларус. навука, 2017. – Ч. 1. – С. 429 – 440.

11. Ильющенко, А. Ф. Введение наноразмерных добавок при модифицировании энергонасыщенного гетерогенного композиционного материала / А. Ф. Ильющенко, Е. Е. Петюшик, О. К. Кривонос // Вес. Нац. акад. навук Беларусі. Сер. фіз.-тэхн. навук. – 2019. – Т. 64. – № 2. – С 135 – 142. https://doi.org/10.29235/1561-8358-2019-64-2-135-142.

12. A formal proof of the Kepler conjecture [Electronic resource] / T. Hales [et al.]. – Mode of access: https://www.cambridge.org/core/journals/forum-of-mathematics-pi/article/formal-proof-of-the-kepler-onjecture /78FBD5E1A3D1BCCB8E0D5B0C463C9FBC ?utm_source=Eureks&utm_medium=PR&utm_campaign=FMP_HAlesKepler_jun17 – Date of access : 30.07.2020. https://doi.org/10.1017/fimp.2017.1.

13. Kryvanos, A. K. Modeling of structure formation of energy-saturated heterogeneous composite material / A. K. Kryvanos, A. Ph. Ilyushchanka, V. M. Buloychik // J. Phys.: Conf. Ser. – 2020. – Vol. 1507 – P. 082037. https://doi.org/10.1088/1742-6596/1507/8/082037.

14. Формализация процесса и разработка алгоритма твердофазного смешивания компонентов гетерогенного композиционного материала / А. Ф. Ильющенко [и др.] // Вес. Нац. акад. навук Беларусі. Сер. фіз.-тэхн. навук. – 2018. – Т. 63, № 3. – С. 263 – 270. https://doi.org/10.29235/1561-8358-2018-63-3-263-270.

КОМПЛЕКС ОБРАБОТКИ И ОБЕСПЕЧЕНИЯ КАЧЕСТВА ИНФОРМАЦИИ ОТ КА «КАНОПУС-В»-О»

В.А. Ермаков, А. Е. Кузнецов, В. В. Некрасов, В. И. Побаруев

(ФГБОУ ВО «Рязанский государственный радиотехнический университет им. В. Ф. Уткина», г. Рязань)

Аннотация. В докладе представлен программный комплекс обработки и обеспечения качества информации от разрабатываемого в настоящее время КА «Канопус-В»-О». На спутнике установлены два вида аппаратуры наблюдения: многозональное сканирующее устройство (МСА), формирующее изображения земной поверхности в панхроматическом и 6 спектрозональных каналах, и МСУ-ИК-СРМ, осуществляющее сканирование земной поверхности в двух ИК-каналах. Рассматриваются: структура программного комплекса, ожидаемые технические характеристики, проблемы геометрической и радиометрической калибровок, требования к вычислительным и операционным средствам.

Комплекс предназначен для использования в составе НКПОР-КО-ОМЗ и НКПОР-КО-Росгидромета для получения выходных информационных продуктов стандартных уровней обработки, а также на стенде Генерального конструктора АО «Корпорация «ВНИИЭМ» при проведении калибровочных работ, получении выходных информационных продуктов и оценки по ним тактико-технических характеристик материалов съемки.

Ключевые слова: дистанционное зондирование Земли, «Канопус-В»-О», МСА, МСУ-ИК-СРМ, программный комплекс, космическая система, радиометрическая калибровка, геометрическая калибровка.

Космическая система «Канопус-В»-О» предназначена для получения геокодированной измерительной информации об объектах земной поверхности в виде энергетической яркости и радиационной температуры. С этой целью на спутнике устанавливаются два вида аппаратуры наблюдения. Многозональное сканирующее устройство (МСА), формирующее изображения земной поверхности в панхроматическом и 6 спектрозональных каналах, и МСУ-ИК-СРМ, осуществляющее сканирование земной поверхности в двух ИКканалах.

При создании КА и сканирующих датчиков осуществляется их предполетная радиометрическая и геометрическая калибровка, в ходе которой определяются параметры элементов внутреннего ориентирования датчиков и матриц связывающих систем координат. По результатам радиометрической калибровки определяются параметры корректирующих функций, позволяющих формировать однородные по яркости снимки земной поверхности и коэффициенты пересчета кодов яркости в энергетические величины. Однако, после запуска КА в процессе его штатной эксплуатации данные предполетной геометрической и радиометрической калибровок изменяются. Это приводит к снижению точности координатной привязки и совмещения разноканальных видеоданных, появлению на снимках структурных искажений в виде «полосатости» и дополнительным погрешностям в измерении энергетических величин.

Отсюда задачами создаваемого программного комплекса анализа, оценки и обеспечения качества данных ДЗЗ КА «Канопус-В»-О» (ПК КАОД-К/В-О) являются (см. рис.):

Первое, разработка программно-математического аппарата для проведения геометрической калибровки съемочных устройств в ходе ЛИ и последующей штатной эксплуатации КА с целью обеспечения предусмотренной в ТЗ точности геокодирования материалов съемки.

Второе, разработка инструментальных средств для проведения относительной радиометрической калибровки по результатам съемки однородных по яркости территорий с целью уточнения корректирующих коэффициентов, позволяющих формировать однородные по яркости снимки земной поверхности (для аппаратуры MCA).

Третье, разработка инструментальных средств проведения абсолютной радиометрической калибровки и интеркалибровки для контроля и уточнения, при необходимости, параметров функций пересчета кодов яркости в энергетические величины на входном зрачке приборов.

Следует иметь в виду, что ответственным за радиометрическое качество является разработчик целевой аппаратуры. Поэтому задачами ПК КАОД-К/В-О является предоставление инструментальных средств в соответствии с методиками разработчиков аппаратуры МСА и МСУ-ИК-СРМ.

Четвертое, разработка программно-математического аппарата для получения в автоматическом режиме выходных информационных продуктов стандартных уровней обработки, подтверждающих работоспособность и выполнение TTX космической системой и предназначенных для последующей тематической обработки в подразделениях Росгидромета и Роскосмоса.

Пятое, передача результатов калибровки на средства ЕТРИС ДЗЗ для самостоятельного получения изображений земной поверхности требуемого качества.



Задачи комплекса

Разработка комплекса обеспечения качества информации от КА «Канопус-В»-О» (ПК КАОД-К/В-О) поручена РГРТУ, хорошо зарекомендовавшему себя при создании аналогичного программного обеспечения для КА серии «Канопус-В» и «Метеор-М 2-1/2-2».

Комплекс предназначен для использования в составе НКПОР-КО-ОМЗ и НКПОР-КО-Росгидромета для получения выходных информационных продуктов стандартных уровней обработки, а также на стенде Генерального конструктора АО «Корпорация «ВНИИЭМ» при проведении калибровочных работ, получении выходных информационных продуктов и оценки по ним тактико-технических характеристик материалов съемки.

Функционирование комплекса во всех трех случаях планируется на технических средствах ЦОД (АО «РКС») с организацией доступа через удаленные рабочие места. Также прорабатывается вариант функционирования комплекса на отдельной рабочей станции. Подробные технические характеристики ПК КАОД-К/В-О, алгоритмы обработки данных и спецификация выходных информационных продуктов изложены в пояснительной записке к эскизному проекту.

В докладе будут представлены:

- структура комплекса обработки;

- ожидаемые технические характеристики;

- требования к вычислительным и операционным средствам.

МЕТОДИКА ФОРМИРОВАНИЯ БАНКА ИСХОДНЫХ ДАННЫХ ДЛЯ ОБРАБОТКИ МАТЕРИАЛОВ АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ СЪЕМКИ ПРИ РЕШЕНИИ ЗАДАЧ СОЦИАЛЬНО-ЭКОНОМИЧЕСКОГО РАЗВИТИЯ

В. Ф. Мочалов, Р. С. Хабаров, М. О. Иванец

(Федеральное государственное бюджетное военное образовательное учреждение высшего профессионального образования «Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского» Министерства обороны Российской Федерации, г. Санкт-Петербург)

Аннотация. Обоснованы требования к банку исходных данных для организации автоматизированной обработки материалов мультиспектральной аэрокосмической съемки. Для настройки автоматизированных алгоритмов обработки предусмотрена обучающая выборка. Для валидации результатов идентификации элементов ландшафта предусмотрена контрольная выборка. В качестве источников исходных данных рассматриваются средства наземного, авиационного и космического базирования. Представлена методика формирования сведений для банка исходных данных и пример решения практической задачи. Проведена оценка точности реализации различных алгоритмов автоматизированной обработки.

Ключевые слова: признаки идентификации; обучающая выборка, контрольная выборка, коэффициент спектральной яркости, мультиспектральная аэрокосмическая съемка, банк исходных данных.

Введение

Решение задач социально-экономического развития территорий предполагает наличие объективных данных о состоянии элементов ландшафта. Оперативность и снижение материальных затрат при получении сведений о больших по площади территориях могут быть обеспечены на основе автоматизированной обработки материалов мультиспектральной аэрокосмической съемки видимого и ближнего инфракрасного диапазонов спектра. Алгоритмы идентификации и оценивания состояния элементов ландшафта опираются на спектрально-яркостные признаки и их пороговые числовые значения. Формирование признаков идентификации и их пороговых значений предполагает наличие соответствующего банка исходных данных.

В настоящее время для автоматизации процессов обработки материалов аэрокосмической съемки применяются специализированные банки данных цифровых карт и материалов съемки. При этом совершенствуются операции автоматизированного дешифрирования и векторизации данных дистанционного зондирования Земли [10]. В частности, в автоматизированном режиме выполняются операции: сглаживания контуров ранее сформированных в интерактивном режиме векторных объектов; сбора и формирования метаданных; формирования и обновления тематических слоев карты; предоставления прав авторизованного доступа. Мультиспектральные материалы съемки применяются, в основном, для улучшения визуального отображения наблюдаемых объектов или для синтезирования изображений на основе расчета простейших индексов, например *NDVI*. Таким образом, при решении задач идентификации элементов ландшафта не в полной мере используются спектрально-яркостные признаки, которые могут формироваться на основе анализа материалов мультиспектральной космической съемки в комплексе с семантическим описанием элементов ландшафта.

Автоматизированная идентификация элементов ландшафта, в частности растительных объектов по материалам мультиспектральной космической съемки, предполагает наличие библиотеки или банка исходных данных тестовых эталонов. В банке данных хранятся, прежде всего, спектральнояркостные характеристики пространственно привязанных элементов ландшафта и их сематическое описание. При этом формируется набор признаков, описывающих определенный класс объектов. Для идентификации элементов ландшафта может использоваться методика «голосование по набору признаков» [9]. В этом случае библиотека эталонов формируется на основе обработки материалов мультиспектральной съемки, например от бортовых приборов ГСА, КШМСА-ВР, Геотон-Л1, размещенных на борту космического аппарата «Pecvpc-П» бортовой аппаратуры или от космического аппарата «Канопус-В». При этом рассматривается определенный ограниченный набор элементов ландшафта. На основе значений яркости пикселей в выбранных спектральных каналах рассчитываются эталонные значения дешифровочных признаков, включая индекс NDVI. Недостатками описанного подхода являются: отсутствие требований к объему элементов изображения (пикселей) тестовых объектов, которые используются при формировании обучающей выборки, а также отсутствие специально выделенной контрольной выборки, которая используется для определения качественных показателей, характеризующих результаты автоматизированной идентификации элементов ландшафта.

Отражательные свойства природных объектов в диапазоне 400 – 2500 нм на системном уровне представлены в форме таблиц [1] с учетом условий освещенности, угла визирования и других факторов, оказывающих влияние на числовое значение коэффициентов спектральной яркости (КСЯ) элементов ландшафта. Недостатком представленных в публикации данных является отсутствие строгой географической привязки и ограниченное семантическое описание исследуемых природных объектов.

Кроме того, при формировании обучающей выборки и оценивании перспектив ее применения при автоматизированной идентификации конкретных элементов ландшафта целесообразно предварительно знать количественные значения различий спектральных яркостей между эталонным объектом и смежными граничными элементами ландшафта. Т. е., при формировании обучающей выборки необходимо знать пространственные границы (контура) эталонного и смежных элементов ландшафта, спектральные контрасты между эталонным и смежными элементами ландшафта. При этом формируются предпосылки для предварительного оценивания и анализа перспектив автоматизированной идентификации рассматриваемых элементов ландшафта.

Целью настоящей работы является обоснование структуры и разработка методики формирования банка исходных данных для автоматизированной обработки разновременных материалов мультиспектральной съемки от бортовой оптико-электронной аппаратуры авиационного и космического базирования. Для достижения поставленной цели предусматривается решение следующих задач:

 обоснование требований к структуре и содержанию банка исходных данных на основе анализа распространенных алгоритмов автоматизированной обработки материалов съемки;

 выбор первичных источников исходных данных наземного и аэрокосмического базирования для наполнения банка данных;

 формирование предварительного перечня эталонных элементов ландшафта для представления в банке данных;

 – отработка примеров предварительной обработки данных при разработке спектрально-яркостных признаков автоматизированной идентификации и их граничных значений;

 – разработка методики систематического пополнения банка данных спектрально-яркостных характеристик элементов ландшафта с учетом сезонной изменчивости.

Важно, что при решении практических задач с учетом информационных возможностей материалов космической съемки, спектрально-яркостных признаков для автоматизированной идентификации элементов ландшафта в условиях сезонной изменчивости разрабатываемый банк данных будет обеспечивать возможность обоснованного выбора оптимального метода автоматизированной обработки, в том числе на основе средств искусственного интеллекта, аппарата искусственных нейронных сетей. В связи с этим представленное направление научных исследований имеет большую практическую значимость.

Методы решения задач

Требования к структуре и содержанию банка исходных данных определяются на основе анализа перспектив применения методов автоматизированной обработки материалов съемки при идентификации элементов ландшафта. Большинство методов идентификации предполагает наличие обучающей выборки, применяемой в качестве опорных данных. В качестве традиционных методов машинного обучения, обеспечивающих классификацию элементов ландшафта, рассматриваются, в частности, следующие методы: метод на основе персептрона, метод к-ближайших соседей, метод опорных векторов [11, 12] и др., а также их комбинации. Учитывая случайный характер значений КСЯ могут принимаются во внимание как традиционные методы машинного обучения, так и методы, основанные на математическом аппарате нечеткой

кластеризации [2 – 9]. Структурная схема работ, предусматривающая наличие банка исходных данных, приведена на рис. 1.



Рис. 1. Роль банка исходных данных

Анализ распространенных методов автоматизированной обработки материалов съемки позволяет сделать предварительный вывод, что для организации их работы необходимо: определить значения КСЯ для конкретного элемента ландшафта; разработать на основе анализа значений КСЯ спектральнояркостные признаки идентификации; выбрать граничные значения этих признаков для идентификации элементов ландшафта. Следует отметить, что банк данных должен обеспечить выбор не только граничных значений признаков, но и возможность дальнейшего сравнительного анализа результатов спектрометрических измерений при использовании разновременных данных и данных от различной бортовой и наземной спектрометрической аппаратуры [1, 2]. Кроме того, банк данных должен обеспечить формирование независимой от обучающей контрольной выборки для каждого эталонного элемента ландшафта. Объем контрольной выборки должен обеспечить возможность обоснованной оценки качества работы применяемого метода автоматизированной обработки, в том числе на основе средств искусственного интеллекта.

В качестве первичных источников исходных данных наземного и аэрокосмического базирования могут рассматриваться технические средства, представленные в табл. 1. Основным требованием к источникам исходных данных является возможность измерения КСЯ элементов ландшафта.

Перечень элементов ландшафта для представления в банке данных определяется тематическим направлением решаемой практической задачи. Например, для решения задач оценивания последствий лесных пожаров в банке данных должны быть представлены спектральные отражательные характеристики элементов ландшафта, отражающие следующие оцениваемые показатели: основные виды лесных растительных сообществ; возраст леса; виды прошедшего лесного пожара; интенсивность лесовосстановления.

