

ИНСТИТУТ КОСМИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ  
РОССИЙСКОЙ АКАДЕМИИ НАУК

# ИССЛЕДОВАНИЯ СОЛНЕЧНО- ЗЕМНЫХ СВЯЗЕЙ НА МИКРО-, НАНО- И ПИКОСПУТНИКАХ

**МАТЕРИАЛЫ НАУЧНОЙ СЕССИИ**  
Секции солнечно-земных связей  
Совета по космосу Российской академии наук

Под редакцией  
члена-корреспондента РАН  
А. А. Петруковича

Серия «Механика, управление и информатика»

МОСКВА  
ИКИ РАН  
2015

## **Solar-terrestrial science with micro-, nano- and picospacecraft**

### **Proceedings**

**Ed. corresponding member of RAS A. A. Petrukovich**

This volume includes proceedings of scientific session of section of solar-terrestrial science, Space Council of the Russian Academy of Sciences, which was held December 3, 2014 in Space Research Institute. It was devoted to discussion of possibilities of solar-terrestrial research using micro-, nano- and picosatellites. Presentations include descriptions of actual scientific tasks, projects of Russian and foreign micro-, nano- and picosatellites.

*Keywords:* micro-, nano- and picospacecraft, magnetosphere, ionosphere, solar-terrestrial relations.

## **Исследования солнечно-земных связей на микро-, нано- и пикоспутниках**

**Материалы научной сессии  
Секции солнечно-земных связей  
Совета по космосу Российской академии наук**

**Под ред. члена-корреспондента РАН  
А. А. Петруковича**

Сборник включает материалы научной сессии Секции солнечно-земных связей Совета по космосу РАН, прошедшей 3 декабря 2014 г. в Институте космических исследований РАН и посвящённой обсуждению возможностей исследования солнечно-земных связей на микро-, нано- и пикоспутниках. Представлены доклады об актуальных научных задачах, проектах российских и зарубежных микро-, нано- и пикоспутников.

*Ключевые слова:* микро-, нано- и пикоспутники, магнитосфера, ионосфера, солнечно-земные связи.

Руководитель издания: *Зайцев Ю. И.*

Редактор: *Корниленко В. С.*

Компьютерная вёрстка: *Комарова Н. Ю.*

Дизайн обложки: *Захаров А. Н.*

Мнение редакции не всегда совпадает с точкой зрения авторов статей.

Отдельные статьи даны в авторской редакции.

Качество иллюстраций соответствует предоставленному авторами материалу.

Электронная версия сборника размещена на сайте ИКИ РАН <http://www.iki.rssi.ru/print.htm>.

## СОДЕРЖАНИЕ

Предисловие . . . . .	5
<i>Андреевский С. Е., Кузнецов В. Д., Синельников В. М., Ружин Ю. Я.</i> Радиотомография ионосферы с помощью системы микро/наноспутников . . . . .	9
<i>Афонин В. В., Кашкаров И. А., Петрукович А. А., Каримов Б. К., Потемкин С. А., Рожков Л. С.</i> Измеритель параметров ионосферной плазмы при помощи наноспутников (ИПИП_нс) (предложение эксперимента) . . . . .	16
<i>Белоконов И. В., Тимбай И. А., Устюгов Е. В.</i> Использование низковысотных группировок наноспутников для изучения геофизических полей: опыт участия в проекте QB50 . . . . .	28
<i>Богачев С. А., Зимовец И. В., Кириченко А. С., Кузин С. В., Струминский А. Б.</i> Возможности по созданию компактного телескопа-спектрометра жёсткого рентгеновского диапазона для изучения солнечных вспышек на малоразмерных космических платформах . . . . .	37
<i>Бойкачев В. Н., Хоменко В. В.</i> Миниатюризация радиоэлектронной аппаратуры и создание микроспутников . . . . .	47
<i>Бочаров В. С., Генералов А. Г., Гаджиев Э. В., Алексеева Н. С.</i> Варианты построения бортовых антенно-фидерных устройств для малых космических аппаратов . . . . .	54
<i>Брехов О. М., Жданов П. А.</i> Реализация международного университетского микроспутника «Кондор» . . . . .	61
<i>Доброленский Ю. С., Козелов Б. В., Кузьмин А. К., Маслов И. А., Ляхов А. Н., Мерзлый А. М., Пулинец С. А., Черноус С. А.</i> Исследования авроральных характеристик и высотно-широтной структуры эмиссий верхней атмосферы и ионосферы Земли с использованием метода пространственных реконструкций изображений, полученных с высоты орбиты перспективного микроспутника . . . . .	77
<i>Зелёный Л. М., Климов С. И., Ангаров В. Н., Назаров В. Н., Родин В. Г., Суханов А. А., Батанов О. В., Готлиб В. М., Калюжный А. В., Каредин В. Н., Козлов В. М., Козлов И. В., Эйсмонт Н. А., Ледков А. А., Новиков Д. И., Корепанов В. Е., Боднар Л., Сегеди П., Ференц Ч., Патков А. П., Лизунов А. А.</i> Проект МИКРОСПУТНИК «ЧИБИС-М». Опыт создания и реализации . . . . .	91
<i>Инчин А. С., Шпади Ю. Р., Лозбин А. Ю., Шпади М. Ю., Инчин П. А., Аязбаев Г. М., Быкаев Р. Ж., Майлибаева Л. И.</i> Экспериментальный образец целевого оборудования научно-технологического наноспутника . . . . .	119

<i>Криволицкий А. А., Куколева А. А., Вьюшкова Т. Ю., Черепанова Л. А., Гарипов Г. К.</i> О возможности использования наблюдений с малых спутников и численных моделей для мониторинга отклика атмосферы на внешнее воздействие. . . . .	128
<i>Панасюк М. И., Яшин И. В., Брильков И. А., Власова Н. А., Калегаев В. В., Ковтюх А. С., Оседло В. И., Подзолко М. В., Тулупов В. И., Рябиков В. М., Туманов М. В.</i> Создание группировки малых космических аппаратов для осуществления радиационного мониторинга в околоземном космическом пространстве . . . . .	141
<i>Петрукович А. А., Агафонов Ю. Н., Эйсмонт Н. А.</i> Применение микро- и наноспутников для исследований внешней магнитосферы и солнечного ветра . . . . .	154
<i>Потапов А. В., Карпенко С. О., Попов А. В., Ивлев Н. А., Сивков А. С., Власкин А. Л., Жумаев З. С., Андреев Д. В.</i> Микроспутниковая платформа ТаблеСат и микроспутник «ТаблеСат-Аврора» на её основе для проведения научных, технологических и образовательных экспериментов в космосе . . . . .	162
<i>Чернышов А. А., Чугунин Д. В., Мозилевский М. М., Моисеенко И. Л., Ильясов А. А., Вовченко В. В., Пулинец С. А.</i> Многоточечные измерения параметров плазмы и электромагнитных полей в ионосфере Земли. . . . .	175

## ПРЕДИСЛОВИЕ

Микро- (до 50 кг), нано- (до 10 кг) и пико- (до 1 кг) спутники (далее МНП КА) — бурно развивающийся класс космических аппаратов. В силу своей малости и дешевизны такие спутники могут полностью изготавливаться широким кругом научных и учебных организаций. В целом это создаёт жёсткую конкуренцию за научные и технические идеи, а также их реализацию. В настоящее время в мире в стадии подготовки и реализации находятся несколько десятков проектов только солнечно-земной тематики. Однако из-за малости размеров спутников и ограничений по орбитам выбор действительно актуальных научных задач для таких проектов затруднён.

В России развитие этого направления только начинается, при этом отсутствует внятная поддержка со стороны государства и частных компаний. Тем не менее, сейчас на орбите находится несколько российских «научно-образовательных» спутников формата около 50 кг.

Основная российская научная космическая программа (ФКП) ориентирована на достаточно редкие крупные проекты. В этой связи возможность постановки относительно быстрых и малозатратных научных экспериментов на МНП КА, в том числе являющихся частью инициативных программ вузов, Научно-исследовательских институтов, предприятий, достаточно привлекательна. Наряду с существенным увеличением числа запусков это сделает возможным оперативное решение отдельных актуальных задач, тестирование приборов и методик, приведёт к общему оживлению научной космической деятельности.

Для активизации деятельности по данному направлению 3 декабря 2014 г. в Институте космических исследований РАН была проведена специальная научная сессия Секции солнечно-земных связей Совета по космосу РАН «Научные задачи экспериментов по исследованию солнечно-земных связей на микро-, нано- и пикоспутниках». Цель научной сессии — определить актуальные научные задачи и возможности их решения на МНП КА как дополнение к «большой» космической программе РФ, способствовать развитию связей между научными группами и изготовителями спутников. Всего на сессии были представлены 15 докладов, состоялось активное обсуждение. Общее количество участников — около 50 человек. По материалам сессии был сформирован данный сборник, в него вошли и несколько статей, не представленных на сессии.

По результатам работы сессии были приняты резюме и резолюция секции, приведённые ниже.

## Резюме (выводы)

1. Большинство предложений относится к спутникам класса 50...100 кг (масса научной аппаратуры 5...20 кг). Представленные материалы свидетельствуют, что у российских организаций накоплен достаточный опыт работы с такими КА, как в части научных приборов, так и служебных систем. Бортовая аппаратура выполняется хотя и в уменьшенном формате, но остаётся в рамках традиционных технических подходов.

В том, что касается научной программы, была приведена информация по уже реализуемым проектам КОНДОР и ЧИБИС-АИ. Предложены также новые научные задачи:

1. Исследование тонкой структуры и мелкомасштабной электродинамики авроральных форм, наблюдаемых в эмиссиях видимого диапазона.
2. Инверсная радиотомография ионосферы.
3. Изображающая рентгеновская спектрометрия солнечных вспышек.
4. Радиационный мониторинг внутренней магнитосферы.
5. Многоточечные исследования внешней магнитосферы.