Таблица 1

Вид (носитель) аппаратуры	КА «Канопус- В»	KA «	KA Sentinel- 2	Самолет Ан-30	Наземный прибор		
Наименование аппаратуры		Геотон	КШМСА	ГСА		«Фрегат»	FieldSpec 4 Hi-Res
Пространствен- ное разрешение на местности, м	12	3	24	30	10,20,60	2	
Полоса обзора, км	20	38	97	25	290	0,3	
Количество спектральных каналов	4	7	5	96	13	96	>1000
Границы каналов, мкм	0,460,52; 0,510,60; 0,630,69; 0,750,84	$\begin{array}{c} 0,42 - 0,52;\\ 0,52 - 0,60;\\ 0,61 - 0,68\\ 0,67 - 0,70\\ 0,70 - 0,73\\ 0,72 - 0,80\\ 0,80 - 0,90 \end{array}$	$\begin{array}{c} 0,43-0,51\\ 0,51-0,58\\ 0,60-0,70\\ 0,70-0,90\\ 0,80-0,90 \end{array}$	0,40 1,1	0,443 – 2,190	0,41,0	0,35 – 2,500
Периодичность съемки, сутки	3	По запросу	По запросу	По запро- су	5		

Основные источники исходных данных

Семантическое описание элементов ландшафта предусматривает описание значащих признаков объектов с такой детальностью, которая будет в дальнейшем использоваться при идентификации или оцениваться в ходе автоматизированной обработки материалов съемки. Например, при идентификации элементов лесной растительности, подвергшейся пожару, семантическое описание включает: вид леса (хвойный, лиственный, смешанный); возраст (молодой, средний, зрелый); густоту деревьев (редколесье, средний лес, густой лес); последствия выгорания (малое, частичное, среднее, высокое, полное). На основе анализа содержания банка исходных данных формируются признаки для дальнейшей автоматизированной обработки материалов съемки.

Оптимальный уровень детальности представления данных в банке устанавливается исходя из анализа технических характеристик съемочной аппаратуры с учетом размеров и характера рассматриваемой территории.

Результаты

В качестве примера формирования и применения сведений, хранящихся в банке исходных данных, рассмотрим результаты обработки материалов мультиспектральной космической съемки, полученной с помощью космического аппарата Sentinel-2 Европейского космического агентства [13]. На рис. 2 приведена территория лесного пожара.



Рис. 2. Территория лесного пожара: *а* – фрагмент материалов съемки от 1 июня 2019 г. «до пожара»; *б* – материалы съемки от 2 июня 2020 г. «после пожара»

В табл. 2 приведен фрагмент исходных данных для формирования обучающей выборки. Каждая запись таблицы представляет собой результаты измерений КСЯ в каждом из двенадцати спектральных каналов съемочной аппаратуры космического аппарата Sentinel-2 для соответствующих пикселей изображения. Метка класса, приведенная в правом столбце табл. 2, характеризует соответствующее семантическое описание объекта. Измерениям в пределах контура гари присвоена метка класса «1». Метки класса «2» и «3» присвоены участкам местности с типом лесной растительности 1 и 2 соответственно. Общее количество записей (пикселей изображения) в таблицах – 102 (по 34 записи для каждого класса).

Предварительно на основе рассматриваемых методов машинного обучения в автоматизированном режиме проведено оценивание последствий лесного пожара. Были определены следующие показатели: площадь гари и вид сгоревшего растительного сообщества. Для оценивания точности определения показателей проведены наземные обследования и сформирована контрольная выборка.

Таблица 2

Nº		Метка						
изм.	1	2	3		11	12	класса	
1	0,136	0,131	0,120		0,110	0,104	1	
2	0,136	0,142	0,123		0,076	0,065	3	
3	0,128	0,122	0,106		0,125	0,113	1	
····								
100	0,140	0,110	0,122		0,081	0,066	3	
101	0,140	0,132	0,129		0,092	0,075	3	
102	0,125	0,118	0,099		0,087	0,075	2	

Исходные данные для формирования обучающей выборки

В табл. 3 представлены результаты идентификации с помощью традиционных методов машинного обучения [11, 12], а также их ансамблем (Ensemble).

Таблица 3

т суультаты идентификации										
№ ИЗМ.	Метка класса	Методы идентификации								
		PPN	SVM	Tree	LR	Forest	KNN	Ensembl e		
1	1	1	1	1	1	1	1	1		
2	3	3	3	3	3	3	3	3		
3	1	1	1	1	1	1	1	1		
	· _ · _ · _ · _ · _ · _ · _ · _ ·									
10 0	3	3	3	3	3	3	3	3		
10 1	3	3	3	3	3	3	3	3		
10 2	2	2	2	2	2	2	2	2		
Т	очность	1,0	1,0	0,97	1,0	0,98	0,98	1,0		

Результаты идентификации

Методы идентификации обозначены в табл. 3 следующим образом: метод на основе персептрона обозначен *PPN*, опорных векторов – *SVM*, «деревья решений» – *Tree*, логистическая регрессия – *LR*, «случайный лес» - *Forest*, *k*-ближайших соседей – *KNN*. Ансамбль реализован в виде мажоритарного голосования перечисленных выше методов. Метрика, обозначенная «Точность», является вероятностью правильной идентификации, т. е. соответствует отношению числа правильно классифицированных тестовых измерений к общему числу измерений.

Значение метрики «Точность» для ряда методов оказалось равным 1,0, что обусловлено скорее недостаточно большим объемом исходных данных (измерений), чем качеством метода классификации. Для более точных оценок необходимо увеличить объем исходных данных.

Обсуждение полученных результатов

Основным итогом формирования и практического применения сведений, хранящихся в банке исходных данных, является организация автоматизированной обработки материалов мультиспектральной аэрокосмической съемки и валидации результатов выполненных работ. Принимая во внимание, что в России в настоящее время формируется система непрерывной космической съемки территории, автоматизация идентификации и оценивания состояния элементов ландшафта является актуальной практической задачей. Предложенная в работе методика не предполагает больших финансовых затрат на приобретение дополнительных технических средств получения исходных данных и разработку сложного программного обеспечения.

Если рассматривать тематическую обработку материалов съемки в качестве автоматизированного непрерывного процесса получения объективных данных для обоснованного принятия текущих управленческих решений, то формирование перечня приоритетных объектов контроля – элементов ландшафта и их семантическое описание не будет вызывать затруднений.

Важно, что в качестве источников исходных данных могут использоваться технические средства наземного, авиационного и космического базирования. Каждое техническое средство обладает достоинствами и недостатками. Их комплексное применение и систематическое наполнение банка данных результатами измерений от всех технических средств будет способствовать повышению качества решения целевой задачи.

Заключение

Представленная методика формирования банка исходных данных предусматривает реализацию непрерывного процесса сбора и обработки материалов мультиспектральной аэрокосмической съемки и предполагает систематическое выполнение задач в виде последовательности согласованных операций.

Банк данных обеспечит решение следующих основных задач: формирование спектрально-яркостных признаков для автоматизированной идентификации элементов ландшафта и оценивания их характеристик.

Основные результаты работ в виде фрагментов цифровых карт, составленных с привлечением интеллектуальных технологий, обеспечат решение актуальных задач социально-экономического развития.

Литература

1. Чапурский Л. И. Отражательные свойства природных объектов в диапазоне 400 – 2500 нм. Минобороны 1986. – С. 87.
2. Шовенгердт Р. А. Дистанционное зондирование. Методы и модели обработки изображений // Техносфера. – 2010. – С. 560.

3. Airborne remote sensing. Theory and practice in assessment of terrestrial ecosystems. Semek F. et al Global Change Research Centre, 2014, 159 pages.

4. Olga Brovkina, Marko Stojanović, Slobodan Milanović, Iscander Latypov, Nenad Marković & Emil Cienciala Monitoring of post-fire forest scars in Serbia based on satellite Sentinel-2 data [GEOMATICS, NATURAL HAZARDS AND RISK] 2020, V 11, NO. 01, 2315 – 2339 https://doi.org/10.1080/19475705.2020.1836037

5. Anushree Badola, Santosh K. Panda, Dar A. Roberts, Christine F. Waigl, Uma S. Bhatt, Christopher W. Smith and Randi R. Jandt Hyperspectral Data Simulation (Sentinel-2 to AVIRIS-NG) for Improved Wildfire Fuel Mapping, Boreal Alaska [Remote Sens]. 2021, V 13, 1693. https://doi.org/10.3390/rs13091693.

6. Kourosh Ahmadi, Bahareh Kalantar, Vahideh Saeidi, Elaheh K. G. Harandi, Saeid Janizadeh and Naonori Ueda Comparison of Machine Learning Methods for Mapping the Stand Characteristics of Temperate Forests Using Multi-Spectral Sentinel-2 Data [Remote Sens]. 2020, V 12(18), 3019; https://doi.org/10.3390/rs12183019.

7. Mochalov V., Grigorieva O., Zhukov D., Markov A., Saidov A.: Remote Sensing Image Processing Based on Modified Fuzzy Algorithm / Proceedings of the 9th Computer Science On-line Conference, Vol.2 Springer Nature Switzerland AG 2020 R. Silhavy (Ed.): CSOC 2020, AISC 1225, pp. 563 – 572, 2020.

8. Мочалов В. Ф. Оценивание состояния растительности на основе аппарата нечеткой логики // Информатизация и связь. 2020. № 5. – С. 169 – 174. DOI: 10.34219/2078-8320-2020-11-5-169-174.

9. Стрыков А. И., Морозов Н. П., Патент RU 2 693 880 С1, от 07.11.2018, АО «Российские космические системы».

10. https://www.gistoolkit.com/download/prezents/geodbse.pdf.

11. Рашка С. Руthon и машинное обучение, пер. с англ. А. В. Логунова. – М.: ДМК Пресс, 2017. – С. 418: ил.

12. Aurélien Géron. Hands-On Machine Learning with Scikit-Learn, Keras, and TensorFlow.Copyright © 2019 Kiwisoft S.A.S. 854 P.

13. Sentinel-2 User Handbook ESA Standard Document Date 2015.

ИНФОРМАЦИОННО-АНАЛИТИЧЕСКАЯ СИСТЕМА ИКИ РАН «ГЕЛИОГЕОФИЗИКА» (ИАС ИКИ ГГФ)

О. В. Никифоров, А. К. Кузьмин, А. М. Мерзлый, А. Т. Янаков, Р. Ю. Лукьянова, А. А. Петрукович, И. А. Уваров, А. С. Старилов (ИКИ РАН, г. Москва)

Ключевые слова: информационно-аналитическая система, гелиогеофизика, ионосфера, полярная зона, магнитосфера, распознавание, классификация, кластеризация, ГИС, базы данных ДЗЗ, эмпирические модели, расчетные модели, гелиогеофизические данные, образовательная деятельность.

Целью создания ИАС ИКИ ГГФ является развитие цифровых сервисов для организации доступа и интеллектуального анализа постоянно пополняющейся коллекции данных и моделей для изучения ионосферы, магнитосферы и их взаимодействия с солнечным ветром, в первую очередь, в полярной зоне. Сюда также включается разработка и внедрение методов распознавания, классификации, кластеризации и интеграция с ГИС и базами данных, охватывающими широкий круг релевантных продуктов дистанционного зондирования Земли.

Назначение системы:

 – решение научных и прикладных задач на основе эмпирических и расчетных моделей (электронной концентрации в ионосфере, распространения радиоволн, динамики аврорального овала и др.);

 обеспечение исследователей гелиогеофизическими данными, полученными с наземных станций, орбит КА, зондирующих ракет, БПЛА, и др.;

 универсальный стенд для тестирования и использования моделей ионосферы;

 сопровождение анализа экспериментальных данных и подбор эффективных моделей;

 использование в образовательной деятельности, а также для популяризации науки.

В рамках функционирования ИАС «Гелиогеофизика» решаются такие задачи, как:

 автоматизированный сбор гелиогеофизической и связанной сопутствующей информации, имеющей разнородные форматы, структуры и источники;

- формирование многоуровневой базы данных (БД);

 – аналитическая обработка информации, подбор алгоритмов, внедрение методов машинного обучения;

 автоматизированная передача обработанной гелиогеофизической информации по запросу потребителя.

Сервера работают под управлением операционной системы Ubuntu server, дистрибутив Linux, основанный на Debian GNU/Linux (в настоящее время активно развивается и поддерживается свободным сообществом, оперативная система Free Software Foundation, что является аналогом GNU GPL). APM работают под управлением операционной системы Linux Mint (дистрибутив Linux, развиваемый сообществом бесплатный дистрибутив Linux, основанный на Ubuntu и Debian, активно развивается и поддерживается свободным сообществом и поставляется в комплекте с обширным набором приложений с открытым исходным кодом, операционная система со свободной лицензией GNU GPL).

В основе системы лежат пополняемые архивы данных наземной сети магнитометров, риометров, ИВЗ и ИНЗ (вертикальное и наклонное зондирование ионосферы), спутников серии DMSP и их перспективных аналогов, показателей наблюдения солнечного ветра по данным NOAA, метеорологических данных NCEP, данных дистанционного зондирования Земли.

В настоящее время в ИАС ИКИ ГГФ доступны следующие виды данных. Спутниковые данные:

– DMSP-18 (Defense Meteorological Satellite Program, Спутники создавались по заказу Министерства Обороны США компанией «Lockheed Martin Space Systems» на базе платформы «Tiros-N Bus»). Данные по параметрам потоков заряженных частиц в авроральной зоне ионосферы в видимом и ВУФ диапазонах спектра: 121,6 нм, 130,4 нм, 135,6 нм, LBH S, LBH L, данные доступны с 01.01.01 по настоящее время, с сайта HACA);

– DSCOVR (США, ориентированный на солнце спутник со стабилизацией по 3-м осям в точке Лагранжа L1, которая располагается на расстоянии 1,5 миллионов километров от Земли). Показатели наблюдения солнечного ветра, частота обновления данных 5 минут. Данные доступны 01.01.01 – по настоящее время;

– MODIS (NOAA, спектрорадиометр среднего разрешения) является ключевым прибором на борту Terra (первоначально известной как EOS AM-1) и Aqua (первоначально известные как EOS PM-1) спутники), данные ДЗЗ, сопутствующие исследованиям;

– AVHRR (NOAA, https://www.ncei.noaa.gov/data/avhrr-land-surfacereflectance/access/, Усовершенствованный радиометр с очень высоким разрешением – это космический датчик, который измеряет отражательную способность Земли в пяти спектральных полосах, которые относительно широки по современным стандартам), данные ДЗЗ, сопутствующие исследованиям.

Наземные данные:

– OMNI (Центр данных космической физики HACA (SPDF) – База данных (Paths to Magnetic field, Plasma, Energetic particle data relevant to heliospheric studies and resident at Goddard's Space Physics Data Facility), (с высоким разрешением (1 мин., 5 мин.): данные о магнитном поле, солнечном ветре и плазме в Bow Shock Nose (BSN), а также индексы геомагнитной активности и 5-минутные энергетические потоки протонов). Данные доступны с 1 января 1981 до 31 декабря 2020 г. (пополняются);



Рис. 1. Информационно-аналитическая система ИКИ РАН «Гелиогеофизика» (ИАС ИКИ ГГФ). Структурная схема



Рис. 2. DMSP-18 SSUSI data for 135.6 nm and All-Sky of the camera in Zhigansk, Russia, 07/01/2015, 10:00 UTC



Рис. 3. DMSP-18 SSUSI data for 135.6 nm and All-Sky of the camera in Apatity, Russia, 23/02/2015, 17:20 UTC



Рис. 4. AMPERE radial currents and all-sky cameras, 23/02/2015, 17:20 UTC

– AMPERE (JHU/APL (Laurel, MD), эксперимент с реакцией активной магнитосферы и планетной электродинамики). Продольные токи, магнитные вариации (в процессе добавления).

– FLUX10.7 (Канадское космическое агентство) – База данных (Радиопоток Солнца на частоте 10,7 см (2800 МГц)). Данные доступны с 1 января 1999 г. по настоящее время;

 – Intermagnet Глобальная наземная сеть обсерваторий, контролирующих магнитное поле Земли. Минутные вариации, в процессе добавления (second, definitive, provisional, quasi-definitive). Данные доступны с 1 января 1991 г. по настоящее время;

 NCEP (NOAA – http://www.ncep.noaa.gov/, Национальные центры экологического прогнозирования). База данных. Фактические и прогнозные метеорологические данные;

– All-sky камеры – Полярный геофизический институт (станция Апатиты, Ловозеро, Баренцбург), All-sky камеры и Интерферометр Фабри-Перо Института космофизических исследований и аэрономии им. Ю. Г. Шафера СО РАН (станции Маймага, Жиганск, Тикси), и перспективные автоматические станции All-sky (в различных полярных долготных секторах России),

Российский сегмент когерентных радаров декаметрового диапазона (http://sdrus.iszf.irk.ru/).

Отдельное направление в системе занимает работа по добавлению моделей ионосферы.

1. В системе реализовано прогнозирование границ аврорального овала: оценивается геомагнитная широта полярной и экваториальной границ аврорального овала, а также экваториальная граница диффузной зоны на ближайший час, учитывая распространение контролирующего процесс солнечного ветра от точки L1 до Земли. Оценки границ выполняются на основе модели Старкова (1994), которая в качестве входного параметра использует геомагнитный индекс авроральной электроструи AL. Оценка индекса AL производится на основе часовых усредненных данных солнечного ветра и межпланетного магнитного поля, измеряемых спутником DSCOVR в реальном времени (Petrukovich, 2006). Прогноз дается на период 2 часа, и обновляется каждый час.



Рис. 5. Feldstein auroral oval model, cloud cover and DMSP-18 SSUSI 135.6 nm, 1/1/2018, 00.00 UTC

2. Также реализована и тестируется Модель границ аврорального овала OVATION Prime, особенностями этой модели являются отсутствие необходимости использования Кр-индекса, а также возможность создания прогнозов по отдельным составляющим авроральных явлений: двух типов рассеянного сияния (хаотическое движение электронов и ионов) и двух типов дискретного сияния (моноэнергетические пики и «broadband» ускорение).

3. Модель крупномасштабных ионосферных неоднородности в высокоширотной области *F* при различных условиях солнечного ветра и зенитного угла.

Численная модель предназначена для оперативного расчета 3D-распределения электронной концентрации (Ne) в диапазоне высот 120 – 600 км в области выше 50° геомагнитной широты в зависимости от параметров солнечного ветра, уровня геомагнитной активности и ионизации солнечным коротковолновым излучением (Uvarov and Lukianova, 2015; Lukianova et al., 2017). Модель состоит из двух взаимосвязанных блоков. Первый блок – конвективный, в нем рассчитываются траектории конвекции плазменных трубок под действием электрического поля магнитосферного происхождения, которое контролируются солнечным ветром, и электрического поля коротации. Второй блок – собственно ионосферный, в котором интегрируются уравнения, описывающие вертикальное распределение плазмы в конвектирующей плазменной трубке. Учитываются обобщенный молекулярный ион M+ и ион кислорода O+. Входными данными являются значения Bz и By ММП, скорость солнечного ветра, день года и универсальное время, индексы солнечной (F10,7) и геомагнитной активности (Kp). Выходные данные организованы в виде массива вертикальных профилей *Ne* и 2 *D*-карты распределения максимума *Ne* (*NmF2*). Выходные данные выдаются в виде числовых файлов, а также визуализируются на экране. Эффективный численный алгоритм требует минимальных вычислительных ресурсов. Модель адекватно воспроизводит основные крупномасштабные неоднородности полярной ионосферы.



Рис. 6. Распределение NmF2 (10⁵ см³) в геомагнитных координатах для времени UT=5 (слева) и UT=17 часов (справа), дней года 180 (а) и 360 (б)

Другие входные параметры: ММП Bz = By = 0 нТл, Vsw = 350 км/с, Kp = 0, F10.7 = 150 sfu.

Кроме того, продолжается работа по развитию пользовательского интерфейса для упрощения использования и расширения возможностей индивидуальной настройки.

Литература

1. Machol, J. L., J. C. Green, R. J. Redmon, R. A. Viereck, and P. T. Newell (2012), Evaluation of OVATION Prime as a forecast model for visible aurorae, Space Weather, 10, S03005, doi:10.1029/2011SW000746.

2. Newell, P. T., T. Sotirelis, and S. Wing (2009), Diffuse, monoenergetic, and broadband aurora: The global precipitation budget, J. Geophys. Res., 114, A09207, doi:10.1029/2009JA014326.

3. Старков Г. В. Математическое описание границ аврорального свечения (1994), Геомагнетизм и аэрономия.

4. Petrukovich A. A. (2006), Solar wind density effect on the night-side geomagnetic activity (AL index), Journal of Atmospheric and Solar-Terrestrial Physics 68, 1843 – 1849.

5. Толпин В. А., Балашов И. В., Ефремов В. Ю., Лупян Е. А., Прошин А. А., Уваров И. А., Флитман Е. В. Создание интерфейсов для работы с данными современных систем дистанционного мониторинга (система GEOSMIS) // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. – 2011. – Т. 8. – № 3. – С. 93 – 108.

6. Дашкевич Ж.В., Фотометрия и моделирование излучений полярных сияний. Диссертация кандидата физико-математических. наук, 2005.

7. Иванов В. Е., Козелов Б. В. Прохождение электронных и протонно-водородных пучков в атмосфере земли // Апатиты. Изд. КНЦ РАН. – 2001. – 260 с.

8. Баньщикова М. А., Чувашов И. Н., Кузьмин А. К., Прикладная программная система «Вектор-М» для расчета сопутствующей геофизической и астрономической информации для пространства наблюдений в эксперименте «Авровизор-ВИС/МП на КА Метеор-МП» // Известия вузов. Физика. – 2012. – № 10/2. – С. 106 – 111.

9. Баньщикова М. А., Чувашов И. Н., Кузьмин А. К., Предварительные результаты расчета сопутствующей геофизической и астрономической информации для эксперимента с прибором «Авровизор-ВИС/МП» на перспективном КА Метеор-МП // Известия вузов. Физика. – 2013. – № 10/2. – С. 174.

10. Uvarov V.M., Lukianova R.Yu. Numerical modeling of the polar F region ionosphere taking into account the solar wind conditions. Adv. Space Res., 56, 2563 - 2, 574 10.1016/j.asr.2015.10.004, 2015.

11. Lukianova R., Uvarov V.M., Coisson P. High-latitude F region large-scale ionospheric irregularities under different solar wind and zenith angle conditions. Adv. Space Res., 59 (2), P. 557 – 570, doi:10.1016/j.asr.2016.10.010. 2017.

СПЕЦИФИКА ОЦЕНИВАНИЯ ИЗДЕЛИЙ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ДИСКРЕТНЫХ ИЗМЕРЕНИЙ ДИНАМИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ С МУЛЬТИПЛИКАТИВНЫМИ ПОГРЕШНОСТЯМИ

А. П. Сарычев, Ю. М. Иньков, Ю. Н. Черкасов, А. В. Рогоза (АО «Корпорация «ВНИИЭМ», г. Москва)

Аннотация. Показана возможная ошибочность принятия решения о пригодности изделия по результатам измерения его параметров допусковым методом, особенно динамических параметров при мультипликативных погрешностях. Доказана разница между результатом измерения и оценкой параметра. Предложено принимать решение о пригодности прибора по оценке параметра, которую следует вычислять рекуррентным фильтром Калмана.

Ключевые слова: результат измерения, погрешности измерения, аддитивные и мультипликативные погрешности, динамические параметры, допусковый метод, оценивание, оптимальные оценки, фильтр Калмана.

Существующая технология оценивания приборов основана на допусковом методе контроля и состоит в следующем. Производят одно измерение параметра. Если результат измерения находится в допуске, то прибор признается годным для использования по целевому назначению. Отсюда следует, что один единственный результат измерения принимают за оценку параметра. Погрешности измерений вообще не учитывают. Но любой результат измерения содержит большое число погрешностей, и потому оценка параметра, как наиболее вероятное его значение, и результат измерения параметра совсем не одно и то же. Поэтому принимать решение о пригодности прибора по назначению по результату единственного измерения, а не по оценке, опасно. Так делать нельзя, особенно для динамических параметров при мультипликативных погрешностях, оно может быть ошибочным.

Цель данной работы – предложить метод и алгоритм обработки результатов измерения динамических параметров, дающий более высокую точность оценок параметров приборов при меньшем субъективизме принятия решения.

Следует различать действительное значение, измерение, результат измерения, оценивание параметра, его оценку и погрешность измерения.

Действительное значение – физическая величина, характеризующая количественно свойство прибора. Измерение – экспериментальное (эмпирическое) получение результата измерения параметра в данный момент времени. Результат измерения – зарегистрированное измерителем значение параметра после его измерения, это действительное значение плюс погрешность измерения. Оценивание параметра – процесс вычисления оценки параметра с помощью какого-либо алгоритма, а оценка – число, полученное в результате этого процесса. Оценка – наиболее близкое (наиболее вероятное) к действительному значению параметра с наименьшей погрешностью, полученное в результате оценивания, поэтому оценка всегда является статистической ха-

рактеристикой параметра и должна обладать свойствами [1] несмещенности, состоятельности и эффективности. В свою очередь, оценка всегда является случайной величиной и может быть получена только при репрезентативной (представительной) выборке. Следовательно, единственный результат измерения не может быть оценкой. Погрешность измерения – отклонение результата измерения от действительного значения измеряемого параметра. Модель образования погрешности в результатах измерения представлена на рис. 1.





Число видов погрешностей очень большое [2] (рис. 2, 3) и присутствуют в результате измерения они все одновременно. Рассмотрим только аддитивные, мультипликативные и грубые (выбросы) погрешности.



Рис. 2. Погрешность измерения и ее составляющие



Рис. 3. Инструментальная погрешность и ее составляющие

Аддитивная погрешность (рис. 4) остается в среднем постоянной при изменении параметра. Мультипликативная погрешность (рис. 5) возрастает с изменением измеряемого параметра, т. е. является изменяющейся, поэтому она наиболее трудно определяемая погрешность.



Закон изменения (модель) мультипликативной погрешности, как правило, неизвестен и его приходится определять по результатам измерений, т. е. решать задачу идентификации. Модель мультипликативной погрешности может быть и нелинейной, а для динамических параметров трудно определяемой. Закон изменения мультипликативной погрешности всякий раз меняется. Динамическим называется параметр, значение которого изменяется от времени или при изменении другого параметра, от которого он зависит.

Наиболее опасными («вредными») среди погрешностей измерений являются выбросы. Под выбросом или промахом в статистике понимают результат измерения, выделяющийся из общей выборки. Различают, так называемые, связанные и несвязанные выбросы. Связанные выбросы – те результаты измерений, значения которых в ту же сторону, что и изменение (возрастание или уменьшение) совокупности результатов измерений (рис. 6), несвязанные

выбросы – те, значения которых в противоположную сторону от изменения совокупности измерений (рис. 7).



Определить, что данное измерение является выбросом (промахом, грубой ошибкой) можно только при достаточном числе измерений. При единичном измерении установить, что результат измерения есть выброс, естественно, невозможно. Именно поэтому нельзя по одному единственному результату измерения принимать решение о пригодности прибора по назначению, особенно допусковым методом, как это делается на практике.

Модель оценивания состояния прибора по допусковому методу контроля приведена на рис. 8.

Поскольку множество статистических методов «буксуют» на выборках с выбросами, выбросы приходится обнаруживать и исключать из выборки.



Рис. 8. Модель существующего метода оценки состояния прибора

Предлагается следующий критерий отбраковки выбросов, который на практике хорошо себя оправдал. Часть связанных выбросов необходимо учитывать при обработке результатов измерений при интерполяции. Для этого надо сначала обработать совокупность измерений без выбросов и вычислить критерий 3σ . Если величина выброса меньше или равна $2(3\sigma)$, то выброс необходимо включить в обработку и повторно пересчитать критерий 3σ . Для этого величину выброса следует принять равной 3σ и получить новое значение критерия (3σ). Если величина выброса больше 3σ , то связанный выброс следует отбросить. Несвязанные выбросы и выбросы для статических параметров не учитывают.

Предлагается выносить решение о пригодности прибора по назначению не по результату измерения, тем более одного единственного, а по оценке параметра с учетом оценок погрешностей.

Будем рассматривать результаты измерения параметра как дискретный случайный процесс. Оценка тоже является случайной величиной. Поэтому, для объективного оценивания параметра необходимо знать еще и статистические характеристики погрешностей измерения. Это исключительно важно для динамических параметров при мультипликативных погрешностях.

Существуют разные методы обработки дискретных измерений (дискретных случайных процессов) на фоне случайных помех – Байесовские оценки, оценки максимального правдоподобия, оценки по методу наименьших квадратов и др. В этих методах все результаты измерений обрабатываются одновременно. Поэтому для этих методов необходимо получить всю выборку результатов измерений.

Но есть испытания, которые нельзя повторять, а надо получать оценку динамического параметра в темпе поступления дискретных результатов измерений. Это механические испытания, при которых повторные испытания, например ударными нагрузками, могут привести к безвозвратному повреждению изделия.

Для получения оценки параметров в темпе поступления результатов дискретных измерений предлагается использовать математический фильтр Калмана. Если получать оценку по мере поступления измерений, то может быть получена значительная экономия объема вычислений и оценка получается точечной, что нам и нужно. Для дискретных систем фильтр Калмана – это многомерная система векторно-матричных разностных уравнений. Достоинство фильтра Калмана в стабильности ошибки оценивания при увеличении интервала между измерениями, он оперирует с априорной и апостериорной плотностями вероятности и поэтому оптимальная оценка (наиболее вероятное значение параметра с минимальной дисперсией ошибки) ортогональна вектору ошибки оценивания. Следовательно, скалярное произведение векторов оценки и ошибки равно нулю. Тогда входной шум (или шум прибора) w(k) и шум измерения v(j) можно принять белыми и некоррелированными [3], т. е.

$$cov \{w(k), v(j)\} = 0, для всех k и j,$$
 (1)

где *k* и *j* – моменты времени измерения.

Рекуррентный фильтр Калмана выглядит следующим образом [4]: Задана модель измеряемого параметра *x*(*j*+1)

$$x(j+1) = \Phi(j+1, j)x(j) + \Gamma(j)w(j).$$
 (2)

Задана модель измерений параметра

$$z(j) = H(j)x(j) + v(j),$$
 (3)

где z(j) – результат измерения параметра x в момент времени, j – векторный случайный параметр, v(j) – шум измерения.

Алгоритм фильтрации, т. е. получения оценки неизвестного параметра x(j) в момент получения измерения z(j), следующий

$$\hat{\mathbf{x}}(j) = \Phi(j, j-1)\hat{\mathbf{x}}(j-1) + K(j) [z(j) - H(j)\Phi(j, j-1)\hat{\mathbf{x}}(j-1)], \quad (4)$$

где $[z(j)-H(j)\Phi(j,j-1)\hat{x}(j|j-1)]$ -обновляющий процесс.