Эти направления и приборы могут быть рекомендованы для дальнейшей проработки и установки на имеющиеся спутниковые платформы. Первые такие переговоры прошли в ходе сессии.

С учётом имеющегося опыта стоимость такого проекта (в ценах 2014 г.) должна быть в пределах 50...100 млн руб. Проекты такого масштаба могут быть реализованы как в вузах и научных организациях, так и на предприятиях космической промышленности. Однако возможности стороннего финансирования такого размера ограничены и фактически регулярным источником средств может быть только Федеральная космическая программа. Предлагается рассмотреть возможность организации отдельной подпрограммы научных микроспутников в сумме до 1 млрд руб. на 10 лет, предусматривающей запуск одного КА в год.

2. Предложения научных задач, научной аппаратуры и систем КА для спутников nano класса (ниже 10...20 кг) существенно менее разработаны и носят единичный характер, что связано в первую очередь с отсутствием опыта работы в данном массовом сегменте, а также с большими ограничениями на реализуемость научных задач. Вместе с тем, именно данный сегмент представляется наиболее перспективным с точки зрения оптимизации показателя цена/качество и с учётом прогресса в миниатюризации. Удачным примером является запуск в 2005 г. технологического наноспутника ТНС-0 массой 5 кг, изготовленного в «Российском научно-исследовательском институте космического приборостроения» («РНИИ КП»). Приведена также информация по разработке казахского наноспутника формата 3U, имеющего на борту два магнитометра и датчик GPS. Представлен проект ПС-2 (ИКИ РАН, стадия научно-исследовательской работы) с прибором для измерений параметров ионосферной плазмы. Предложена научная задача с быстрым измерением параметров плазмы для кластера наноспутников.

Для развития работ в данном направлении необходима более тщательная проработка научных задач, включая методические вопросы проведения измерений в «малом формате», а также освоение принципиально новых технических решений (отказ от отдельных корпусов, миниатюризация и пр.). Наиболее распространён в данном сегменте стандарт кубсат (формат 2U и более относится к наноспутникам, единичный блок — к пикоспутникам).

При условии удержания общего финансирования такого проекта в пределах 20 млн руб. возможно привлечение стороннего финансирования (программы развития вузов и НИИ, гранты), что позволит существенно расширить программу исследований и диверсифицировать эту часть космической программы.

**3.** Пикоспутники на сессии фактически не рассматривались. Это связано в первую очередь с крайней ограниченностью измерительных средств, которые могут быть размещены на таком спутнике, а также большим отставанием России в области микромеханики и микроэлектроники, что ограничивает создание малогабаритных и малоэнергоёмких измерительных средств и систем. Так же как и для нанокласса, для развития работ в данном направлении необходима более тщательная проработка научных задач, освоение принципиально новых технических решений, развитие производства различных микросистем.

**4.** Работы по тематике МНП КА должны вестись в основном в вузах и научных организациях, в значительной степени силами аспирантов и студентов. Кроме того, существует жёсткая конкуренция за научные идеи и их реализацию в связи с бумом малого спутникостроения на международном уровне. Эти факторы обуславливают необходимость создания условий для быстрой разработки и запуска таких КА, укладываемых в срок до трёх лет. Следует также обращать больше внимания на научную отдачу от проектов «научно-образовательной» направленности.

**5.** Несмотря на общую ограниченность средств, подготовка МНП КА ведётся в ряде НИИ и вузах. При этом в каждом случае создаётся отдельный комплекс для наземной отработки, станция связи и прочее. Это приводит к дублированию и недостаточно эффективному использованию средств в целом. Координация в данном вопросе позволила бы существенно увеличить полезный выход. Назрела необходимость в стандартизации и унификации требований как к отдельным комплектующим (в первую очередь стандарта кубсат), средствам отделения (транспортно-пусковым контейнерам), так и по средствам наземной отработки и управления полётом.

**6.** Необходимо разработать новую нормативную базу, существенно упрощающую и удешевляющую создание и запуск МНП КА. Необходимо проведение опережающих опытно-конструкторских разработок по созданию малогабаритных и малоэнергоёмких бортовых систем, а также предоставление результатов таких работ всем российским заинтересованным организациям.

**7.** Учитывая, что в Самаре в настоящее время созданы благоприятные условия для развития космических аппаратов рассматриваемых классов, действует международная летняя космическая школа, посвящённая этой

тематике, целесообразно проведение следующего совещания в 2015 г. на базе Самарского государственного аэрокосмического университета.

**Резолюция заседания секции солнечно-земных связей  
Совета по космосу Российской академии наук**

Секция отмечает успешное проведение научной сессии «Научные задачи экспериментов по исследованию солнечно-земных связей на микро-, нано- и пикоспутниках». Тематика создания микро-, нано- и пикоКА, а также их использования в интересах исследования солнечно-земных связей является важной и приоритетной, в том числе и на международном уровне, обладает всеми признаками «прорывного» направления. В России, однако, развития этого направления совершенно недостаточно.

Секция постановляет:

1. Одобрить предложенные на сессии варианты научных задач, рекомендовать провести их дальнейшую проработку и заслушать в будущем на заседаниях секции в более полном формате, в том числе рекомендовать их реализацию в перспективных «научно-образовательных» проектах.
2. Предложить Совету по космосу, Роскосмосу активизировать работу уже созданных советов и рабочих групп по тематике малых спутников (секции Совета по Космосу, межведомственной комиссии) в части координации, обмена опытом, по созданию нормативной базы и стандартизации.
3. Предложить Совету по космосу, Роскосмосу рассмотреть возможность реализации программы запуска микро-, нано- и пикоспутников научной тематики в рамках Федеральной космической программы.

*Петрукович А. А.,*  
руководитель секции, член-корреспондент РАН  
*Ляхов А. Н.,*  
секретарь секции, кандидат технических наук

## РАДИОТОМОГРАФИЯ ИОНОСФЕРЫ С ПОМОЩЬЮ СИСТЕМЫ МИКРО/НАНОСПУТНИКОВ

*С. Е. Андреевский, В. Д. Кузнецов, В. М. Синельников, Ю. Я. Ружин*

Институт земного магнетизма, ионосферы и распространения радиоволн им. Н. В. Пушкова Российской академии наук (ИЗМИРАН)

Предложена инверсная геометрия организации радиотомографического спутникового зондирования ионосферы с использованием сигналов системы наземных передатчиков. Основными достоинствами инверсной схемы радиотомографии ионосферы является полный контроль над работой системы (при самостоятельном разворачивании цепочек наземных передатчиков), упрощение интеграции приёмника в состав малого космического аппарата, а также низкая стоимость развёртывания и обслуживания наземной сети радиомаяков. Приведены технические характеристики предлагаемых наземных и спутниковых модулей аппаратуры для радиотомографии ионосферы.

*Ключевые слова:* радиотомография, ионосфера, наземный передатчик, когерентные сигналы, бортовой приёмник, синтезатор частоты, интерфейс управления, демодулятор, аналого-цифровой преобразователь.

Основным принципом радиотомографии ионосферы с помощью сигналов навигационных спутниковых систем является одновременный приём когерентных сигналов от одного космического аппарата (КА) наземной сетью («линейкой») приёмных установок. Для этих целей традиционно применяются аппараты низкоорбитальных навигационных систем (НОНС) типа NNSS/Transit (Navy Navigation Satellite System) (США, с 1963 г.) и их российских аналогов «Циклон»/«Цикада»/«Парус» (с 1967 г.). Каждый из КА НОНС оборудован передатчиком-радиомаяком когерентных сигналов на частотах 150 и 400 МГц. Космические аппараты НОНС выводились на приполярные орбиты высотой около 1000 км.

Стандартная геометрия организации радиотомографического (РТ) спутникового зондирования ионосферы с использованием сигналов низкоорбитальных навигационных систем приведена на рис. 1.

Такая геометрия измерений позволяет получать двумерные сечения или «разрезы» распределения электронной концентрации в ионосфере. Протяжённость этих сечений составляет сотни и даже тысячи километров (зависит от длины линейки приёмников), а высота определяется высотой орбиты КА. Сеть приёмных установок располагается вдоль направлений пролёта спутника.

Высокая скорость движения КА (~7,9 км/с) и, соответственно, быстрый (по сравнению с характерными масштабами временных изменений

---

**Андреевский** Станислав Евгеньевич — ведущий инженер, andr@izmiran.ru

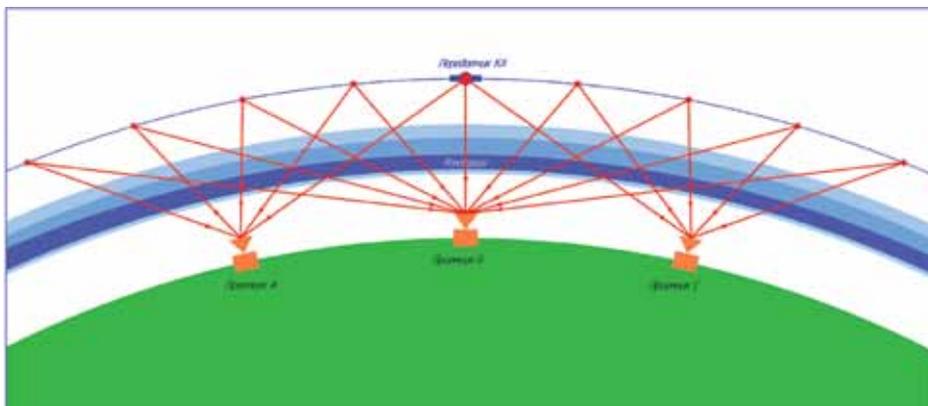
**Кузнецов** Владимир Дмитриевич — директор, доктор физико-математических наук, kvd@izmiran.ru