К(j+1,j) – коэффициент усиления, который вычисляют по формуле

$$K(j) = V_{\tilde{x}}(j, j-1)H^{T}(j)[H(j)V_{\tilde{x}}(j, j-1)H^{T}(j)V_{v}(j)]^{-1}.$$
 (5)

Априорная дисперсия

$$V_{\tilde{x}}(j+1,j) = \Phi(j+1,j)V_{\tilde{x}}(j)\Phi^{T}(j+1,j) + \Gamma(j)V_{w}(j)\Gamma^{T}(j).$$
(6)

Апостериорная дисперсия

$$V_{\tilde{x}}(j) = \left[I - K(j)H(j)\right]V_{\tilde{x}}(j, j-1).$$
⁽⁷⁾

Здесь Ф, Г, Н, К – операторы, каждый из них со своей функцией,

 $\Phi(j,j-1)$ – переходная матрица системы, она переводит известный параметр *x* из состояния в момент *j*-1 в состояние в момент *j*,

 $\Gamma(j)$ – матрица преобразования входного шума w(j),

H(j) – модуляционная матрица, преобразующая вектор состояния объекта x(j) в момент измерения *j* в результат измерения z(j),

К(*j*) – коэффициент усиления обновляющего процесса,

 $V_{\tilde{x}}(j)$ – дисперсия ошибки фильтрации,

x(j) – вектор состояния объекта – векторный случайный параметр, который необходимо оценить,

w(*j*) – вектор шума объекта в момент измерения – случайный процесс. Весовая функция обновляющего процесса в момент измерения

$$\left[z(j) - H(j)\Phi(j, j-1)\hat{x}(j-1)\right].$$
(8)

Выводы

1. Выявлено, что существующая практика принятия решения о пригодности прибора по назначению по одному результату измерения параметра, а не по его оценке, с использованием допускового метода, субъективна и может привести к ошибочному решению.

2. Доказано, что результаты измерения параметров содержат большое число погрешностей, и поэтому они не могут быть оценками параметров.

3. Особенно опасно использовать результаты измерения как оценку параметра для динамических параметров при мультипликативных погрешностях.

4. Предложено принимать решение о пригодности прибора по назначению не по результатам измерения параметров, а по оптимальным оценкам (по оценкам с минимальной дисперсией).

5. Предложено получать оптимальные оценки параметров путем математической фильтрации результатов их измерения рекуррентным фильтром Калмана.

Литература

1. Лагутин М. Б. Наглядная математическая статистика: Учебное пособие / М.Б. Лагутин. – 2-е изд., испр. – М.:БИНОМ, Лаборатория знаний, 2012. – 472 с.

2. Андерсен Т. Статистический анализ временных рядов: пер. с англ. – М.: Изд-во «Мир», 1976. – 756 с.

3. Черкасов Ю. Н. Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук. – М.: Министерство обороны СССР, 1987. – 202 с.

4. Сейдж Э., Мелс Дж. Теория оценивания и ее применение в связи и управлении. Пер. с англ. под ред. проф. Б. Р. Левина. – М.: Связь, 1976. – 496 с.

РАЗРАБОТКА АППАРАТНО-ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА ПРИЕМА ДАННЫХ СО СВЕРХВЫСОКОЙ СКОРОСТЬЮ ПЕРЕДАЧИ (UHRIT) С КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА GEO-KOMPSAT-2A

А. А. Киселев, И. С. Захаров, Р. Н. Витохин

(Дальневосточный центр ФГБУ «НИЦ «Планета»)

Аннотация. Представлены результаты разработки в Дальневосточном центре НИЦ «Планета» аппаратно-программного комплекса приема данных со сверхвысокой скоростью передачи (UHRIT) с геостационарного космического аппарата GEO-KOMPSAT-2A Корейского метеорологического агентства. Приведены основные характеристики аппарата, параметры передачи информации, структура приемного комплекса, принципы декодирования информации. В ходе работы были исследованы возможность приема сигнала КА GEO-KOMPSAT-2A на существующие антенные комплексы, способы и методы демодуляции и обработки сигнала стандарта DVB-S2, используемого для передачи данных в формате UHRIT. Разработаны алгоритмы для выделения пакетов формата CCSDS из транспортного потока и их обработки с целью формирования информационных файлов. Получение информации на собственные приемные комплексы позволило повысить оперативность предоставления потока данных для тематической обработки и обеспечило независимость от работоспособности каналов доступа к сети Интернет и FTP-сервера Корейской Метеорологической Администрации.

Ключевые слова: CCSDS, DVB-S, DVB-S2, GEO-KOMPSAT-2A, GK-2A, UHRIT, демодулятор, геостационарный, Корейская Метеорологическая Администрация, приемный комплекс.

Введение

Данные космического аппарата GEO-KOMPSAT-2A (GK-2A) Корейской Метеорологической Администрации (КМА) крайне важны для потребителей спутниковой информационной продукции в районах Восточной Сибири, поскольку мониторинг этих территорий по данным других геостационарных КА осуществляется под большими углами наблюдения, что сказывается на качестве получаемых тематических продуктов. Наличие 16 спектральных каналов (4 видимых и 12 инфракрасных) с пространственным разрешением от 0,5 до 2 км, а также высокая периодичность наблюдения (каждые 10 минут) позволяют получать большой перечень тематической продукции, используемой не только в организациях Росгидромета, но и подразделениях МЧС, предъявляющих особые требования к оперативности получения спутниковой продукции. В настоящее время данные GK-2A поступают по наземным каналам связи с интернет-сервера КМА, что в ряде случаев может приводить к ощутимым задержкам формирования тематической продукции и потере ее актуальности. В целях повышения оперативности и надежности получения спутниковых данных в Дальневосточном центре НИЦ «Планета» был разработан и внедрен аппаратно-программный комплекс приема данных со сверхвысокой скоростью передачи (UHRIT) непосредственно с космического аппарата GK-2A.

1. Характеристики космического аппарата

Космический аппарат GEO-KOMPSAT-2A запущен в декабре 2018 года и расположен на геостационарной орбите в точке стояния $128,2^{\circ}$ в. д. GK-2A осуществляет мультиспектральную съемку полного земного диска и передачу обработанной информации в нескольких диапазонах частот: в *L*-диапазоне – с низкой и высокой скоростью передачи (международные форматы LRIT и HRIT); в *X*-диапазоне – со сверхвысокой скоростью передачи (Ultra High Rate Information Transmission, UHRIT).

Установленный на КА сенсор AMI (Advanced Meteorological Imager) имеет 16 спектральных каналов (4 – видимого диапазона (ВД) и 12 – инфракрасного диапазона, ИК) с пространственным разрешением от 0,5 до 2 км и периодом наблюдения 10 минут (полный диск) [1]. AMI значительно превышает характеристики датчика предыдущего поколения спутника COMS, который имел всего 5 спектральных каналов (1 ВД и 4 ИК) и пространственное разрешение от 1 до 4 км.

Каналы *L*-диапазона обеспечивают скорость передачи 64 кбит/с (LRIT) и 3 Мбит/с (HRIT) и не представляют особого интереса в качестве источника данных ввиду заниженного пространственного разрешения и ограниченного набора спектральных каналов.

Канал передачи данных в формате UHRIT имеет следующие характеристики:

- центральная частота: 8070 МГц (Х-диапазон);
- поляризация: левая круговая (LHCP);
- модуляция: 8PSK;
- символьная скорость: 15620 ксим/с;
- кодирование: DVB-S2, BCH + LDPC, 2/3;
- скорость передачи данных: 31,2 Мбит/с.

Передача данных с космического аппарата производится постоянно с длительностью одного цикла передачи 10 минут. В течение цикла посегментно передаются изображения всех 16-и спектральных каналов (каждое изображение состоит из 23 сегментов) и дополнительные данные (продукты уровня *L*2), содержащие HDF-файлы с цифровыми массивами данных об интенсивности осадков, температуре поверхности океана и характеристиках облачности. Структура файлов детально описана в [2].

2. Аппаратно-программная реализация

Аппаратно-программный комплекс приема данных состоит из следующих составных частей (рис. 1):

- блок приема радиосигнала Х-диапазона;
- демодулятор + СПО демодуляции;
- СПО обработки (выделения данных).



Рис. 1. Структура комплекса приема данных GK2A-UHRIT

2.1. Блок приема радиосигнала Х-диапазона

Выбор существующего антенного комплекса для приема информации GK-2*A* определяется характеристиками и энергетикой радиосигнала космического аппарата. Исходя из этого, в качестве приемника радиосигнала *X*-диапазона функционально привлечен комплекс приема информации КПИ-4, 8 в составе: антенная система THA-4,8 (диаметр антенны 4,8 м), система управления антенной СУА, комплекс управления и контроля КУК, блок преобразования частоты БПЧ. С выхода БПЧ сигнал на промежуточной частоте 1200 МГц по радиочастотному кабелю поступает на вход демодулятора.

При этом для приема сигнала GK-2A комплекс КПИ-4,8 потребовал минимальной модификации: добавлено заведение целеуказания (в формате TLE) для космического аппарата GK-2A; в файл настроек, «пресетов», для оборудования приемной стойки добавлена запись с параметрами (частота, поляризация сигнала) KA; выход радиосигнала организован с неиспользуемого «контрольного» выхода БПЧ через разделительный конденсатор.

Привлекаемый комплекс КПИ-4,8 обеспечивает запас по мощности сигнала 7...8 дБ. Так, при ручном внесении ошибки наведения антенны уровень сигнала на демодуляторе опускался ниже 8 дБ, при этом обеспечивался уверенный прием сигнала и выделение целевой информации.

2.2. Демодулятор

Поскольку кодирование информации в канале осуществляется по стандарту DVB-S2, применяемому для передачи сигналов цифрового спутникового телевидения, для демодуляции сигнала используется выделенная рабочая станция с установленной платой захвата сигнала DVB-S2 TBS6903 [3]. Данная плата производит всю аппаратную обработку сигнала, предоставляя в цифровом виде так называемый транспортный поток (generic stream), содержащий транспортные кадры DVB-S2 (BBFRAME). Могут использоваться и другие платы захвата сигнала с аналогичными характеристиками. Необходимое условие при выборе модели платы захвата – наличие функции выдачи транспортного потока (generic stream) чипсетом платы. Доступ к потоку кадров BBFRAME осуществляется с помощью StreamReader.dll – свободно распространяемой библиотеки для работы с картами захвата сигнала DVB-S [4].

🖳 UHRIT Streamer		
Image: WHRIT Streamer TBS 6903 DVBS/S2 Tuner 0 ▼ Start Stop 22:58:50: Looking for DVB tuners 22:58:50: Found DVB tuner TBS 6903 DVBS/S2 Tuner 0 22:58:50: Found DVB tuner TBS 6903 DVBS/S2 Tuner 1 22:58:53: StetChannel OK 22:58:53: Socket connected 192.168.4.50:57695 -> 192.168.4.61:20552 22:58:53: BBFilter(0) OK	Signal Strength BER Now receiving FD ANT Write to File	LOCK 16.2 dB 0 HDF IDLE

Рис. 2. Главное окно приложения UHRIT_Streamer

Для выделения из транспортного потока (generic stream) пакетов международного стандарта CCSDS, содержащих информацию UHRIT, было написано (на языке C#) специальное программное обеспечение (СПО) демодуляции «UHRIT_Streamer» (рис. 2). Данное СПО производит поиск и выделение блоков CCSDS CADU размером 2048 байт из кадров BBFRAME, выделенных из транспортного потока. Обнаружение CADU ведется по синхромаркерам (0×1ACFFC1D). Выделенные блоки CADU передаются по локальной сети (UDP-поток) на станцию обработки.

2.3. Выделение данных

Выделение метеорологических данных производится на рабочей станции, на которой выполняется СПО обработки UHRIT «UHRIT Processor» (рис. 3), созданное с использованием задела СПО обработки LRIT/HRIT этого же КА на основе свободно распространяемого пакета **xrit-rx**, написанного на языке Python [5]. В целях повышения быстродействия и обработки данных в темпе приема, СПО было переписано на языке С#. Для работы с изображениями в формате JPEG2000 используется пакет Magick.NET.

	xRIT Pro	cessor			· · · · · · · · · · · · · · · · · · ·	- 0	×
2020	9-10-0	6 09:00	:51.48	74 INF	0 [PRODUCT] FD #137 WV073 (23) 22:57:36 UTC 2020.10.05		^
2026	9-10-0	6 09:00	:51.49	94 INF	0 [PRODUCT] FD #137 WV063 (23) 22:57:36 UTC 2020.10.05		
2020	0-10-0	6 09:00	:51.51	34 INF	0 [PRODUCT] FD #137 IR112 (23) 22:57:36 UTC 2020.10.05		
2020	9-10-0	6 09:00	:51.53	30 INF	0 [PRODUCT] FD #137 SW038 (23) 22:57:36 UTC 2020.10.05		
2026	9-10-0	6 09:00	:52.12	75 INF	0 [PRODUCT] FD #137 VI008 (22) 22:57:36 UTC 2020.10.05		
2020	9-10-0	6 09:00	:52.14	25 INF	0 [PRODUCT] FD #137 IR123 (23) 22:57:36 UIC 2020.10.05		
2020	8-10-0	6 09:00	152.40	45 INF	0 [PRODUCT] FD #137 V1004 (22) 22:57:35 01C 2020.10.05		
2020	0-10-0	6 00.00	:52.43	Z5 INF	U [PRUDUCI] FU #137 V1005 (23) 22:57:35 UIC 2020.10.05		
2020	9 10 0	6 00:00	.52.50	AE THE	U [PRUDUCI] FU #137 V1006 (23) 22:57:30 UIC 2020.10.05		
2020	3 10 0	6 00.00	.52.52	AF THE	0 [PR00001] PD #137 V1004 (23) 22.37.30 01C 2020.10.05		
2020	0-10-0	6 69.00	-52.33	34 TNE			
2020	a-10-0	6 89:88	:55.30	94 TNF	0 [PRODUCT] ED #137 V1066 (22) 22:57:36 UTC 2020 10 05		
2020	0-10-0	6 89:88	:55.37	24 INF	0 [PRODUCT] FD #137 VI066 (23) 22:57:36 UTC 2020.10.05		
2020	9-10-0	6 09:00	:55.41	94 INF	0 (VCID 63) GK-2A: IDLE		
2020	9-10-0	6 09:01	:10.73	64 INF	0 Saved Fulldisk image "D:\Share\GK-2A\UHRIT\20201005\FD\IMG FD 137 IR105 20201005 225736.jp2"		
2020	0-10-0	6 09:01	:10.95	84 INF	0 Saved Fulldisk image "D:\Share\GK-2A\UHRIT\20201005\FD\IMG FD 137 NR016 20201005 225736.jp2"		
2020	9-10-0	6 09:01	:11.40	64 INF	0 Saved Fulldisk image "D:\Share\GK-2A\UHRIT\20201005\FD\IMG_FD_137_NR013_20201005_225736.jp2"		
2026	9-10-0	6 09:01	:11.57	94 INF	0 Saved Fulldisk image "D:\Share\GK-2A\UHRIT\20201005\FD\IMG_FD_137_WV063_20201005_225736.jp2"		
2026	0-10-0	6 09:01	:11.69	94 INF	O Saved Fulldisk image "D:\Share\GK-2A\UHRIT\20201005\FD\IMG_FD_137_WV069_20201005_225736.jp2"		
2020	9-10-0	6 09:01	:12.52	14 INF	0 Saved Fulldisk image "D:\Share\GK-2A\UHRIT\20201005\FD\IMG_FD_137_WV073_20201005_225736.jp2"		
2026	9-10-6	6 09:01	:12.86	94 INF	0 Saved Fulldisk image "D:\Share\GK-2A\UHRIT\20201005\FD\IMG_FD_137_IR087_20201005_225736.jp2"		
2026	9-10-0	6 09:01	:13.01	24 INF	0 Saved Fulldisk image "D:\Share\GK-2A\UHRIT\20201005\FD\IMG_FD_137_IR096_20201005_225736.jp2"		
2020	9-10-0	6 09:01	:13.39	84 INF	O Saved Fulldisk image "D:\Share\GK-2A\UHRIT\20201005\FD\IMG_FD_137_IR133_20201005_225736.jp2"		
2026	9-10-0	6 09:01	:15.49	14 INF	0 Saved Fulldisk image "D:\Share\GK-2A\UHRIT\20201005\FD\IMG_FD_137_IR112_20201005_225736.jp2"		
2020	8-10-0	6 09:01	:15.80	104 INF	0 Saved Fulldisk image "D:\Share\GK-ZA\UHKI1\2020100S\FD\ING_FD_13/_SW038_20201005_225/30.jp2"		
2020	8-10-0	6 09:01	:21.96	34 INF	Saved Fulldisk image D:\Share\ok_2A\UHKI1/2020105\FU\ING_FD_13/_IK123_20201005_225/30.jp2		
2020	0-10-0	6 00:01	151.50	TO THE	0 Saved Fulldisk image U:\Share\ks.zA\UHRI1\2220105\FU\IRk_FU_137_V1065_22201005_225/30.Jp2		
2020	0-10-0	6 00.01	.54.50	AQ THE	0 Saved Fulldisk image D.(Share(VK-2A)(URL1)(202005)(D)(IRL_FU_13)_V1004_20201005_222/30, J)2		
2020	2-10-0	6 00.02	. 46 24	10 TNE			
2020	2-10-0	6 00.02	.46 24	DO THE			
2020	a_10_0	6 00.02	.46 34	10 THE			
2020	a-10-0	6 89:82	:54 61	69 TNF	0 [RGR] saved "D:\Share\GK-24\UHRTT\20201005\ED\TMG_ED_137_RGR_20201005_225736_ing"		
2020	0-10-0	6 09:03	:18.84	29 INF	0 [PRODUCT] SST #138 23:02:41 UTC 2020.10.05		
2020	9-10-0	6 09:03	:19.81	49 INF	O Saved Additional data file "D:\Share\GK-2A\UHRIT\20201005\SST\ADD SST 138 20201005 230241.hdf"		
2026	9-10-0	6 09:03	:19.81	49 INF	0 [VCID 63] GK-2A: IDLE		
2026	9-10-0	6 09:03	:27.84	89 INF	0 [VCID 5] GK-2A: ADDITIONAL DATA		
2026	9-10-0	6 09:03	:27.85	49 INF	0 [VCID 63] GK-2A: IDLE		
2026	9-10-0	6 09:03	:27.87	29 INF	0 [VCID 5] GK-2A: ADDITIONAL DATA		

Рис. 3. Главное окно приложения UHRIT_Processor

В ходе работы СПО формируются выходные файлы, представляющие:

 – сегменты изображений 16 спектральных каналов (IMG_FD) в формате JPEG2000, пронумерованные от 1 до 23;

 – HDF-файлы с цифровыми массивами данных об интенсивности осадков (ADD_RR), температуре поверхности океана (ADD_SST) и характеристиках облачности (ADD CTPS);

– текстовые файлы, содержащие план передачи данных и другие сведения о работе КА (ADD ANT).

При сохранении последнего (23-го) сегмента для каждого спектрального канала выполняется монтаж (создание единого изображения диска Земли). Типичный формате JPEG2000: ИК-каналы размер файла в (разрешение 2 км/пиксель, размер 5500*5500 пикселей) – 20...25 МБ, видимый диапазон (каналы VI004, VI005, VI008, разрешение 1 км/пиксель, размер 11000*11000 пикселей) – 70...130 МБ, видимый диапазон (канал VI006, разрешение 0,5 км/пиксель, размер 22000*22000 пикселей) – до 500 МБ. Также, после формирования изображений всех каналов, создается полноцветное RGB-изображение в формате JPEG на основе каналов видимого диапазона (VI004, VI005, VI008), однако этот набор может варьироваться.

Заключение

В ходе выполнения представленной работы специалистами Дальневосточного центра НИЦ «Планета» был разработан, реализован и испытан аппаратно-программный комплекс приема данных со сверхвысокой скоростью передачи (UHRIT) с космического аппарата GK-2A.

Были исследованы возможность приема сигнала КА GEO-KOMPSAT-2A на существующие антенные комплексы, способы и методы демодуляции и

обработки сигнала стандарта DVB-S2, используемого для передачи данных в формате UHRIT. Разработаны алгоритмы для выделения пакетов формата CCSDS из транспортного потока и их обработки с целью формирования информационных файлов.

В ходе испытаний комплекса были достигнуты:

– устойчивый непрерывный прием данных КА GEO-KOMPSAT-2А в формате UHRIT в *X*-диапазоне;

- выделение информационных файлов (графических и цифровых данных);

– построение канальных и полноцветных изображений всего диска Земли.

Прием информации на собственные приемные комплексы позволил повысить оперативность получения данных и обеспечить независимость от работоспособности каналов доступа к сети Интернет и FTP-сервера Корейской Метеорологической Администрации. Разработанный аппаратнопрограммный комплекс является важным инструментом для получения исходных метеорологических данных повышенного пространственного разрешения с необходимым набором спектральных каналов. В результате внедрения комплекса в оперативную работу осуществлено на качественно новом уровне обеспечение потребителей Восточной Сибири большим перечнем тематических метеорологических продуктов.

Литература

1. Introduction of the Advanced Meteorological Imager of Geo-Kompsat-2a: In-Orbit Tests and Performance Validation / Dohyeong Kim, Minju Gu, Tae-Hyeong Oh, Eun-Kyu Kim and Hye-Ji Yang // Multidisciplinary Digital Publishing Institute [сайт]. – URL: https://www.mdpi.com/2072-4292/13/7/1303/pdf (дата обращения: 10.08.2021).

2. GK2A UHRIT Mission Specification Document : Issue 1.0 May 31, 2019 / Korea Meteorological Administration [сайт]. – 2019. – URL: https://nmsc.kma.go.kr/resources/homepage/pdf/GK2A_UHRIT_Mission_Specific ation Document v1.0.pdf (дата обращения: 10.08.2021).

3. TBS6903 Professional DVB-S2 Dual Tuner PCIe Card / TBS Technologies [сайт]. – URL: https://www.tbsiptv.com/tbs6903-professional-dvb-s2-dual-tuner-pcie-card (дата обращения: 10.08.2021).

4. CrazyScan: Satellite/terrestrial/cable scan software / разработчик: CrazyCat69. – URL: https://sourceforge.net/projects/crazyscan/files/latest/download (дата обращения: 10.08.2021). – Электронная программа: электронная.

5. xrit-rx : LRIT/HRIT Downlink Processor / разработчик: sam210723. – GitHub [сайт]. – URL: https://github.com/sam210723/xrit-rx/ (дата обращения: 10.08.2021). – Электронная программа: электронная.

СИСТЕМА ИНТЕРКАЛИБРОВКИ ОТЕЧЕСТВЕННЫХ СПУТНИКОВЫХ ПРИБОРОВ ГИДРОМЕТЕОРОЛОГИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ И ВАЛИДАЦИИ ИНФОРМАЦИОННЫХ ПРОДУКТОВ

Ю. В. Киселева

(ФГБУ «НИЦ «Планета», г. Москва)

Аннотация. Дается описание системы интеркалибровки отечественных спутниковых приборов гидрометеорологического назначения и валидации информационных продуктов. Приведены результаты интеркалибровки каналов видимого и инфракрасного диапазонов спектра сканера MCV-MP, зондировщика ИКФС-2, устанавливаемых на космических аппаратах (КА) серии «Метеор-М», и видимых и инфракрасных каналов радиометра MCV-ГС, устанавливаемого на КА серии «Электро-Л», с описанием методик интеркалибровки. Представлены результаты валидации тематических продуктов по оценке температуры морской поверхности по данным MCV-MP и разработанного алгоритма определения содержания CO₂ по измерениям отечественного фурье-спектрометра ИКФС-2. Мониторинг калибровочных коэффициентов в течение всего периода эксплуатации приборов на орбите, режим работы приборов, а также результаты валидации информационной продукции ежемесячно публикуются на сайте НИЦ «Планета» http://planet.rssi.ru/calval/.

Ключевые слова: СВПН ГМ, интеркалибровка, валидация, МСУ-МР, МСУ-ГС, ИКФС-2, углекислый газ, ИК-диапазон, сканер, фурье-спектрометр.

Введение

Для обеспечения достоверности и точности спутниковых данных, используемых в исследовании изменений климата, прогнозировании погоды и экологических задачах необходимо систематическое проведение оперативной внешней калибровки приборов на орбите по эталонным спутниковым приборам (интеркалибровка) или сравнение путем сопоставления с радиационными расчетами, моделирующими спутниковые измерения при детальном контроле состояния атмосферы и подстилающей поверхности. Внешняя калибровка позволяет привязать измерения спутниковых приборов, отличающихся по принципу действия и своим характеристиками, к единой энергетической шкале в системе СИ, и тем самым добиться однородности измерений, проводимых метеорологическими и космическими агентствами различных стран, для решения задач гидрометеорологии и мониторинга климатических изменений.

Специально для согласования вопросов внешней калибровки, включая выбор эталонных спутниковых приборов для проведения интеркалибровки, в 2005 году под эгидой Всемирной метеорологической организации (ВМО) совместно с группой координации метеорологических космических аппаратов (Coordination Group for Meteorological Satellites – CGMS) была создана рабочая группа по глобальной системе интеркалибровки (Global Space-based Inter – Calibration System - GSICS) спутниковых приборов гидрометеорологического назначения.

Помимо внешней калибровки качество и надежность информационных продуктов, создаваемых на основе спутниковых измерений, достигается путем валидации, т. е. проверки на соответствие оценок параметров состояния атмосферы и подстилающей поверхности, получаемых по данным спутниковых измерений, аналогичным продуктам по другим спутниковым приборам или результатам наземных, самолетных или аэрологических измерений.

Для решения задач внешней калибровки, интеркалибровки и валидации НИЦ «Планета» в рамках Федеральной космической программы России была создана система валидационных подспутниковых наблюдений гидрометеорологического назначения – СВПН ГМ.



Описание системы СВПН-ГМ и результаты ее работы Структурная схема СВПГ-ГМ представлена на рис. 1.

Рис. 1. Функциональная схема СВПН-ГМ

Важной составной частью СВПН ГМ, которая была введена в эксплуатацию в 2016 г., является система внешней калибровки (включая интеркалибровку) измерительных каналов бортовой целевой аппаратуры (БЦА) гидрометеорологических и океанографических КА серий «Метеор-М», «Электро-Л». Для СВПН ГМ разработаны методики и техническая документация проведения внешней интеркалибровки аппаратуры МСУ-МР, МТВЗА-ГЯ, ИКФС-2, БРЛК (КА серии «Метеор-М») и МСУ-ГС (КА серии «Электро-Л»). В настоящее время проводится адаптация разработанных алгоритмов для новых КА серии Арктика-М. Опыт эксплуатации СВПН ГМ показал необходимость модернизации существующих методик внешней калибровки и валидации информационных продуктов, учитывая фактическое состояние БЦА, которое по некоторым параметрам отличается от запланированного штатного. Далее будут приведены примеры интеркалибровки отдельных типов БЦА КА серий «Метеор-М» (МСУ-МР, ИКФС-2) и «Электро-Л» (МСУ-ГС).

Программы валидации спутниковых данных и информационных продуктов (ИП) состоят из периода летных испытаний, ввода прибора и КА в эксплуатацию и стадии долговременной валидации, состоящей из серии периодических координированных поверок (кампаний) в течение всего срока работы прибора. В основном валидация охватывает оценки параметров атмосферы и подстилающей поверхности. При этом проводимые в рамках валидации поверки должны охватывать максимально широкий диапазон условий спутниковых наблюдений – как в пространстве (различные районы земного шара, типы поверхности, высотные области атмосферного зондирования), так и во времени (различные время суток, сезоны). В качестве примеров в статье приведены результаты валидации оценок температуры поверхности океанов и определения содержания углекислого газа в атмосфере.

Интеркалибровка

В Дальневосточном центре НИЦ «Планета» проводятся работы по внешней калибровке видимых каналов сканеров МСУ-МР и МСУ-ГС, устанавливаемых на КА серии «Метеор-М» и «Электро-Л» соответственно.

Оценка стабильности калибровки видимых каналов МСУ-МР проводилась путем сопоставления коэффициентов спектральной яркости (КСЯ) на верхней границе атмосферы коротковолновых каналов приборов МСУ-МР и его аналога – AVHRR KA серии «Metop». Выбор AVHRR в качестве эталонного прибора был обусловлен тем, что его измерения постоянно корректируются и имеют схожие с МСУ-МР спектральные характеристики. Сопоставление КСЯ проводилось над участками земной поверхности с высокой отражательной способностью в безоблачных условиях. Измерения обоих спутниковых приборов выбирались таким образом, чтобы разница по времени между съёмкой обоих спутниковых приборов не превышала 20 минут, зенитные углы Солнца и наблюдения отличались не более чем на 5 градусов. При сопоставлении КСЯ также были учтены имеющиеся различия в функциях спектральной чувствительности коротковолновых каналов обоих приборов. По результатам сопоставлений над каждым полигоном строилась регрессия в виде прямо пропорциональной зависимости для сравниваемых пар каналов. Коэффициенты пропорциональности *k*_N рассчитывались по следующей формуле:

$$k_{N} = \frac{A_{AVHRR}}{SBAF_{N} \times A_{MSU-MR}},$$

где A_{AVHRR} – КСЯ прибора AVHRR; A_{MSU-MR} – КСЯ прибора МСУ-МР; N – номер канала [0].

Результаты интеркалибровки коротковолновых каналов МСУ-МР КА «Метеор-М» № 2 и № 2-2 по данным радиометров AVHRR над пустынным полигоном представлены на рис. 2.



Рис. 2. Ход изменчивости калибровочных коэффициентов (в процентах) для видимых каналов МСУ-МР КА «Метеор-М» № 2 (слева) и «Метеор-М» № 2-2 (справа)

Оценка стабильности калибровки коротковолновых каналов приборов MCУ-ГС проводилась путем сопоставления КСЯ глубокой конвективной облачности (Deep Convective Clouds – DCC) с данными моделирования. Выбор DCC в качестве эталонных полигонов обусловлен тем, что данный тип облачности имеет высокое стабильное альбедо и находится выше тропопаузы, поэтому эффекты атмосферного ослабления (включая ослабление тропосферным аэрозолем и водяным паром) солнечного излучения минимальны. DCC чаще всего встречаются в тропическом поясе Земли, что, в свою очередь, предпочтительно для калибровки геостационарных спутников.

Результаты интеркалибровки коротковолновых каналов МСУ-ГС КА «Электро-Л» № 2 и «Электро-Л») № 3 над плотной облачностью глубокой конвекции представлены на рис. 3.

В Европейском центре НИЦ «Планета» проводятся работы по интеркалибровке инфракрасных (ИК) каналов МСУ-ГС и МСУ-МР,а так же фурьеспеткрометра ИКФС-2 на КА «Метеор-М» № 2.

Интеркалибровка ИК каналов МСУ-ГС КА «Электро-Л» № 3 по данным сканера АМІ геостационарного КА корейского GeoKompsat-2A требует сглаживания данных корейского сканера и приведения их к реальному пространственному разрешению (ПР) МСУ-ГС. После приведения изображений к одному пространственному разрешению гистограммным методом проводилась интеркалибровка каналов, которая подтвердила стабильность радиометрических характеристик прибора. Результаты интеркалибровки для канала № 9 МСУ-ГС КА «Электро Л» № 3 проведены на рис. 4.