**Синельников** Вячеслав Михайлович — заведующий лабораторией, доктор физико-математических наук, sinel@izmiran.ru

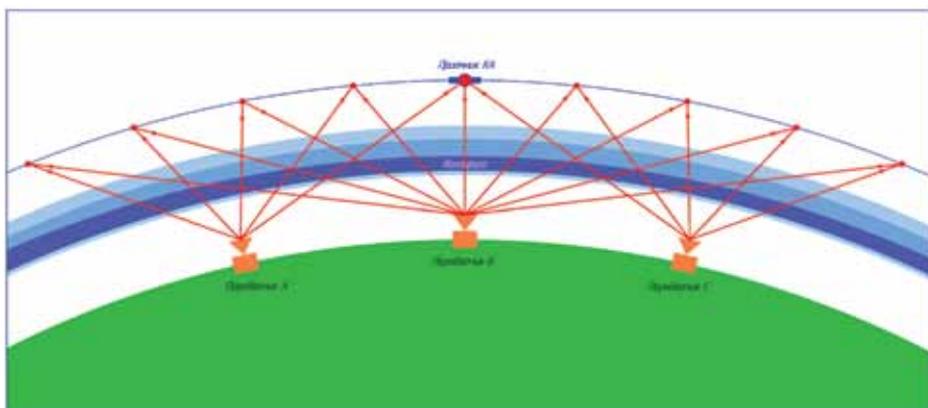
**Ружин** Юрий Яковлевич — заместитель директора, доктор физико-математических наук, ruzhyn@izmiran.ru

исследуемых ионосферных процессов) пролёт КА над просвечиваемой областью ионосферы позволяет реконструировать сечения электронной концентрации в плоскости пролёта спутника. Характерная длительность времени измерения сигналов одного спутника для одного приёмника составляет 10...15 мин.

Основными достоинствами стандартной схемы РТ зондирования ионосферы является наличие развёрнутых спутниковых систем передатчиков, отсутствие необходимости передачи данных с орбиты КА и технологии упрощённого обслуживания цепочки наземных приёмников. Однако отсутствие контроля работы орбитальных передатчиков осложняет проектирование новых систем наземных приёмников и прогнозирование сроков их работы. Создание же системы собственных орбитальных передатчиков затруднительно из-за сложности интегрирования передатчиков в состав оборудования микроспутников по требованиям электромагнитной совместимости.



**Рис. 1.** Стандартная схема радиотомографического зондирования ионосферы с использованием радиомаяков НОНС



**Рис. 2** Инверсная схема радиотомографического зондирования ионосферы с использованием наземных радиомаяков

Инверсная геометрия организации РТ спутникового зондирования ионосферы с использованием сигналов системы наземных передатчиков приведена на рис. 2.

Примером работающей сети наземных передатчиков является сеть DORIS, созданная для прецизионного определения орбит спутников (когерентные частоты 401,25 и 2036,25 МГц). Невозможность использования данной сети для инверсного РТ зондирования связана, прежде всего, с большими расстояниями между передатчиками.

Основными достоинствами инверсной схемы РТ зондирования ионосферы можно признать полный контроль над работой системы (при самостоятельном разворачивании цепочек наземных передатчиков), упрощение интеграции приёмника в состав микроспутника и более низкая стоимость развёртывания и обслуживания наземной сети радиомаяков. К числу очевидных недостатков такой схемы можно отнести необходимость передачи результатов измерений с орбиты микроспутника, более жёсткие требования к характеристикам приёмника, в том числе и требование многоканальности его схемы.

Для использования в составе инверсной схемы РТ зондирования ионосферы в ИЗМИРАН разрабатывается комплекс экспериментальных образцов наземного и бортового (для работы на борту микроспутника) оборудования в следующем составе:

- наземный передатчик когерентных сигналов 150/400 МГц (ПКС 150/400);
- бортовой измерительный комплекс 150/400 МГц (БИК 150/400).

В рамках предварительных работ определены основные технические требования к разрабатываемому оборудованию.

#### *Основные характеристики ПКС 150/400*

- Выходная мощность передатчика . . . . . не менее 1 Вт
- Частотный диапазон сигналов VHF . . . . . 149,07...150,93 МГц
- Частотный диапазон сигналов UHF . . . . . 397,52...402,48 МГц
- Шаг перестройки по частоте в диапазоне VHF . . . . . не более 30 кГц
- Погрешность установки частоты сигнала . . . . . не более  $\pm 1 \cdot 10^{-9}$
- Кратковременная нестабильность частоты сигнала . . . . . не более  $\pm 1 \cdot 10^{-9}$
- Долговременная нестабильность частоты сигнала . . . . . не более  $\pm 50 \cdot 10^{-9}$
- Отклонение частоты в интервале рабочей температуры . . . . . не более  $\pm 50 \cdot 10^{-9}$

#### *Основные характеристики БИК 150/400*

- Частотный диапазон сигналов VHF . . . . . 149,07...150,93 МГц
- Частотный диапазон сигналов UHF . . . . . 397,52...402,48 МГц
- Пороговая чувствительность приёмника в диапазоне VHF . . . . . не менее  $-129$  дБм
- Пороговая чувствительность приёмника в диапазоне UHF . . . . . не менее  $-138$  дБм
- Шаг перестройки по частоте в диапазоне VHF . . . . . не более 30 кГц
- Общее число каналов приёма . . . . . не менее 12
- Число частотных каналов приёма . . . . . не менее 4
- Число доплеровских каналов приёма . . . . . не менее 12

Структура приёмника БИК 150/400 показана на рис. 3. БИК 150/400 содержит два антенно-фидерных устройства (АФУ), два модуля приёмника, работающих в частотных диапазонах VHF и UHF (РПУ), два модуля цифровых процессоров сигналов (ЦПС) и модуль сбора данных (МСД).

Модуль ЦПС предназначен для выполнения следующих процедур:

- установка режимов работы частотных каналов приёмников (рабочая частота и коэффициент усиления);
- включение и выключение режима измерений;
- приём результатов измерений;
- поиск, захват и слежение за частотой доплеровских каналов приёма;
- детектирование результатов измерений доплеровских каналов приёма;
- буферное хранение результатов измерений и передача в модуль сбора данных.

Использование двух модулей ЦПС, работающих параллельно, обусловлено двумя целями:

- резервирование модулей ЦПС (работает один из модулей ЦПС);
- дублирование модулей ЦПС (для увеличения вычислительной мощности ЦПС, при необходимости).

Модуль сбора данных предназначен для решения следующих задач:

- приём команд управления, меток времени, параметров режима работы и орбитальных параметров движения микроспутника от его служебной системы;
- передача результатов измерений и параметров телеметрии в служебную систему микроспутника;
- включение и выключение режима измерений;
- управление ЦПС в соответствии с программой измерений;
- установка режима работы модулей приёмников и модулей ЦПС и контроль их состояния;
- расчёт ожидаемого доплеровского смещения частоты сигналов, излучаемых наземными передатчиками, и передача результатов расчёта в модули ЦПС;
- приём результатов измерений от ЦПС и их буферное хранение.

Структура модуля приёмника одного из частотных диапазонов показана на рис. 4. Модуль приёмника состоит из согласующего устройства (СУ), усилителя радиочастотного (УРЧ), полосового фильтра (ПФ) и четырёх каналов асинхронного приёма. Каналы асинхронного приёма содержат синтезатор частоты (СЧ), демодулятор (ДМ), аналого-цифровой преобразователь (АЦП) и работают по принципу асинхронного приёмника «прямого преобразования» частоты сигнала.

Блок приёмника предлагается выполнить в виде моноблока. Проектные габариты и масса блока приёмника следующие:

- высота — 65 мм;
- ширина — 150 мм;
- глубина — 100 мм;
- масса — 1,5 кг.

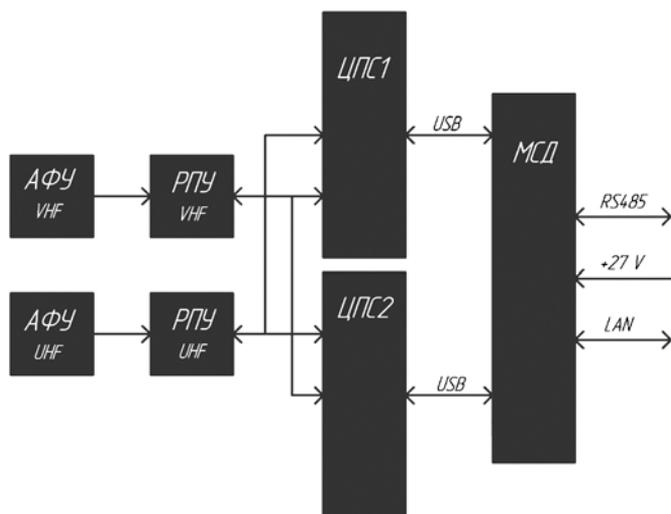


Рис. 3. Обобщённая структура БИК 150/400

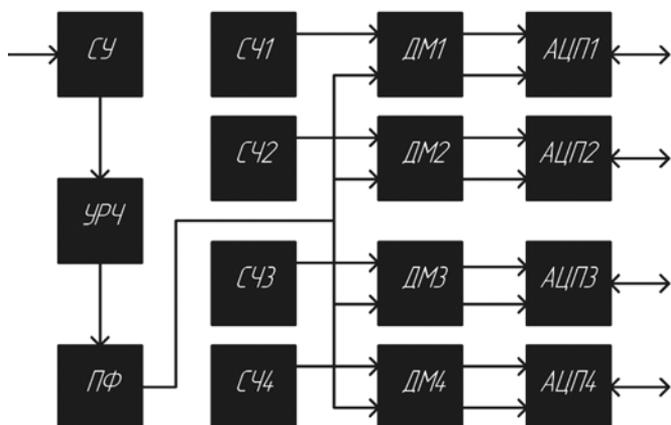


Рис. 4. Структура модуля приёмника одного из частотных диапазонов

Обобщённая структура передатчика ПКС 150/400 показана на рис. 5. Передатчик содержит два антенно-фидерных устройства, два модуля передатчика (РПД), работающих в частотных диапазонах VHF и UHF, и модуль управления (МУ).