Рис. 3. Ход изменчивости калибровочных коэффициентов (в процентах) для видимых каналов прибора МСУ-ГС КА «Электро-Л» № 2 (слева) и КА «Электро-Л» № 3 (справа)



Рис. 4. Сопоставление изображений сканера АМІ корейского геостационарного КА GeoKomsat-2A и амплитудная функция 9-го канала МСУ-ГС КА «Электро-Л» № 3 над Индийским океаном, 1 мая 2021 г., 3:30 UTC

Калибровочная зависимость, полученная в результате интеркалибровки, имеет вид:

 $T_{AMI} = 9,13 + 0,9774 \cdot T_{MCY}$.

Посеансный анализ выявил суточный ход в калибровочных зависимостях МСУ-ГС КА «Электро-Л» № 3: для канала № 9 – 4К, № 10 – 5К при яркостных температурах (ЯТ) = 220 К, а при ЯТ = 290 К суточная амплитуда для канала № 9 не превышает 0,4 К, канала № 10 – 0,5 К.

Измерения ИК каналов европейского сканера SEVIRI, установленного на КА «Meteosat-11», привлекаются как эталонные для интеркалибровки ИК каналов MCУ-MP. SEVIRI имеет высокую точность и стабильность измерений, подтверждаемую постоянными интеркалибровочными кампаниями. При выборе региона интеркалибровки полярно-орбитального и геостационарного сканеров необходимо соблюдение следующих условий: время наблюдения одной и той же территории не должны отличаться больше, чем на 5 минут, косинус зенитного угла наблюдения из пикселя на спутник меньше 0,05. Таким критериям соответствует регион в точке стояния KA «Meteosat-11» (0° в. д., с. ш.) размером $5^{\circ} \times 5^{\circ}$, т. е. акватория Гвинейского залива. При пролете KA «Метеор-М» над регионом интеркалибровки производится вырезка пикселей ЯТ МСУ-МР. Затем пиксели обоих сканеров упорядочиваются в порядке возрастания температур и аппроксимируются кубическим сплайном (рис. 5).



Рис. 5. Сопоставление яркостных температур 5 канала сканера МСУ-МР (слева) и канала 10,8 мкм SEVIRI (справа)

Основная идея заключается в нахождении средней температуры участка морской поверхности в безоблачных или малооблачных условиях съемки. «Загибы» на краях графика после аппроксимации отвечают за наличие облаков (низкие температуры) или суши (высокие температуры), а линейный участок кривой – за гладкую однородную морскую поверхность [0]. Создается набор данных из значений ЯТ середины такого участка и строится график изменения калибровочных коэффициентов. Наблюдается, что измерения МСУ-МР КА «Метеор-М» № 2 в 5-ом канале занижены на 1,25 *K*, в 6-м – на 1,41 *K*, КА «Метеор-М» № 2-2 в 5-ом канале завышены на 0,08 *K*, в 6-м – завышены на 0,97 *K* по сравнению с соответствующими каналами 10,8 мкм и 12,0 мкм SEVIRI.

Интеркалибровка фурье-спектрометра ИКФС-2 также проводится по измерениям SEVIRI над акваторией Гвинейского залива. При этом измеренная интенсивность излучения в каналах ИКФС-2 R(v) сворачивается со спектрально-аппаратными функциями (SRF) каналов 7,3; 8,7; 9,7; 10,8 и 12,0 мкм SEVIRI:

$$R'_{IKFS} = \frac{\int R(v) \cdot SRF(v) dv}{\int SRF(v) dv}.$$

Чтобы привести пространственное разрешение пикселей ИКФС-2 и SEVIRI к подобию, пиксели сканера замащивают пиксель ИКФС-2 и усредняются по ЯТ. Однородность пикселей проверяется установкой порогового значения разброса ЯТ пикселей SEVIRI [0].

Результаты проведенной интеркалибровки показывают стабильность работы ИКФС-2, а погрешности измерений не превышают 0,1 – 0,2 *К* и пригодны для использования при решении различных задах метеорологии.

Валидация

Наиболее интересными примерами работ по валидации в свете большого интереса к вопросу глобального потепления и росту концентрации углекислого газа в атмосфере являются оценка температуры морской поверхности по данным МСУ-МР и оценка содержания CO₂ по данным измерений ИКФС-2.

Валидация оценок температуры морской поверхности в Европейском центре НИЦ «Планета» проводится путем сравнения с данными буйковых измерений. Среднеквадратическое отклонение измерений не превышает 1,2 *К* (рис. 6).



Рис. 6. Пример валидации оценок температуры поверхности моря по данным МСУ-МР КА «Метеор-М» № 2 08.07.2021 (сверху) и 16.07.2021 (снизу)

Специалистами Сибирского центра «НИЦ «Планета» проводится определения среднего по высоте объемного отношения CO₂ к количеству молекул сухого воздуха по данным инфракрасного фурье-спектрометра ИКФС-2 КА «Метеор-М» № 2. Концентрации CO₂ по данным каналов ИКФС-2 рассчитываются с помощью полинома второго порядка, коэффициенты которого получены с помощью регрессионной модели:

$$C_{i} = w_{0} + \sum_{j=1}^{k} \left[w_{j} \cdot x_{i,j} + w_{j+k} \cdot x_{i,j}^{2} \right],$$

где w_0 и w_j – коэффициенты регрессии, Ci – значения измеренных концентраций, $x_{i,j}$ – значения рассчитанных оптических толщин атмосферы для выбранных k каналов ИКФС-2 [0].

Валидация алгоритма восстановления содержания CO2 проводилась с использованием данных реанализа спектрометра CrIS с микроволновым зондировщиком ATMS KA NOAA-20 и комплекса приборов KA OCO-2. Для валидации выбран безоблачный участок в месте пересечения трасс (рис. 7).



Рис. 7. Карта точек измерения содержания СО₂ 30 августа 2021 года. Данные ИКФС-2 КА «Метеор-М» №2 – красные, КА NOAA-20 – зеленые, ОСО-2 оранжевые. Желтым цветом показана зона пересечения для валидации

Количественные результаты сравнения, подтверждающие высокое качество разработанного алгоритма, приведены в табл. 1.

Таблица 1

Сравнение содержания CO₂, полученного по измерениям ИКФС-2, CrIS, OCO-2

Прибор/Космический	Среднее значение	Среднеквадратическое
аппарат	CO ₂ , ppm	отклонение, <i>ррт</i>
ИКФС-2 / «Метеор-М» № 2	412,9	2,4
CrIS/ NOAA-20	405,2	1,9
OCO-2/ OCO-2	409,4	2,3

Заключение

Созданная НИЦ «Планета» система интеркалибровки отечественных спутниковых приборов гидрометеорологического назначения и валидации информационных продуктов позволяет контролировать качество информационных продуктов, создаваемых по данным сканеров и зондировщиков на КА серии «Метеор-М» и «Электро-Л», при их эксплуатации на орбите. Результаты интеркалибровки и валидации ежемесячно публикуются на сайте http://planet.rssi.ru/calval/.

Несомненно, что накопленный опыт работы СВПН найдет свое применение как при внешней калибровке разрабатываемых образцов отечественных КА гидрометеорологического назначения, так и валидации новых информационных продуктов.

Благодарности

Автор признателен сотрудникам ФГБУ «НИЦ «Планета», материалы которых вместе с результатами автора были использованы в данной статье, а именно: Филею А. А. (внешняя калибровка коротковолновых каналов сканеров МСУ-МР и МСУ-ГС), Голомолзину В. В. (валидация определения общего содержания углекислого газа), Фроловой Е. А. (валидация определения температуры морской поверхности). Особую благодарность хотелось выразить разработчикам приборов: Гектину Ю. М., Зайцеву А. А., Козлову Д. А. за полезные консультации и ценные советы при ее подготовке.

Литература

1. Филей А. А., Рублев А. Н., Зайцев А. А. Радиометрическая интеркалибровка коротковолновых каналов многоканального спутникового устройства КА «Метеор-М» № 2 по радиометру AVHRR КА «МеtOp-А» // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. – 2016. – Т. 6. № 13. – С. 251 – 263.

2. Филей А. А., Рублев А. Н., Зайцев А. А. Радиометрическая калибровка коротковолновых каналов многоканального спутникового устройства КА «Электро-Л» № 2 на основе областей глубокой конвективной облачности // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. – 2017. – Т. 14. № 7. – С. 31 – 38.

3. Kiseleva Yu., Borisov Ev., Rublev A., Zaitsev A. Intercalibration OF MSU-GS/ «ELECTRO-L» N_2 and MSU-MR / «METEOR-M» N_2 radiometers IR channels. The Eighth Asia/Oceania Meteorological Satellite Users' Conference, 18 – 20 October 2017. Vladivostok city, Russian Federation.

4. Козлов Д. А. и др. Оценки погрешности бортовой радиометрической калибровки ИК-зондировщика ИКФС-2 по данным сканера SEVIRI // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. – 2016. – Т. 13. – № 6. – С. 264 – 272.
5. Голомолзин В. В., Рублев А. Н., Захватов М. Г. Определение содержания СО₂ в атмосфере по данным спутникового ИК-зондировщика ИКФС-2 (КА МЕТЕОР-М № 2) // Аэрозоли Сибири», Томск, 25 – 29 ноября 2018: сборник трудов. – Томск: Институт оптики атмосферы им. В. Е. Зуева СО РАН, 2018. – С. 93 – 94.

ВОПРОСЫ РАЗВИТИЯ И ОПТИМАЛЬНОГО РАЗМЕЩЕНИЯ СРЕДСТВ ПРИЕМА ЕТРИС ДЗЗ ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ КА ДЗЗ

Ю. А. Веремчук, А. К. Гончаров, Н. С. Варейчук, В. В. Мороз (*НЦ ОМЗ АО «Российские космические системы», г. Москва*)

Аннотация. Проведен анализ обеспечения приема космической информации с КА ДЗЗ средствами приема, входящими в состав системы ЕТРИС ДЗЗ. Нарацивание космической группировки КА ДЗЗ к 2025 г. требует развития наземных средств приема. Развитие это касается как улучшения технических характеристик приемных комплексов, так и увеличения их количественного состава, а также оптимальности их размешения по территории страны. При решении этих задач проведена и представлена оценка: ежесуточного объема информации, планируемого для сброса с перспективных КА ДЗЗ в 2025 г.; возможности приемных пунктов ЕТРИС ДЗЗ обеспечить прием этой информации; эффективности эксплуатации приемных комплексов с точки зрения полноты их загрузки, универсальности и надежности функционирования; оптимальности размещения приемных комплексов по широте; выбора необходимого для обеспечения приема количественного состава приемных комплексов; выбора путей повышения надежности функционирования приемных комплексов. Рассмотрены тенденции развития наземной инфраструктуры приема информации за рубежом с учетом появления большого класса малых космических аппаратов. Ключевые слова: средства приема, КА ДЗЗ, ЕТРИС ДЗЗ, объем информации,

Ключевые слова: среоства приема, КА ДЗЗ, ЕГРИС ДЗЗ, объем информации, надежность функционирования, оптимальность размещения, эффективность эксплуатации.

Отечественная группировка КА ДЗЗ имеет в своем составе следующие КА ДЗЗ: «Электро-Л» № 1, № 2, «Арктика-М» № 1, «Метеор-М» № 1, № 2, № 2-2, «Ресурс-П» № 1, «Канопус-В» № 3, № 4, № 5, № 6. и «Канопус-В-ИК». Средства приема космической информации с данных КА ДЗЗ размещены в центрах и пунктах приема системы ЕТРИС ДЗЗ. Средства приема и регистрации информации системы ЕТРИС ДЗЗ размещены в трех региональных зонах: восточной, сибирской и центральной. Все, примерно, на широте Москвы. Система ЕТРИС ДЗЗ имеет на сегодня две практически независимые подсистемы приема информации – Роскосмоса и Росгидромета.

Проведем анализ достаточности средств приема для обслуживания существующей группировки КА ДЗЗ. Прием информации с КА типа «Электро-Л» «Арктика-М» обеспечиваются приемными комплексами ,работающими только на указанные КА. Это определяется высокой загруженностью приемных комплексов – сеансы идут каждые полчаса или каждые 15 минут. Надежность работы этих комплексов должна быть очень высокой, комплексы работают без резервирования дополнительными комплексами приема. Остальные приемные комплексы являются (или должны быть) универсальными, обеспечивая прием информации со всех типов КА ДЗЗ. Исходя из программы запуска КА ДЗЗ к 2025 году, дадим оценку достаточности количества приемных комплексов, их размещения и полноты их загрузки.

В табл. 1 представлены результаты оценок нагрузки на приемные комплексы в 2025 г. в каждой зоне приема, исходя из количества КА, количества сеансов в сутки, длительности сеансов и общей продолжительности сеансов.

Таблица	1	
---------	---	--

Тип КА	Количество КА	Количество сеансов	Общее количество сеансов в сутки	Длительность сеансов (мин)	Общая продолжительность сеансов в сутки (мин)
Метеор-М	5	6	30	10	300
Канопус-В	6	5	30	5	150
Ресурс-П и вы- сокодетальные	10	5	50	6	300
Итого:	21	16	110	21	750

Использование КА ДЗЗ в 2025 г.

Таким образом, в каждой зоне приема ожидается около 110 сеансов в сутки. Общая продолжительность сеансов составит 750 минут, с учетом времени подготовки к приему время работы приемных комплексов составит 830 минут в сутки в одной зоне приема.

Необходимо определиться с минимально необходимым количеством приемных комплексов в каждой зоне приема. В соответствии с оценками, проведенными в работе [1, 2], количество КА, одновременно наблюдаемое в зоне приема, представлено табл. 2

Таблица 2

Зависимость количества КА, одновременно находящихся в зоне приема (на широте Москвы), от общего количества КА на орбите

Кол-во КА на орбите	2	6	10	14	18	22	26	30
Кол-во КА в зоне приема (одновременно)	1	2	3	4	5	5	6	6

Из табл. 2 следует, что для обеспечения работы с КА в 2025 г. необходимо в каждой из трех зон иметь не менее пяти приемных комплексов. С учетом обеспечения резервирования приема, на случай проведения регламентных и ремонтных работ, необходимо иметь 8 ÷ 10 приемных комплексов в каждой зоне приема. Общее количество приемных комплексов к 2025 г. в системе ЕТРИС ДЗЗ должно составлять 30 единиц. Таким образом, на каждый приемный комплекс в каждой зоне приема будет приходиться (с учетом работы в качестве резерва) не более 10 сеансов в сутки. То есть загрузка по времени

работы каждого комплекса будет составлять 2 – 3 часа в сутки. Эффективность использования комплексов на широте Москвы (55° с. ш.) оказывается достаточно низкой.

Рассматривая тенденции развития наземной инфраструктуры, следует обратить внимание на опыт зарубежных компаний, в частности Planet. Компания Planet развернула на 12 площадках 36 антенн, что позволяет уже сейчас принимать 1 Терабайт данных в сутки (или 1 млн. км² земной поверхности), а при полном развертывании группировки – обеспечивать прием и обработку 6 Тбайт данных. При этом отдел Planet, отвечающий за наземные станции, насчитывает всего пять человек, которые удаленно контролируют работу комплексов и большую часть времени борются с ошибками, замечаниями, отказами. Станции устанавливаются с запасом, вблизи каждой площадки есть персонал, который можно по вызову привлекать к ремонтным работам. Дистанционное управление наземными станциями организовано аналогично управлению серверами в IT. На каждой станции есть дистанционное управление питанием (включением/выключением), компоненты с телеметрией тока потребления. Также имеется телеметрия ВЧ-мощности на входе в приемник и видеокамеры для визуального наблюдения [3].

Обоснование количества приемных комплексов следует вести не только с точки зрения возможности сопровождения КА в каждой зоне приема, но прежде всего исходя из объемов информации, находящейся на борту и подлежащей сбросу. Воспользуемся данными технических требований к перспективным КА ДЗЗ, табл. 3.

Таблица 3

Тип КА	Высота орбиты, км	ЭИИМ, дБВт	Частота, МГц	Поляриза- ция	Символьная скорость, Мб/с	Техническая скорость, Мб/с	Модуляция
1	2	3	4	5	6	7	8
						787	8P <i>SK</i>
РБКА	525	31 - 34	8025 – 8400	025 — правая 3400 круговая	300	1050	16PSK
						1312	32P <i>SK</i>
	500	35	8025 - 8400	8025 – 8400 правая круговая левая круговая	300	900	
						1200	
W our op						900×2=1800	
«кондор- ФКА-М»						1200×2=2400	
						900	
	700					1200	
						900×2=1800	
						1200×2=2400	

Основные технические характеристики КА ДЗЗ 2025 г., включая виды модуляции и скорости передачи информации

Продолжение таблицы 3

1	2	3	4	5	6	7	8				
«Ресурс-ПМ»	от 450 до					300	QPSK				
		35.1	8025 -	правая,	300	600	8PSK				
	730	55,1	8400	круговая	500	1200	16PSK				
«Ресурс-П»	520	35	8025 - 8400	правая, левая круговая	75	150 × 2	QPSK				
						61,44 × 2	ОФМ				
«Канопус-В»	510	15,5	8025- 8400	правая, левая круговая	61,5	122,88 × 2	ДОФМ				
						255	BPSK				
			8025- 8400	правая	Символьная	500	QPSK				
«Аист»	350 - 700	35	0400	круговая левая круговая	частота 200 МГц	500	OQPSK				
			1690- 1710			600	8PSK				
	835		8048-	правая - круговая	я 61,5	15,36 -	QPSK				
		16	8381			122,00 × 2					
«Метеор-М»			1698 – 1706			0,665					
									137,025 – 197,975		
			8025 -	прарад		61,44×2	ОФМ (BPSK)				
Кондор-ФКА»	500	500	500)-ΨKA» 500 2	29	8400	круговая	61,5	122,88×2	ДОФМ (QPSK)	
«Обзор-Р»	525	32	8025 – 8400	правая, левая круговая	300	600	QPSK				
«Ионосфера»	750	16	0100	правая	(1.5	61,44×2	ОФМ (BPSK)				
		750	/50	/50	10	8128	круговая	61,5	122,88×2	ДОФМ (QPSK)	

Представленные в табл. 3 данные являются основой для оценки требований, предъявляемых к приемным комплексам и, прежде всего, в части требований к диаметрам антенн.

Находящиеся в эксплуатации КА типа «Метеор-М», «Канопус-В» и «Ресурс-П» с известными ЭИИМ позволяют провести оценку уровня с/ш на входе приемного комплекса ПК-3 (диаметр 3,7 м) для перспективных КА на основании данных ЭИИМ перспективных КА и данных реальных измерений с/ш при приеме сигнала с существующих КА. Результаты этих данных представлены в табл. 4.
Таблица 4

Тип КА	Скорость сброса Мб/сек	Вид модуляции	ЭИИМ ДбВт	Требование с/ш, дБ ДЕМ-500 ОКБ МЭИ		ПК-3 с/ш, дБ Запас, дБ	
Метеор-М	244	QPSK	16	15,5	14,5	11	-4
Канопус-В	244	QPSK	15	15,5	14,5	12	-3
Ресурс-П №4, 5	300,600	8PSK,16APSK	35	1,5 – 23,5	21 – 24,5	31	8-9
Аист-ТМ	600	8PSK	35	21,5	21	31	9
Кондор- ФКА	244	QPSK	29	15,5	14,5	25	9
Кондор- ФК-М	2400	16APSK	35	23,5	24,5	31	6
Ресурс- ПМ	1200	16APSK	35	23,5	24,5	31	6
РБКА	1200	16APSK	32	23,5	24,5	28	3,5
Ресурс-П	300	QPSK	35	15,5	14,5	30	14

Сравнительная оценка энергопотенциала приемных комплексов при работе с КА ДЗЗ 2025 г.

Примечание: 1. Данные с/ш для КА «Метеор-М», «Канопус-В» и «Ресурс-П» – по результатам реальных наблюдений.

2. Данные с/ш для остальных КА – расчетные, с учетом сравнения ЭИИМ радиолиний этих КА и ЭИИМ КА «Метеор», «Канопус» и «Ресурс-П».

3. Требования к с/ш определяются характеристиками современных демодуляторов (например ДЕМ-500). Указанные в табл. значения с/ш гарантируют прием информации без потерь, с достоверностью лучше 10⁻⁶.

Перспективными для применения приемными комплексами являются комплексы «закрытого» типа (под радиопрозрачным укрытием (РПУ)) [4]. Заложенные в этих комплексах технические решения построения комплекса с минимизацией весовых характеристик и энергопотребления обеспечили высокую надежность их функционирования [5]. Существенным преимуществом этих комплексов является возможность работы при ветровых нагрузках до 50 м/с; комплексы просты по построению и технологии сборки и удобны для проведения технического обслуживания. Для решения задач приема информации с перспективных КА ДЗЗ рекомендуется приемный комплекс с диаметром антенны 4,0 м. [6].

Для правильной оценки возможности съема полного объема информации, накопленной на борту, необходимо воспользоваться данными, заложенными в ТЗ на КА по суточному объему информации, подлежащей сбросу, представленному на рис. 1.



Рис. 1. График суточных объемов информации с КА ДЗЗ, подлежащих сбросу.
На основании полученных данных проведен расчет вариантов сброса информа-
ции на пункты приема системы ЕТРИС ДЗЗ, с разным расположением ППИ на
широте 55° и 68° (табл. 5, 6)

Таблица 5

Варианты распределения приема	информации по ППИ в суточный
периол дл	$\mathbf{y} \mathbf{W} = 5^{\circ}$

Тип КА	Суточный объем сброса информации 1 КА (Гбайт)	Варианты	ППИ – 55° с. ш.	ППИ – 68° с. ш.	
1	2	3	4	5	
«Ресурс-П» № 4,5	600	1	Два ППИ (157*2 Гб)	Один ППИ (346 Гб)	
	000	2		Два ППИ (346*2 Гб)	

Продолжение таблицы 5

1	2	3	4	5
		1	Один ППИ (920Гб)	Один ППИ (2024 Гб)
«Pecypc- ПМ»	2400	2	Три ППИ (920*3Гб)	
		3		Два ППИ (2024 *2 Гб)
«Кондор-	1000	1	Два ППИ (900 *2 Гб)	
ΨΚΑ-Ινι»	1000	2		Один ППИ (1980 Гб)
«Кондор-	270	1	Два ППИ (70*2 Гб)	Один ППИ (142Гб)
ФКА»		2		Два ППИ (142*2 Гб)
«Обзор-Р»	435	1	Один ППИ (180 Гб)	Один ППИ (396 Гб)
		2	Три ППИ (180*3 Гб)	
		3		Два ППИ (396 *2Гб)
«Аист-2Т»	440	1	Два ППИ (290*2 Гб)	
		2		Один ППИ (594Гб)
«Канопус- В»	120	1	Два ППИ (64*2 Гб)	
		2		Один ППИ (142 Гб)
Метеор-М (Х-диап.)	140	1	Два ППИ (110*2 Гб)	
	140	2		Один ППИ (242Гб)

Таблица б

Варианты распределения приема информации по ППИ в суточный период для УМ = 10°

Тип КА	Суточный объем сброса информа- ции 1 КА (Гбайт)	Варианты	ППИ-55° с. ш.	ППИ-68° с. ш.
1	2	3	4	5
«Ресурс-П» № 4,5	600	1	Два ППИ (100*2 Гб)	Два ППИ (220*2 Гб)
	000	2		Три ППИ (220*3 Гб)

Продолжение таблицы б

1	2	3	4	5
«Pecypc-	2400	1	Два ППИ (570*2 Гб)	Один ППИ (1254 Гб)
ПМ»	2400	2		Два ППИ (1254 *2Гб)
«Кондор- ФК А-Муу	1000	1	Два ППИ (555*2 Гб)	
ΨKA-Ivi»	1000	2		Один ППИ (1221 Гб)
«Кондор-	270	1	Три ППИ (40*3 Гб)	Два ППИ (88*2 Гб)
ФКА»	270	2	Один ППИ (40Гб)	Три ППИ (88*3 Гб)
«Обзор-Р»	435	1	Два ППИ (115 *2 Гб)	Один ППИ (253 Гб)
		2		Два ППИ (253*2 Гб)
«Аист-2Т»	440	1	Один ППИ (180 Гб)	Один ППИ (396Гб)
	440	2		Два ППИ (396*2 Гб)
«Канопус-В»	120	1	Три ППИ (50*3 Гб)	
		2		Один ППИ (142 Гб)
«Метеор-М» (Х-диап.)	140	1	Два ППИ (90*2 Гб)	
	140	2		Один ППИ (198 Гб)

Эффективность размещения пунктов приема достаточно ясно демонстрирует рис. 2.



Рис. 2. Зоны радиовидимости при размещении приемных комплексов в Москве и региональных ППИ

Обеспечение приема информации КА ДЗЗ на ППИ 55° с. ш. и 68 $^\circ$ с. ш. представлены на рис. 3, 4.







Выводы по вариантам приема информации на ППИ ЕТРИС ДЗЗ с КА ДЗЗ – 2025 г.

1. Пункты приема на широте 68° с. ш. обеспечат прием информации с УМ = 5° со всех КА ДЗЗ – 2025 г. на один или два ППИ (без привлечения ППИ на широте 55° с. ш.) (Мурманск, Анадырь)

2. Пункты приема на широте 68° с. ш. обеспечат прием информации с угла места 10° со всех КА ДЗЗ. Количество пунктов приема от одного до трех .Один КА «Кондор-ФКА» потребует использования трех ППИ на 68° с. ш. и одного ППИ на 55° с. ш.

3. Пункты приема на широте 55° с. ш. обеспечат прием информации с угла места 5° со всех КА ДЗЗ за исключением двух КА типа «Ресурс-П», «Кондор-ФКА», которые потребуют использования дополнительно по одному ППИ на 68° с. ш.

4. Прием информации на широте 55° с. ш. с угла места 10° возможен с КА: «Кондор-ФКА-М», «Канопус-В», «Метеор-М» и с остальных КА только при дополнительном использовании ППИ на 68° с. ш.

Предложения по развитию ЕТРИС ДЗЗ

1. Отмечая общемировую тенденцию роста количества КА ДЗЗ и соответствующего роста станций приема информации, необходимо планировать создание и размещение приемных комплексов в системе ЕТРИС ДЗЗ, отдавая предпочтение оснащению Центров за полярным кругом (Мурманск, Анадырь), способными обеспечить более полное использование КА ДЗЗ в части увеличения времени съема информации с КА и эффективности работы РЦ.

2. Необходимость наращивания средств приема информации КА ДЗЗ требует применения приемных комплексов с малым диаметром антенн (3,5 – 4,0 м) широко применяемых за рубежом, имеющих значительно более низкую стоимость по сравнению с антеннами большого диаметра и достаточный энергопотенциал для работы с перспективными КА ДЗЗ, а также имеющих высокую надежность функционирования.

3. Для обеспечения приема информации с КА ДЗЗ, планируемых к запуску к 2025 г., необходимо иметь в каждой зоне приема (Московской, Сибирской, Восточной) количество приемных комплексов не менее числа КА, одновременно находящихся в зоне приема (расчётно это ~ 5 КА), с учетом резервирования желательно иметь по 10 приемных комплексов в каждой зоне приема. Приемные комплексы должны быть универсальными, обеспечивающими прием информации со всех КА ДЗЗ.

4. Предлагается эксплуатировать наземные станции с дистанционным управлением, предлагая свободное время наземных станций в рамках сервисной модели эксплуатации по принципу аренды времени работы одновременно российской ОГ КА и коммерческими заказчиками, в том числе зарубежными.

5. Ввод станций за полярным кругом дает ряд преимуществ обеспечения приема информации со всех КА ДЗЗ, а именно:

– станции приема, размещенные за полярным кругом, например в г. Мурманске, могут обеспечить прием информации со всех КА ДЗЗ, не привлекая средства приема в зонах ЕТРИС ДЗЗ на широте Москвы. Это даст более полную загрузку приемных комплексов (до 12 часов), в отличие от 2-3 часов суточной загрузки в существующей системе ЕТРИС ДЗЗ, что даст существенную экономию средств по эксплуатации наземной инфраструктуры;

– для КА «Ресурс-П» №4, №5, «Ресурс-ПМ», «Кондор-ФКА» передача с КА полного суточного объема информации возможна только с обязательным привлечением станций приема за полярным кругом;

 – станции за полярным кругом позволят обеспечить прием информации с КА зарубежных стран по их заявкам.

Литература

1. Чернов А. А. Оценка размера созвездия космических аппаратов в зоне радиовидимости пункта приёма информации в зависимости от размера орбитальной группировки дистанционного зондирования Земли // Космонавтика и ракетостроение. – 2019. – № 1(106). – С. 36 – 48.

2. Чернов А. А. Расчёт баллистических характеристик орбитальной группировки, обеспечивающих минимизацию количества встреч космических аппаратов в зоне радиовидимости пункта приёма информации // Космонавтика и ракетостроение. – 2019. – № 3(108). – С. 13 – 28.

3. https://is2006.livejournal.com/2078612.html 11.06.2021

4. Гончаров А. К., Варейчук Н. С. и др. Основные результаты создания и эксплуатации приемного комплекса ПК-3.6Н в Северо-Западном региональном центре ДЗЗ Роскосмоса // Ракетно-космическое приборостроение и информационные технологии. – 2016. – С. 98 – 102.

5. Гончаров А. К., Бекренев О. В., Варейчук Н. С. и др. Современные технические решения создания станций приема космической информации с малым диаметром антенн 2,4 – 3,6 м // Системы наблюдения, мониторинга и дистанционного зондирования Земли. – 2013. – С. 233 – 236.

6. Гончаров А. К, Бекренев., О. В., Варейчук Н. С. и др. Комплекс приема и регистрации для работы с КА «Электро-Л» № 1 и КА «Электро-Л» № 2. Тезисы докладов второй международной научно-технической конференции «Актуальные проблемы создания космических систем дистанционного зондирования Земли», 2014. – С. 93, 94.

МОДЕЛИРОВАНИЕ РАБОТЫ СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ С ПОДКЛЮЧЕНИЕМ СОЛНЕЧНОЙ БАТАРЕИ К АККУМУЛЯТОРНОЙ БАТАРЕЕ ЧЕРЕЗ ДИОДНУЮ РАЗВЯЗКУ В НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТАХ

А. И. Груздев, М. С. Шевцов

(АО «Корпорация «ВНИИЭМ», г. Москва)

В настоящее время актуальной задачей является увеличение срока активного существования космических аппаратов (КА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) до 10 и более лет. Одной из важнейших бортовых обеспечивающих систем КА, во многом определяющая срок его активного существования (САС), является система электроснабжения (СЭС).

В общем случае в состав современных СЭС КА ДЗЗ входят солнечная батарея (СБ), разделенная на несколько солнечных генераторов (СГ); аккумуляторная батарея (АБ), выполняющая функцию накопителя электрической энергии; силовые преобразователи напряжения (ПН) или электронные транзисторные ключи (коммутаторы); электронная аппаратура контроля и управления системой электроснабжения. Зачастую, АБ является единственным источником электропитания бортовой аппаратуры КА ДЗЗ, что предъявляет повышенные требования к обеспечению оптимальных режимов ее заряда и разряда в течение всего САС КА.