Модуль управления выполняет следующие задачи:

- установка рабочей частоты каналов передатчиков;
- включение и выключение усилителей мощности (УМ) по программе измерений или по команде дистанционного управления;
- контроль состояния каналов передатчиков;
- генерацию сигнала опорной частоты;
- управление модемом сотовой связи для организации дистанционного управления передатчиком ПКС 150/400 и передачи данных о его состоянии;

- управление навигационным приёмником с целью приёма текущих координат ПКС 150/400 и секундной шкалы времени (PPS);
- сравнение смещения шкалы времени навигационного приёмника и шкалы времени опорного генератора для измерения и минимизации его относительной погрешности частоты;
- приём команд управления и программы измерений по каналу сотовой связи или локальной линии связи на основе интерфейса RS-485;
- передача данных состояния ПКС 150/400 по каналу сотовой связи или локальной линии связи на основе интерфейса RS-485.

Структура модуля передатчика одного из частотных диапазонов показана на рис. 6.

Модуль передатчика состоит из следующих компонентов:

- согласующего устройства;
- усилителя мощности;
- синтезатора частоты.

Блок передатчика предлагается выполнить в виде моноблока.

Проектные габариты и масса блока передатчика следующие:

- высота — 90 мм,
- ширина — 160 мм,
- глубина — 160 мм,
- масса — 2 кг.

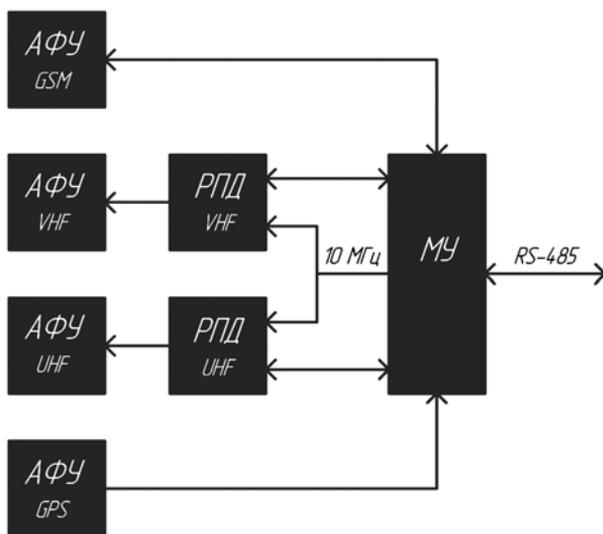


Рис. 5. Обобщённая структура ПКС 150/400



Рис. 6 Структура модуля передатчика одного из частотных диапазонов

Разработка комплекса оборудования и соответствующего программного обеспечения позволит упростить создание систем радиотомографического зондирования, выполненных по инверсной схеме. Такая схема зондирования имеет, на наш взгляд, следующие достоинства:

- облегчает создание локальных измерительных полигонов с точки зрения согласования используемых радиочастот и развёртывания системы наземных передатчиков;
- упрощает интеграцию измерительного приёмника на борту микро-спутников с различными комплектами полезных нагрузок, с точки зрения электромагнитной совместимости;
- подготовит разработку аппаратуры для инверсного томографического зондирования с использованием наноспутников, что станет возможным за счёт снижения потребления энергии и массогабаритных характеристик приёмника (при увеличении степени интеграции компонентов) и минимизации массогабаритных характеристик АФУ приёмника, при переходе на когерентные рабочие частоты в верхней части УВЧ-диапазона.

## **RADIO TOMOGRAPHY OF THE IONOSPHERE BY MEANS OF MICRO/NANOSATELLITES SYSTEM**

*S. E. Andreevsky, V. D. Kuznetsov, V. M. Sinelnikov, Yu. Ya. Ruzhyn*

Pushkov Institute of Terrestrial Magnetism, Ionosphere and Radio Wave Propagation (IZMIRAN)

The inverse geometry of radiotomographic satellite sounding of the ionosphere with use of signals of ground based transmitters system is considered. The main advantages of the inverse scheme of ionosphere radiotomography are complete control over work of ground transmitters, simplification of integration of the receiver into structure of the small spacecraft, and also low cost of expansion and service of ground radio beacons network. Technical characteristics of the offered ground and satellite modules for ionosphere radiotomography equipment are given.

*Keywords:* radiotomography, ionosphere, ground based transmitter, coherent signals, spaceborne receiver, frequency synthesizer, control interface, demodulator, analog-digital converter.

---

**Andreevsky** Stanislav Evgenievich — leading engineer, andr@izmiran.ru

**Kuznetsov** Vladimir Dmitrievich — director, doctor of physical and mathematical sciences, kvd@izmiran.ru

**Sinelnikov** Vyacheslav Mikhailovich — head of laboratory, sinel@izmiran.ru

**Ruzhyn** Yury Yakovlevich — deputy director, doctor of physical and mathematical sciences, ruzhyn@izmiran.ru

## ИЗМЕРИТЕЛЬ ПАРАМЕТРОВ ИОНОСФЕРНОЙ ПЛАЗМЫ ПРИ ПОМОЩИ НАНОСПУТНИКОВ (ИПИП\_НС) (ПРЕДЛОЖЕНИЕ ЭКСПЕРИМЕНТА)

**В. В. Афонин<sup>1</sup>, И. А. Кашкаров<sup>1</sup>, А. А. Петрукович<sup>1</sup>, Б. К. Каримов<sup>2</sup>, С. А. Потемкин<sup>2</sup>, Л. С. Рожков<sup>2</sup>**

<sup>1</sup> Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН)

<sup>2</sup> Специальное конструкторское бюро космического приборостроения Института космических исследований Российской академии наук (СКБ КП ИКИ РАН), Таруса

Описываются предложения по разработке комплекта научной аппаратуры для исследования ионосферной плазмы Земли прямыми локальными методами при помощи наноспутников, направленные на решение широкого круга научных задач по исследованию структуры и динамики ионосферы. Аппаратура состоит из пяти различных ионосферных датчиков и электроники, обеспечивающей связь с системами космического аппарата с минимизированными требованиями по управлению, и оформлена в виде модуля, являющегося лицевой панелью наноспутника, с массой 900 г, габаритами 165×165×70 мм и потреблением 5 Вт. По сравнению с применяемой в мировой практике аппаратурой, модуль позволяет измерять наиболее полный перечень параметров электронной и ионной компонент ионосферной плазмы.

*Ключевые слова:* аппаратура для ионосферных измерений, параметры ионосферной плазмы, наноспутник, ионная ловушка, анализатор с тормозящим потенциалом, зонд Ленгмюра, дрейфметр, потенциал корпуса.

### 1. ЦЕЛЬ, НАЗНАЧЕНИЕ И СОСТАВ

Целью *разработки* является создание комплекта научной аппаратуры для исследования ионосферной плазмы Земли.

Научная аппаратура ИПИП\_нс — Измеритель Параметров Ионосферной Плазмы при помощи НаноСпутников представляет собой моноблок — модуль, являющийся элементом конструкции космического аппарата (КА) и предназначенный для измерения параметров околоземной ионосферной плазмы при помощи наноспутника ПС-2, в том числе:

- 1) контроль пространственного распределения параметров электронной и ионной компонент ионосферной плазмы;
- 2) регистрация неоднородностей в ионосфере и ионосферно-магнитных возмущений;
- 3) измерение электрических полей и дрейфов ионосферной плазмы;
- 4) регистрация и контроль физических явлений и изменений в ионосфере.

---

**Афонин** Валерий Васильевич — ведущий научный сотрудник, кандидат физико-математических наук, vvafonin@iki.rssi.ru

**Кашкаров** Иван Андреевич — инженер

**Петрукович** Анатолий Алексеевич — заведующий отделом физики космической плазмы, доктор физико-математических наук, член-корреспондент РАН, apetruko@iki.rssi.ru

**Потемкин** Сергей Александрович — ведущий конструктор, psa@skbcp.tarusa.ru

**Каримов** Борис Талгатович — ведущий конструктор, kabor@skbcp.tarusa.ru

**Рожков** Лев Сергеевич — ведущий инженер, rls@skbcp.tarusa.ru

Аппаратура ИПИП\_нс предназначена для проведения прямых локальных спутниковых измерений параметров околоземной ионосферной плазмы при помощи прямых зондовых методов с наноспутника ПС2.

Модуль ИПИП\_нс состоит:

- из лицевой панели с установленными на ней датчиками — измерителями параметров ионосферной плазмы;
- двух плат электроники (плата питания и плата предусилителей);
- электрических соединителей для связи с электроникой КА.

## 2. ОКОЛОЗЕМНАЯ ИОНОСФЕРА И МЕТОДЫ ЕЁ ИЗМЕРЕНИЙ

1. В околоземном пространстве имеется несколько типов плазмы:

- низкоэнергичная ( $E \approx 0,1 \dots 10$  эВ) — ионосферная плазма;
- высокоэнергичная ( $E \geq 1$  кэВ) — магнитосферная плазма;
- плазма солнечного ветра ( $E \approx 100 \dots 1000$  эВ).

2. *Основные параметры ионосферной плазмы.* Ионосферная плазма может состоять из нескольких сортов (видов) частиц  $i = 1, \dots, m$ . К основным параметрам плазмы относятся: концентрация  $N_i$ , температура  $T_i$ , масса  $M_i$ , распределение частиц по скоростям  $f(V_i)$  для  $i = 1, \dots, m$ .

3. Для описания ионосферной плазмы в заданной точке пространства необходимо знать (измерить) характеристики частиц в зависимости от времени  $t$  — концентрацию  $N_i(t)$  и энергетические спектры  $E_i(t)$  и, что крайне важно, напряжённость электрического  $E(t)$  и магнитного  $H(t)$  полей.

Для полного описания ионосферной плазмы и её динамических характеристик необходимо провести глобальные (во всём объёме околоземного пространства) измерения частиц и полей. При этом такие измерения должны проводиться достаточно часто, чтобы иметь возможность анализировать быстрые процессы в плазме, например, волновые процессы до частот до  $10^6$  Гц и выше. Это означает, что измерения параметров ионосферы должны проводиться с временным разрешением  $\sim 1$  мкс.

4. Существует множество методов измерения характеристик частиц ионосферной плазмы, различающихся как локализацией измерительной аппаратуры:

- наземные дистанционные,
- спутниковые дистанционные,
- спутниковые локальные,

так и способами измерений:

- прямые локальные (зондовые методы),
- волновые прямые,
- волновые дистанционные.

*Прямые и косвенные измерения.* При прямых измерениях требуемая характеристика ионосферы измеряется непосредственно. Косвенные измерения

такowymi не являются. В этом случае измеряемый параметр оценивается исходя из измерений других видов — например, концентрация частиц оценивается из оптических или волновых данных (измерений).

*Локальные и дистанционные методы.* В локальных методах требуемая характеристика измеряется прибором, находящимся непосредственно в заданной (требуемой) точке пространства. В дистанционных методах измерительный прибор (устройство) находится в месте, удалённом от заданной точки пространства.

5. Как в косвенных, так и в дистанционных методах для получения требуемой характеристики плазмы приходится вводить многочисленные предположения, связанные с многочисленными физическими процессами, которые могут повлиять на оценку. Эти предположения обосновываются теоретическим анализом поведения плазмы, который, как правило, основан на приближении холодной плазмы. Это значительно понижает надёжность и достоверность получаемых результатов.

6. Провести прямые измерения всех основных параметров ионосферной реальной (многокомпонентной) плазмы теоретически возможно, но практически нереально. Для этого потребуются целый набор различных приборов, интегрированных в одну миссию. По крайней мере, до сих пор не существует ни одного космического проекта, посвящённого задаче измерения полного набора основных ионосферных параметров.

7. На практике измерения ионосферной плазмы выполняются вдоль траектории КА при помощи одного или нескольких приборов, каждый из которых проводит прямые локальные измерения некоторых, не всех, основных параметров ионосферной плазмы, в результате которых получают временные ряды отдельных параметров плазмы. Глобальные характеристики околосферной плазмы получают путём статистических и модельных исследований, основанных на экспериментальных числовых рядах.

8. Прямые локальные методы подразделяются на три основные группы:

- зонд Ленгмюра и его модификации;
- плоские ионные ловушки (цилиндры Фарадея) и их модификации;
- сферические ионные ловушки и их модификации.

Все эти группы включают многочисленные модификации по типам и методике измерений.

### 3. НАУЧНЫЕ ЗАДАЧИ

Основные научные задачи аппаратуры ИПИП\_нс:

- 1) мониторинг структуры и динамики ионосферной плазмы;
- 2) диагностические измерения параметров ионосферной плазмы с целью изучения аномальных физических явлений и характерных при-

знаков таких изменений в ионосфере, связанных с естественными или искусственными возмущениями ионосферы (солнечно-геомагнитная, вулканическая, сейсмическая, циклоническая или грозовая активность);

- 3) накопление ионосферных данных с целью улучшения международной модели ионосферы (International Reference Ionosphere — IRI);
- 4) комплексные исследования различных физических явлений в ионосфере во время особых периодов геомагнитно/гелиомагнитно возмущённых периодов и/или активных воздействий на ионосферу с наземных объектов или с других КА;
- 5) детальное изучение отдельных физических процессов в ионосферной плазме;
- 6) изучение ионосферных неоднородностей.

В процессе выполнения указанных выше задач предполагается получить значительный массив данных, на основе которого можно будет:

- проводить *мониторинг ионосферы* (стационарное и возмущённое состояние, динамические характеристики);
- проводить *исследование отдельных физических явлений* в ионосфере (реакция на геомагнитные и гелиовозмущения, главный ионосферный провал, экваториальная аномалия, полярная шапка, аномальные зоны и т. д.);
- проводить исследование *взаимодействия ионосфера-плазмосфера-магнитосфера*;
- дополнять и улучшать международную модель ионосферы;
- проводить *исследование с целью обнаружения аномальных явлений и характерных признаков изменений в ионосфере, связанных с естественными или искусственными возмущениями ионосферы* (вулканическая, сейсмическая, циклоническая или грозовая активность).

#### 4. ПЕРЕЧЕНЬ ИОНОСФЕРНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК, ИЗМЕРЯЕМЫХ В КОСМИЧЕСКИХ ЭКСПЕРИМЕНТАХ ПО ИССЛЕДОВАНИЮ ИОНОСФЕРЫ ПРЯМЫМИ ЗОНДОВЫМИ МЕТОДАМИ

В данном разделе приведён обзор применяющейся в мировой практике научной аппаратуры для измерения характеристик тепловой ионосферной плазмы. При этом рассматриваются только:

- основные параметры ионосферной плазмы,
- заряженные частицы с энергиями  $E \leq 10$  эВ,
- локальные методы,
- прямые (не косвенные) методы.

Эти методы позволяют получить прямые точные величины, на основе которых можно описывать и моделировать глобальное поведение ионосферы. Все остальные методы дают всего лишь оценки, основанные на многочисленных предположениях, обоснованность которых не всегда очевидна.

**Таблица 1.** Ионосферные характеристики

Тип измерений	Измеряемый параметр плазмы	Диапазон измерений
<b>1. Ионные компоненты</b>		
1.1	Концентрация ионов $N_i$	$10 \dots 10^7 \text{ см}^{-3}$
1.2	Энергетический спектр тепловых ионов: • концентрация $N_i$ • температура $T_i$ • масса ионов $M_i$	$\leq 30 \text{ эВ}$ $10^1 \dots 1,0 \cdot 10^7 \text{ см}^{-3}$ $300 \dots 10\,000 \text{ К}$ 2...3 осн. массы
1.3	Угол прихода — горизонтальная компонента вектора дрейфа ионосферной плазмы $V_d$	$\pm 45^\circ$ по рысканию ( $\pm 8 \text{ км/с}$ )
	Угол прихода — вертикальная компонента вектора дрейфа ионосферной плазмы $V_d$	$\pm 45^\circ$ по тангажу ( $\pm 8 \text{ км/с}$ )
	Ток ионов кислорода	$1,0 \cdot 10^{-12} \dots 1,0 \cdot 10^{-6} \text{ А}$
<b>2. Электронные компоненты</b>		
2.0	Температура электронов $T_e$	$0,1 \dots 10 \text{ эВ}$
2.1	Вольт-амперная характеристика: • температура электронов $T_e$ • концентрация электронов $N_e$ • концентрация ионов $N_i$ • потенциал корпуса • пучки электронов	от 30 до +30 эВ $0,1 \dots 10 \text{ эВ}$ $10^1 \dots 1,0 \cdot 10^7 \text{ см}^{-3}$ $10^1 \dots 1,0 \cdot 10^7 \text{ см}^{-3}$ $-30 \dots +30 \text{ В}$ $1 \dots 10 \text{ эВ}$
2.2	Концентрация электронов $N_e$	Относительные вариации $10^1 \dots 1,0 \cdot 10^7 \text{ см}^{-3}$
<b>3. Потенциал корпуса КА</b>		
3.1	Потенциал корпуса КА $U_{sc}$	от $-30$ до $+5 \text{ В}$
<b>4. Флуктуации концентраций</b>		
4.1	Флуктуации концентрации $N_e$	$0,01 \dots 100 \%$ $10 \dots 100 \%$
4.2	Флуктуации концентрации $N_i$	$0,01 \dots 100 \%$ $10 \dots 100 \%$
<b>5. Электрические поля</b>		
5.1	Перпендикулярные вектору скорости КА компоненты электрического поля $E_{\perp 1}, E_{\perp 2}$	$1 \dots 300 \text{ мВ/м}$

## 5. СУЩЕСТВУЮЩИЕ В МИРЕ РАЗРАБОТКИ

В табл. 2 приведён перечень существующих разработок аппаратуры для исследования ионосферной плазмы прямыми локальными методами после 1980 г. Проект КОСМОС-900 (1977) включён в перечень как единственный, аппаратура для которого была разработана и изготовлена в СССР без участия иностранных специалистов. До 1980 г. такая аппаратура изготавливалась только в трёх странах — СССР, США и Японии. В настоя-

щее время такая аппаратура изготавливается практически всеми развитыми и многими развивающимися странами — Болгарией, Германией, Индией, Италией, Китаем (Тайвань), США, Швецией, Чехией, Францией, Японией.

**Таблица 2.** Перечень существующих разработок аппаратуры для исследования ионосферной плазмы прямыми локальными методами (после 1980 г.)

Страна	КА / Проекты / Прибор	Год	Номер параметра по табл. 1	Примечание
СССР	«Космос-900» / Д-156	1977–1979	1.2, 2.0	
СССР	«Интеркосмос-24» / АКТИВНЫЙ / КМ-6	1989–1994	1.2, 2.0	Совместно с ЧССР
СССР	«Интеркосмос-25» / АПЭКС / КМ-9	1991–1994	1.2, 2.0	Совместно с ЧССР
Россия	«Интербол-А»	1997–1999	2.1	Совместно с ЧССР
В настоящее время в РФ разработки НА для прямых локальных измерений параметров ионосферной плазмы отсутствуют				
Франция	DEMETER	2004–2010	1.2, 1.3, 2.1, 3	
США	МКС / FPMU	2006	1.2, 2.1, 3	
США	DMSP-F / F8–F19	1987–2014	1.2, 1.3, 2.1, 3	Министерство обороны США

## 6. АППАРАТУРА ИЗМЕРИТЕЛЯ ПАРАМЕТРОВ ИОНОСФЕРНОЙ ПЛАЗМЫ ПРИ ПОМОЩИ НАНОСПУТНИКОВ

Аппаратура ИПИП\_нс предназначена для измерения параметров ионосферной плазмы, включая:

- параметры электронной компоненты ионосферной плазмы  $T_e, N_e$ ;
- параметры ионных компонент ионосферной плазмы  $N_i, T_i, M_i$ ;
- флуктуации концентрации ионов  $\delta N_i$ ;
- потенциал корпуса КА  $U_{sc}$ ;
- полный вектор скорости дрейфа ионосферной плазмы  $Vd$ ;
- две взаимно-перпендикулярные (вектору скорости КА) компоненты электрического поля в ионосфере  $E \perp 1, E \perp 2$ .