Во избежание перезаряда АБ на освещенных Солнцем участках орбиты КА требуется регулирование количества поступающей электроэнергии от СБ. При прямом подключении СБ к АБ оно осуществляется путем дискретного отключения/подключения при помощи коммутаторов части СГ. При подключении СБ к АБ через ПН регулирование количества поступающей электроэнергии от СБ осуществляется путем преобразования выходного напряжения СБ до требуемого для заряда АБ уровня. При достижении напряжения АБ, соответствующего уровню конца заряда, ПН плавно ограничивают зарядный ток до уровня потребления бортовой аппаратуры КА.

В обоих случаях коммутаторы и ПН управляются работающими по сложным алгоритмам микроконтроллерами, чувствительными к воздействию ионизирующего излучения космического пространства (ИИ КП). Из-за него в работе микроконтроллеров могут возникать как параметрические отказы вследствие деградации параметров полупроводниковых материалов по мере накопления поглощенной дозы радиации, так и внезапные сбои и отказы функционирования при воздействии отдельных высокоэнергетических ядерных частиц. С увеличением наработки СЭС на орбите растет накопленная доза радиации и, соответственно, повышается интенсивность сбоев в работе микроконтроллеров, которая в конечном счете делает невозможной дальнейшую работу СЭС, а значит, и всего КА. В связи с этим, перед разработчиками СЭС с длительным сроком активного существования стоит задача в поиске новых технических решений, направленных на увеличение ее надежности и отказоустойчивости в условиях продолжительного воздействия ИИ КП. Одним из таких решений, позволяющих существенно повысить радиационную стойкость СЭС является исключение из ее состава полупроводниковых элементов с высокой степенью интеграции, в частности микроконтроллеров. Для защиты от разряда АБ на теневом участке орбиты через электрические цепи СБ ее подключение к АБ осуществляется через диодную развязку.

В этом случае защита АБ от перезаряда и переразряда достигается путем оптимизации электрических конфигураций АБ и СБ применительно к энергопотреблению бортовой нагрузки. При этом на освещенном Солнцем участке орбиты КА обеспечивается работа СБ сначала вблизи точки максимальной мощности с последующим переходом на падающий участок ее вольтамперной характеристике (ВАХ) по мере заряда АБ. Таким образом организуется отрицательная обратная связь по току, защищающая АБ от перезаряда. Ее защита от переразряда при штатной работе бортовой аппаратуры КА достигается выбором величины энергоемкости с учетом деградации параметров АБ в конце САС КА, достаточной для обеспечения требуемого энергопотребления бортовой аппаратуры.

В докладе рассмотрены результаты математического моделирования работы СЭС с подключением СБ к АБ через диодную развязку при различных режимах энергопотребления бортовой аппаратуры с учетом деградации параметров СБ и АБ за 10 лет работы в составе низкоорбитального КА.

При моделировании работы СЭС использованы математические модели АБ, построенной на базе литий-ионных аккумуляторов типоразмера 18650, и СБ, состоящей из трехкаскадных фотоэлектрических преобразователей. Эти модели разработаны на основе анализа экспериментальных эксплуатационных характеристик солнечных батарей производства ПАО «Сатурн» и аккумуляторных батарей, созданных в АО «Корпорация «ВНИИЭМ».

Проведенные расчеты показали, что оптимизация электрических конфигураций СБ и АБ в СЭС позволяет обеспечить поддержание суточного энергобаланса КА в течение 10-ти лет работы на орбите без использования микропроцессорных блоков контроля и управления режимами заряда и разряда АБ.

ГИБРИДНЫЕ ИСКУССТВЕННЫЕ НЕЙРОННЫЕ СЕТИ ДЛЯ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ ВРЕМЕННЫХ РЯДОВ ТЕЛЕМЕТРИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

А. А. Дудкин, Е. Е. Марушко,

(Объединенный институт проблем информатики НАН Беларуси, г. Минск)

Телеметрия космических аппаратов (КА) представляет собой значения датчиков в виде многомерных временных рядов. Одной из задач в области контроля, управления и распознавания полученной информации является прогнозирование многомерного временного ряда по известному текущему последовательности значению некоторой предыстории v(k)И $y(k-1), y(k-2), \dots, y(k-m)$ дать оценку следующего значения $\hat{y}(k+1)$. Каждый элемент данной последовательности представляет собой набор значений в момент k. Длина предыстории m называется временным окном. При этом для задачи обучения с учителем формирование пар обучающих примеров <входной вектор, желаемый выходной вектор> осуществляется по принципу скользящего окна: берется отрезок временного ряда (окно) длиной *т* и из него формируется входной вектор. Значением желаемого выхода в обучающем примере будет следующее по порядку наблюдение. Затем окно сдвигается на одну позицию в направлении возрастания времени, и процесс формирования следующей пары обучающей выборки повторяется.

В докладе для прогнозирования многомерных временных рядов телеметрии подсистем КА рассматривается двухуровневая модель ансамблей нейронных сетей (АНС) (рис.). АНС – это набор НС, принимающих решения путем усреднения результатов работы отдельных из них. Базовыми моделями для АНС являются разнотипные, или гибридные НС.

Предложенная организация АНС в два уровня реализует гетерогенность НС системы, где первый уровень структуры представлен набором ансамблей разнородных сетей, а второй – одним обобщающим модулем. В качестве эксперта второго уровня может применяться ансамбль или одиночная сетьсупервизор, обрабатывающие выходные значения всех элементов первого уровня. В качестве базовой НС использовались НС прямого распространения. На вход АНС поступает предварительно обработанная ТМИ и идентификатор требуемой подсистемы. Супервизор формирует для нее сигнал выбора АНС, получает прогноз и инициирует процедуру дообучения. Блок инкрементного дообучения отвечает за подготовку набора данных и обучение новых элементов АНС, что уменьшает вероятность ошибки прогнозирования, которую вносит дрейф, означающий, что статистические свойства целевой переменной, которую модель пытается предсказать, меняются с течением времени непредсказуемым образом.

Для реализации долгосрочного прогнозирования вычисляются интервальные оценочные параметры ТМИ каждого датчика. Были определены следующие параметры: минимальное значение на интервале; максимальное значение на интервале; среднее значение на интервале. Интервал вычисления параметра равен 24 ч. Окно прогнозирования выбрано равным 90 отсчетам. Выполнялся прогноз для значения через 30 дней.



Схема обработки с применением АНС (для трех подсистем)

Эксперимент показал эффективность использования предложенной модели. Так, наименьшая среднеквадратическая ошибка среднего значения параметров на интервале при прогнозировании ТМИ, формируемой датчиками системы энергоснабжения, для напряжения аккумуляторной батареи составляет 0,01, для напряжения шины питания 0,008, для тока заряда – 0,009.

Разработанная модель реализована в экспериментальной телеметрической системе наземного командно-измерительного комплекса центром управления полетами Белорусского КА. Она является базовой для дальнейшей интеллектуальной обработки ТМИ: идентификации и диагностики состояния подсистем КА.

СОЗДАНИЕ ЦИФРОВЫХ МОДЕЛЕЙ РЕЛЬЕФА ПРИ ИНЖЕНЕРНЫХ ИЗЫСКАНИЯХ ПО СНИМКАМ, ПОЛУЧЕННЫМ С БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

А. Н. Лимонов, Л. А. Гаврилова

(Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Государственный университет по землеустройству», г. Москва)

Современные технологии фотограмметрической обработки материалов, полученных с БПЛА, позволяют оперативно решать вопросы построения цифровой модели рельефа при создании или обновлении планов и карт для дальнейшего их использования при кадастровых работах, землеустройстве, мониторинге земель, инженерных изысканиях и в других областях.

В данной работе представлены результаты исследования влияния количества и схемы расположения опорных точек при создании цифровых моделей рельефа по снимкам, полученным с беспилотных летательных аппаратов. При этом учитывались метрические особенности материалов, полученных с БПЛА.

В данном эксперименте расчет высоты полета носителя выполнен по заданным требованиям к точности определения по снимкам высотной координаты пикетов цифровой модели рельефа, равной 10 см.

Для эксперимента был выбран блок из 8 снимков на тестовом участке, обеспеченном массивом опорных точек. Съемка выполнена камерой модели FC330 с фокусным расстоянием 3,61 мм, с размером матрицы 4000 × 2250 пикселей, размер пикселя матрицы 1,7 × 1,7 мкм. Съемка выполнена с высоты 26 метров в масштабе 1:7200. Построение ЦМР выполнено с рассчитанным шагом регулярной сетки L, учитывающим параметры съемки, рельеф местности и масштаб создаваемого плана.

Шаг сетки *L* вычислен по формуле

$$L = \frac{\sqrt{2}\delta_{h_{CH}} - fM_{nn}}{r_n tg\upsilon},$$

где

f-фокусное расстояние объектива	3,61 мм
$\delta_{h \text{ сн}}$ – допустимое остаточное смещение точек за рельеф на плане	0,3 мм
М _{пл} – знаменатель масштаба создаваемого плана	100
r _n – полудиагональ рабочей площади снимка	3,63 мм
tgv – максимальный уклон местности на обрабатываемой территории	0,12

С рассчитанным шагом, составившим 0,35 метра, для каждого случая расположения опорных точек построена регулярная ЦМР. Используя регулярную ЦМР, сформирована ТІN-модель рельефа и выполнено ортотрансформирование снимков.

Эксперимент доказывает, что точность координат точек при создании планов существенно увеличивается при соблюдении основных требований к расположению опорных точек: они должны располагаться в вершинах четырехугольника, ограничивающего зону обработки. При расположении 4 опорных точек локально внутри зоны обработки точность планово-высотных координат значительно снижается.

Контроль точности построенных ЦМР осуществлен по 30 маркированным контрольным точкам, высоты которых определены геодезическим способом. В данном эксперименте по имеющимся исходным данным получена СКП высот равная 7 см.

В результате проведенных экспериментальных исследований изучено влияние размещения опорных точек при геодезическом ориентировании свободной фотограмметрической модели на точность построения цифровой модели рельефа по снимкам, полученным с БПЛА.

Экспериментально доказано:

1. Точность высотной координаты ЦМР зависит от схемы расположения опорных точек.

2. Возможность создания ортофотопланов различного масштаба по снимкам, полученным с БПЛА, в зависимости от схемы расположения опорных точек:

 при расположении опорных точек по границе зоны обработки снимков создан план, соответствующий по точности масштабу 1/100;

 – при локальном расположении опорных точек внутри зоны обработки получен план, соответствующий по точности масштабу 1/1000.

ИДЕНТИФИКАЦИЯ РАСТИТЕЛЬНОСТИ НА ИЗОБРАЖЕНИЯХ ЗЕМНОЙ ПОВЕРХНОСТИ НА ОСНОВЕ СВЕРТОЧНЫХ НЕЙРОННЫХ СЕТЕЙ

¹А. А. Дудкин, ¹В. В. Ганченко, ²В. Г. Писаренко

(¹Объединенный институт проблем информатики НАН Беларуси, г. Минск, ²Институт кибернетики им. В. М. Глушкова НАН Украины, г. Киев)

Широкое внедрение геоинформационных систем, а также возросшее качество аэрокосмического зондирования (сотни спектральных каналов в видимой и ближней инфракрасной области, разрешение в единицы нанометров) делает актуальной задачу разработки эффективных методов и алгоритмов обработки изображений, которые могут быть востребованы потребителями для разработки методик решения конкретных задач распознавания образов природно-техногенных объектов.

При обработке изображений дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) требуется по некоторым признакам выделять (идентифицировать) некоторые однородные области изображения, причем, как правило, это подобие нечет-кое и часто нарушается, то есть в общем случае имеет место идентификация и последующее распознавание в условиях неполной и нечеткой информации.

Задача идентификации образов предполагает разбиение изображения f(x, y) на части по некоторому заданному предикату. Пусть X – конечное множество точек плоскости, на котором определена дискретная функция f(x, y); $S = \{S1, S2, ..., Sk\}$ – разбиение X на k непустых связных областей Si, где i = 1, 2, ..., k; Lp – предикат, заданный на множестве S и принимающий истинные значения тогда и только тогда, когда любая пара точек (x, y) из каждого подмножества Si удовлетворяет некоторому критерию однородности этого подмножества. Отметим, что k областей, могут группироваться далее в m классов, где $2 \le m \le k$.

Семантическая сегментация является составной частью решения задачи идентификации. На данный момент наибольшую эффективность при решении задач сегментации показывают сверточные нейронные сети (СНС) [1]. Высокое качество сегментации обеспечивает технология глубокого обучения [2], применяемая в разработке СНС.

В настоящей статье предлагаются два CHC-сегментатора на основе *U-Net*, которые пзволяют повысить точность сегментации в целом, в основном за счет обучения. Различия в архитектуре обусловлены разными обучающими выборками и различными способами обучения (используются разные функции потерь).

Первая СНС принимает на вход матрицу размером 256×256×3, выходом является матрица 256 × 256 × 4, где каждая из 4 подматриц размером 256 × 256 показывает степень принадлежности пикселя к одному из искомых классов. Сама сеть содержит 11 сверточных слоев помимо выходного, при этом ресемплирование осуществляется вплоть до разрешения 32 × 32. Максимальное количество фильтров в сверточном слое – 256. Обучающая выборка была получена путем «нарезки» имеющихся аэрофотоснимков с размеченными участками. При этом нарезались участки размером 32, 64 и 128 пикселей с перекрытием и добавлением поворотов на углы, кратные 90°. Для обучения формируются пары (растительность – почва), (здоровая растительность – больная растительность). Размер обучающей выборки: 110528 изображений. Размер валидационной выборки: 27632 изображений (20 % общей базы). Реализация на основе билиотеки Keras.

Вторая СНС была настроена на входной тензор размерностью $512 \times 512 \times 3$. Выходом такой сети является тензор $512 \times 512 \times 1$. В качестве loss-функции используется DiceLoss. Также использован плавный коэффициент 1 для обратного распространения. Если предсказание является жестким порогом, равным 0 и 1, трудно обратно распространять функцию ошибки. В качестве метода оптимизации также используется Адам. При обучении датасет был разбит на 2 множества: для обучения (90% от общего числа изображений) и валидации (10%). Также в процессе обучения на каждой итерации использовались следующие преобразования изображений с целью аугментации датасета: случайное изменение масштаба от 90% до 110%; случайный поворот изображения от -75 до +75 градусов; случайное отражение изображения по горизонтали.

Предложенные СНС семантической сегментации изображений позволяют выполнить разделение изображений на два класса (растительность – почва). Сравнительная оценка предложенных алгоритмов с известными (SegNet, DenseNet, FCDenseNet) показала их преимущество (в качестве метрики для работы использовалась Intersection-Over-Union). опенки точности Тестирование проводилось на задаче идентификации залежных земель. Обработка данных выполняется на базе открытой геоинформационной системы OGIS и открытого проекта Orfeo Toolbox. Использованы материалы геопортала земельно-информационной системы Республики Беларусь (участки территории Хойницкого района, часть территории которого активна распахана, а другая часть находится в зоне отчуждения после аварии на Чернобыльской АЭС и выведена из хозяйственной деятельности).

Литература

1. Сикорский, О. С. Обзор сверточных нейронных сетей для задачи классификации изображений / О. С. Сикорский // Новые информационные технологии в автоматизированных системах – Москва, 2017. – № 20. – С. 37–42.

2. Николенко С., Кадурин А., Архангельская Е. Глубокое обучение. – СПб.: Питер, 2018. – С 480.

Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. приложение за 2021 год

Материалы Девятой международной научно-технической конференции «Актуальные проблемы создания космических систем дистанционного зондирования Земли»

Материалы издаются в авторской редакции

Подписано в печать 21.12.2021.

Адрес редакции: АО «Корпорация «ВНИИЭМ», 105187, Российская Федерация, г. Москва, ул. Вольная, д. 30. E-mail: vniiem@vniiem.ru.

© АО «Корпорация «ВНИИЭМ», 2021