Измерения этих параметров производятся при помощи пяти различных плазменных датчиков, объединённых в один моноблок, плоскость которого представляет собой лицевую панель КА, ориентированную по вектору скорости КА в направлении набегающего потока плазмы.

Такие измерения обладают рядом особенностей, которые делают эти измерения наиболее трудной задачей по сравнению с измерениями параметров плазмы с «не ионосферными» характеристиками:

- 1) энергия измеряемых электронов  $E_e = 0,1 \dots 0,5$  эВ, ионов  $E_i \approx 5$  эВ;

- 2) потенциал корпуса  $U_{sc}$  КА, на котором установлена эта аппаратура, *a priori* не известен;
- 3) потенциал корпуса  $U_{sc}$  при полёте КА в ионосфере может лежать в пределах от +5 до  $-10$  эВ и менее; в высоких широтах (в авроральной зоне) потенциал корпуса  $U_{sc}$  может достигать минус сотен вольт (в авроральной зоне);
- 4) поскольку тепловая скорость ионов  $V_{th} \leq 1$  км/с и примерно на порядок ниже скорости КА  $V_{sc} \approx 7,5$  км/с, поток ионов на датчик является сильно анизотропным; показания прибора сильно зависят от ориентации прибора относительно вектора скорости КА.

Свойства 1, 2 и 3 означают, что необходимо измерить сигнал в условиях, когда «сигнал» в 100 и более раз ниже уровня «шума».

Свойство 2 означает, что перед измерением прибор необходимо адаптировать к конкретным условиям в плазме; альтернативой является значительное понижение временного и пространственного разрешения измерений и увеличение потребностей в телеметрических (ТМ) ресурсах.

Свойство 4 означает, что для проведения корректных измерений параметров плазмы требуется КА с ориентацией по вектору скорости. При неориентированном КА для получения надёжных результатов необходимо устанавливать три-четыре одинаковых датчика, по-разному ориентированных на КА.

При одноосной ориентации (закрутка вокруг одной оси) можно обойтись одним-двумя датчиками, но при этом накладывается ограничение на скорость закрутки (она не должна быть слишком быстрой).

*Состояние разработки и прототипы.* Аппаратура ИПИП\_нс создаётся в лаборатории ИКИ РАН, имеющей богатый опыт проведения локальных измерений околоземной и межпланетной плазмы прямыми зондовыми методами начиная со «Спутника-3». Прототипом аппаратуры ИПИП\_нс является прибор ИПХП, успешно работавший в проектах АКТИВНЫЙ (высота 511...2497 км, 1989–1994 гг.) и АПЭКС (высота 437...3085 км, 1991–1994 гг.), а также прибор КМ-7, специально разработанный для измерений в условиях разреженной магнитосферной плазмы и успешно отработавший на спутнике «Интербол-А» на высотах до трёх радиусов Земли.

Ближайшим прототипом является прибор ДПК-ИПИ, разрабатывавшийся для Международной космической станции по контракту с ОАО РКК «Энергия», и прибор ЭСИП, создаваемый в рамках Федеральной целевой программы России для системы «Геофизика», устанавливаемой на КА «Ионосфера».

Электроника плазменных датчиков (предусилители) разрабатывается и изготавливается в ИКИ РАН, вся остальная электроника — в СКБ КП ИКИ РАН (Таруса), там же производится интеграция моноблока ИПИП\_нс.

*Виды используемых датчиков.* В аппаратуре ИПИП\_нс используются датчики, перечисленные в табл. 3.

Таблица 3. Виды датчиков аппаратуры ИПИП\_нс

Вид датчика	Тип	Назначение
Датчик ионного спектра (ДИС)	Анализатор с тормозящим потенциалом (АТП), плоская ионная ловушка (ПИЛ)	Измерение энергетического спектра ионов
Датчик ионного потока (ДИП)	АТП (ПИЛ)	Измерение концентрации ионов и флуктуаций потока ионов
Дрейфметр (ДМ)	Вариант АТП (ПИЛ)	Определение углов прихода набегающего потока ионов
Плоский зонд Ленгмюра (ПЗЛ)	Модифицированный зонд Ленгмюра	Измерение температуры и концентрации ионов и электронов и потенциала корпуса КА
Датчик потенциала корпуса (ПК)	Вариант зонда Ленгмюра	Измерение потенциала корпуса КА

*Конструкция и состав.* Прибор (модуль) ИПИП\_нс представляет собой моноблок, содержащий пять ионных датчиков и две платы электроники. Модуль ИПИП\_нс не является самостоятельным прибором и должен встраиваться в конструкции КА. С целью облегчения изготовления, настройки и проверок функционирования электрические связи с КА минимизированы — модуль получает от КА одно напряжение питания. Питание и все вырабатываемые и технологические сигналы выведены на разъёмы. Тип и количество разъёмов подлежат уточнению с разработчиками КА на этапе разработки конструкторской документации. На рисунке показан эскиз конструкции модуля ИПИП\_нс с указанием размеров. Все пять ионосферных датчиков расположены на лицевой панели модуля. Эта панель изолирована от корпуса КА и на неё подаётся потенциал, равный плавающему потенциалу, измеряемому датчиком ПК. Все предусилители датчиков расположены на отдельной плате, закреплённой непосредственно под датчиками. На второй плате находятся вторичные источники питания, вырабатывающие все необходимые для работы датчиков напряжения.

Лицевая панель, на которой устанавливаются датчики, одновременно является охранным электродом для датчиков, а подаваемый на него потенциал относительно корпуса КА обеспечивает повышение точности измерений параметров плазмы.

*Питание и потребление:*

Напряжение питания  $U_{\text{пит}}$  . . . . . +15 В

Стабильность . . . . . 1 %

Потребление . . . . . 5 Вт

Габариты . . . . . 165×165×70 мм

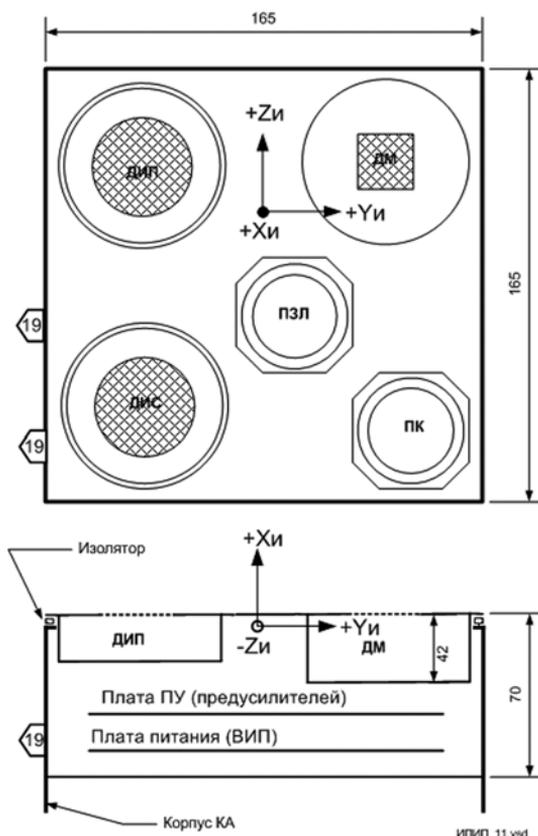
Масса . . . . . ≤900 г

*Концепция взаимодействия с КА.* С целью упрощения системы и уменьшения взаимозависимости разработчиков модуля ИПИП\_нс и КА принято решение:

- модуль ИПИП\_нс питается от одного источника КА; напряжение этого источника  $U_{пит}$  должно быть стабилизировано во всём диапазоне рабочих условий;
- напряжение источника  $U_{пит}$  должно использоваться в модуле ИПИП\_нс для питания вторичных источников питания (ВИП) для выработки необходимых рабочих напряжений;
- все результаты измерений параметров плазмы формируются в виде аналоговых сигналов напряжений в диапазоне  $0...+5$  В;
- источники питания ВИП на плате питания ИПИП\_нс задублированы.

*Требования к орбите.* Оптимальной для решения научных задач является круговая  $H \approx 500$  км приполярная орбита с наклоном  $I \approx 80^\circ$ .

*Организация работы в полёте.* Для решения всех научных задач крайне желательно непрерывное глобальное перекрытие измерений, что означает непрерывную работу прибора в полёте. С этой же целью желательно проводить измерения с максимальной допустимой частотой по времени (максимальным пространственным разрешением).



Вид и габариты модуля ИПИП\_нс

Требование непрерывности измерений является преобладающим. Для обеспечения возможности непрерывных и глобальных измерений и упрощения организационных мероприятий в течение работы на орбите предлагается:

- принимать телеметрическую информацию (ТМИ) на одной наземной станции один раз в день;
- включить в состав КА бортовую память с объёмом, достаточным для хранения результатов измерений в течение 24 ч (сутки);
- ограничить объём накопленной за сутки ТМИ величиной, не превышающей возможности считывания её за один сеанс связи с наземной станцией.

При указанной орбите время сеанса связи с наземной станцией должно составлять ~5 мин. Поэтому скорость радиолинии должна быть не менее 25 бит/с, что обеспечивает круглосуточное покрытие в режиме «Мониторинг», и не менее 525 бит/с для обеспечения круглосуточного покрытия с возможностью решения всех научных задач (см. ниже разд. «Режимы работы»).

#### *Управление прибором и взаимодействие с космическим аппаратом*

1. Включение и выключение прибора. Команды «Включить/Выключить» не требуются. Прибор включается и выключается подачей-снятием питания.

2. Для синхронизации пакетных измерений и опросов выходных сигналов КА должен выдавать сигналы синхронизация «под опрос».

3. Формирование ТМИ для передачи в ТМ-систему КА должно производиться системами КА.

4. Вся передаваемая на землю ТМИ должна иметь временную привязку.

*ТМ-информация и режимы работы.* Прибор выдаёт в служебные системы информацию в виде аналоговых сигналов напряжений  $U = 0...+5$  В.

Из этих параметров 14 представляют собой изменения величины во времени (*точечные параметры*). Для получения информации их достаточно периодически опрашивать с заданной частотой. Никакой синхронизации не требуется. Однако должна быть предусмотрена возможность привязки их по времени опроса.

Три остальных аналоговых выходных сигналов представляют собой *пакетные параметры* — единицей измерения является массив опросов — спектр датчика ДИС или вольт-амперной характеристики (ВАХ) зонда Ленгмюра, из которых будут определяться параметры плазмы. Для проведения измерений прибор вырабатывает пилообразные или ступенчатые анализирующие напряжения. При этом для синхронизации опросов этих параметров необходимо иметь синхросигналы от КА.

*Режимы работы.* В табл. 4 приведены возможные режимы работы с указанием потребностей объёма ТМИ и соответствия возможности решения научных задач (см. разд. 3).

В этих режимах большинство параметров плазмы (точечные параметры) измеряются с частотой 1; 1; 10 и 100 Гц соответственно. Пакетные параметры (спектры) измеряются с частотой 0,1; 1; 1 и 1 Гц соответственно.

**Таблица 4.** Режимы работы

Режим	Функциональное назначение	Объём за сутки [МБ/сут]	Решаемые научные задачи
1	Мониторинг	21,4	1, 2, 3
2	Номинальный 1 Гц	170,7	1, 2, 3, 4
3	Ускоренный 10 Гц	213,8	1, 2, 3, 4, 5
4	Ускоренный 100 Гц	645,4	1, 2, 3, 4, 5, 6

## 7. ТРЕБОВАНИЯ К УСТАНОВКЕ НА КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ

1. Для проведения надёжных и непрерывных вдоль орбиты измерений необходима ориентация нормали к лицевой панели (ось +Хи) по вектору скорости КА — датчики должны «смотреть» в направлении вектора скорости КА.

2. Желательная точность поддержания ориентации в пределах не хуже  $\pm 1^\circ$ . Допускается отклонение в пределах  $\pm 5^\circ$ . При более значительных отклонениях точность измерения ухудшается. Прибор не выходит из строя при любых отклонениях ориентации.

3. Желательно знание ориентации во всех случаях не хуже  $\pm 1^\circ$ .

4. Внешняя поверхность КА должна иметь максимально возможную электропроводящую поверхность, имеющую контакт с плазмой (не покрытую экранно-вакуумной теплоизоляцией (ЭВТИ)), имеющую контакт с плазмой. Эта поверхность не обязательно должна быть единым куском, важна суммарная площадь отдельных участков. Желательно, чтобы общая электропроводящая площадь КА превышала площадь лицевой панели ( $272 \text{ см}^2$ ) не менее, чем в 10 раз.

5. Крайне желательно иметь *токопроводящее покрытие солнечных панелей*:

- для увеличения общей электропроводящей поверхности КА;
- повышения электромагнитной чистоты КА;
- предотвращения электростатических разрядов при пролёте высокоширотных областей.

6. Категорически запрещается использовать так называемую «электропроводящую ЭВТИ» — полиимидную ткань с металлическими прожилками российского производства [Афонин, 2004]. В случае необходимости нужно использовать металлизированную фольгу с проводящим внешним покрытием.

## ЛИТЕРАТУРА

[Афонин, 2004]. Афонин В. О потенциале и эквипотенциальности российских космических аппаратов // Космич. исслед. 2004. Т. 42. № 1. С. 35–41.

## IONOSPHERIC PLASMA PARAMETERS MEASURER FOR NANOSATELLITES (IPIP\_NS) (EXPERIMENT PROPOSAL)

V. V. Afonin<sup>1</sup>, I. A. Kashkarov<sup>1</sup>, A. A. Petrukovich<sup>1</sup>, L. S. Rozhkov<sup>1</sup>, B. T. Karimov<sup>2</sup>, S. A. Potyomkin<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Space Research Institute Russian Academy of Science (IKI RAN)

<sup>2</sup> Special Design Bureau of the Space Instrument Manufacture IKI RAN (SKB KP IKI RAN),  
Tarusa

Proposal on development of set of instrumentation IPIP\_ns for Earth's ionosphere studies by direct in situ methods on nanosatellites designed for solving numerous scientific problems of ionospheric structure and dynamics investigation is described. The instrumentation set (module IPIP\_ns) consists of five different ionospheric sensors and electronics ensuring the interface with onboard spacecraft systems featuring minimized requirements of controlling the module by the spacecraft. The module actually represents the nanosatellite facing panel and has mass 900 g, dimensions 165×165×70 mm and power consumption 5 W. The module allows to measure the most complete set of parameters of electron and ion components of ionospheric plasma as compared with similar instruments used in the world practice.

*Keywords:* ionospheric measurement instrumentation, ionospheric plasma parameters, retarding potential analyser, Langmuir probe, driftmeter, spacecraft potential, nanosatellite.

---

**Afonin** Valeriy Vasil'evich — leading scientist, PhD, vvafonin@iki.rssi.ru

**Kashkarov** Ivan Andreevich — engineer

**Petrukovich** Anatoliy Alekseevich — head of department, apetruko@iki.rssi.ru

**Rozhkov** Lev Sergeevich — leading engineer, rls@skbcp.tarusa.ru

**Potyomkin** Sergey Aleksandrovich — leading designer, psa@skbcp.tarusa.ru

**Karimov** Boris Talgatovich — leading designer, kabor@skbcp.tarusa.ru

## **ИСПОЛЬЗОВАНИЕ НИЗКОВЫСОТНЫХ ГРУППИРОВОК НАНОСПУТНИКОВ ДЛЯ ИЗУЧЕНИЯ ГЕОФИЗИЧЕСКИХ ПОЛЕЙ: ОПЫТ УЧАСТИЯ В ПРОЕКТЕ QB50**

*И. В. Белоконов, И. А. Тимбай, Е. В. Устюгов*

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (Национальный исследовательский университет)

В 2016 г. впервые в мире предполагается развёртывание системы мониторинга термосферы Земли, основанной на использовании 50 космических аппаратов нанокласса, соответствующих стандарту CubeSat 2U-3U. В работе описывается наноспутник трансформируемой конструкции SamSat QB50, разработанный в Самарском государственном аэрокосмическом университете в рамках международного проекта QB50 и являющийся элементом спутниковой группировки, предназначенной для мониторинга термосферы Земли. Выбранная оригинальная конструктивная схема наноспутника позволяет с минимальными затратами энергии обеспечить требуемую ориентацию. Приведены технические характеристики научной аппаратуры. Изложен методический подход к формированию облика низковысотного наноспутника стандарта CubeSat, основанный на вероятностной постановке задачи.

Исследование выполнено при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (проект № 13-08-97015-р\_поволжье\_а).

*Ключевые слова:* наноспутник, проектные параметры, движение относительно центра масс, аэродинамический стабилизатор, проект QB50.

### **ВВЕДЕНИЕ**

Изучение геофизических полей и построение их нестационарных трёхмерных моделей — актуальная задача. Особенно это касается малоизученной нижней термосферы Земли (высота 200...380 км), состояние которой отражает происходящие на Земле природные и техногенные процессы. До недавнего времени проблема изучения нижней термосферы решалась с помощью высокоэллиптических спутников (обычно 200 км в перигее и 3000 км в апогее), но время нахождения в целевой области термосферы было крайне низким (несколько минут на витке), и при помощи ракетных зондов, которые также обеспечивают небольшое время нахождения в термосфере и способны произвести локальные измерения. С целью проведения крупномасштабного эксперимента по измерению параметров нижней термосферы Земли одновременно в различных точках околоземного пространства Институтом гидродинамики фон Кармана (Бельгия) был разработан проект QB50 по созданию группировки из 50 наноспутников с идентичными измерительными средствами, ориентированный на широкое участие

---

**Белоконов** Игорь Витальевич — заведующий кафедрой, доктор технических наук, профессор [ibelokonov@mail.ru](mailto:ibelokonov@mail.ru)

**Тимбай** Иван Александрович — доктор технических наук, профессор, [timbai@mail.ru](mailto:timbai@mail.ru)

**Устюгов** Ефим Владимирович — ассистент, [efim163@gmail.com](mailto:efim163@gmail.com)

университетов всего мира. Проект был поддержан Европейским Союзом в рамках программы FP7 и приобрёл международный статус.

Проведение международного конкурса на участие в проекте позволило выявить 50 ведущих университетов мира, которые получили право участвовать в проекте. При этом каждый участник проекта должен был разработать собственную платформу (собственный наноспутник) под один из трёх стандартных комплектов научного оборудования. Со стороны России в проекте принимает участие только кафедра космических исследований Самарского государственного аэрокосмического университета (СГАУ) с наноспутником SamSat-QB50 [Belokonov et al., 2013].

## НАНОСПУТНИК SAMSAT-QB50

Конструктивно наноспутник SamSat-QB50-стандарта CubeSat 2U, однако после выхода на орбиту раскрывается аэродинамический стабилизатор, превращающий наноспутник в CubeSat 3U. Внешний вид SamSat-QB50 с закрытым (слева) и раскрытым (справа) аэродинамическим стабилизатором приведён на рис. 1.

Компоновка наноспутника SamSat-QB50 выполнена таким образом, чтобы в максимальной степени обеспечить смещение центра тяжести относительно центра давления (рис. 2). Аэродинамический стабилизатор состоит: из крышки, на которой размещены служебные разъёмы для тестирования и зарядки наноспутника (НС) в составе пускового адаптера; четырёх направляющих стержней, внутри которых расположены гистерезисные стержни; герметичного мешка, донного основания, защищающего герметичный мешок от возможных повреждений и воздействия на внутренние платы; контроллера системы раскрытия (пережигания контровочной лески).



Закрытый аэродинамический стабилизатор



Раскрытый аэродинамический стабилизатор

**Рис. 1.** Внешний вид наноспутника SamSat-QB50

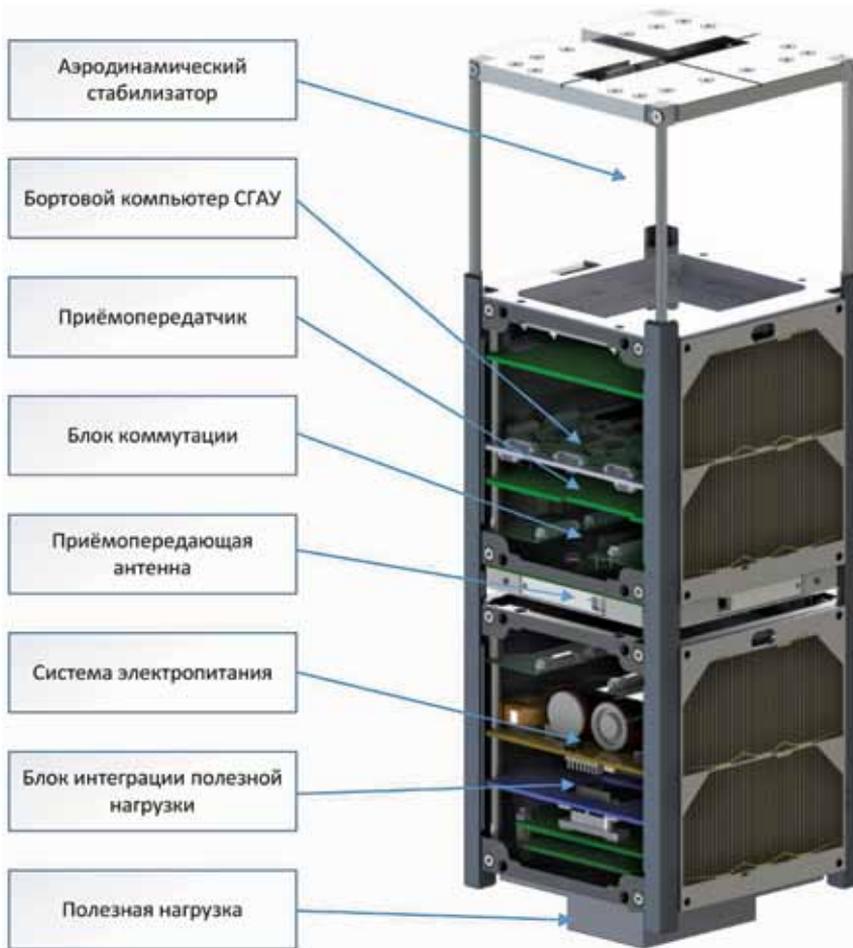


Рис. 2. Компоновочная схема наноспутника SamSat-QB50

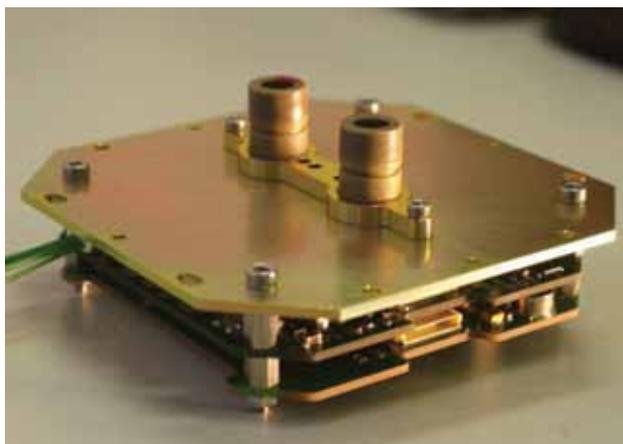


Рис. 3. Полезная нагрузка FIPEX

Полезной нагрузкой наноспутника SamSat-QB50 является унифицированный блок регистрации атомарного кислорода Flux Probe Experiment (FIPEX), разработки Технического университета Дрездена (Германия). Данный блок должен собирать данные о количестве кислорода в термосфере на всём протяжении миссии. Внешний вид FIPEX приведён на рис. 3 [Robmann et al., 2014].

Кроме FIPEX участники проекта могли выбрать два других варианта научной аппаратуры: m-NLP (multi-Needle Langmuir Probe) и INMS (Ion/Neutral Mass Spectrometer). Сравнительные значения технических характеристик и требования, предъявляемые к НС со стороны научной аппаратуры, приведены в таблице [Bekkeng et al., 2014; Chaudery et al., 2014].

Тактико-технические характеристики и технические требования к научной аппаратуре

Характеристики	FIPEX	m-NLP	INMS
Масса [г]	145±10 %	190±20 %	200±20 %
Средняя потребляемая мощность за виток [мВт]	422 (5 В) 77 (3,3 В)	800 (5 В) 80 (3,3 В)	475 (5 В) 26 (3,3 В)
Объём научной информации [Мбит/день]	0,3	2	2
Требуемая точность ориентации [град]	±10		

## МЕТОДИКА ВЫБОРА ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ НИЗКОВЫСОТНОГО НАНОСПУТНИКА СТАНДАРТА CUBESAT

При выборе проектных параметров (запаса статической устойчивости, длины, продольного момента инерции) наноспутника SamSat-QB50 применялся единый методический подход к формированию облика низковысотного аэродинамически стабилизированного наноспутника стандарта CubeSat.

Для обеспечения требуемой ориентации наноспутников часто используются пассивные или комбинированные (пассивные в сочетании с активными) системы стабилизации, которые не требуют или требуют незначительного расхода рабочего тела и энергии, запасённых на борту. Как известно, обеспечить расчётные условия движения наноспутников, совершающих неуправляемое движение, можно только на этапе проектирования путём выбора его проектно-баллистических параметров, а также заданием ограничений на величины угловых скоростей, порождаемых системой отделения или управления при первоначальном гашении кинетического момента и приведении наноспутника в требуемое положение.

При движении наноспутников на низких околоземных орбитах целесообразно для стабилизации углового положения использовать аэродинамические силы. В работе [Rawashdeh, Lumpp, 2013] в детерминированной постановке рассматривается задача обеспечения аэродинамической стабилизации наноспутника класса CubeSat путём развёртывания солнечных

панелей под определённым углом к его продольной оси после отделения от адаптера (транспортно-пускового контейнера).

При создании наноспутника SamSat-QB50 был разработан новый методический подход, предполагающий вероятностный подход при выборе проектных параметров (запаса статической устойчивости, длины, продольного момента инерции) аэродинамически стабилизированного наноспутника класса CubeSat. При выводе аналитических выражений для выбора проектных параметров наноспутника использовались аналитические функции распределения максимального угла атаки наноспутника на момент отделения от адаптера, полученные в работе [Belokonov et al., 2014].

При отделении наноспутника от адаптера реализация величины максимального угла атаки носит случайный характер. Максимальное значение угла атаки наноспутника зависит не только от величин аэродинамического и гравитационного моментов, но и от начальных значений угла атаки  $\alpha_0$  и угловой скорости  $\dot{\alpha}_0$ . Практика отделения наноспутников от адаптера после выхода на орбиту показывает, что из указанных величин наибольший разброс значений имеет величина угловой скорости  $\dot{\alpha}_0$ . В пренебрежении разбросами других величин в работе [Belokonov et al., 2014] получены функции распределения величины максимального угла атаки  $\alpha_{\max}$  на момент отделения от адаптера.

Если модуль величины  $\dot{\alpha}_0$  распределён по рэлеевскому закону, то функция распределения максимального угла атаки описывается соотношением:

$$F(\alpha_{\max}) = 1 - \exp\left\{\frac{-a(\cos\alpha_{\max} - \cos\alpha_0) - c(\cos^2\alpha_{\max} - \cos^2\alpha_0)}{\sigma^2}\right\}, \quad (1)$$

где  $\sigma > 0$  — масштабный параметр распределения.

Если модуль величины  $\dot{\alpha}_0$  распределён по равномерному закону в диапазоне  $[0, \dot{\alpha}_{0\max}]$ , то функция распределения максимального угла атаки определяется по формуле:

$$F(\alpha_{\max}) = \frac{\sqrt{2a(\cos\alpha_{\max} - \cos\alpha_0) + 2c(\cos^2\alpha_{\max} - \cos^2\alpha_0)}}{\dot{\alpha}_{0\max}}, \quad (2)$$

где  $a = a(H) = a_0 Slq(H)/J_n$  — коэффициент, обусловленный аэродинамическим восстанавливающим моментом;  $a_0 = -c_0 \Delta \bar{x} (4k/\pi)$ ,  $c_0 = 2,2$  — коэффициент лобового сопротивления;  $\Delta \bar{x} = \Delta x/l$  — относительный запас статической устойчивости;  $\Delta x$  — запас статической устойчивости (расстояние, отсчитываемое от центра масс до геометрического центра наноспутника);  $l$  — характерная длина наноспутника;  $k$  — отношение площади одной из боковых поверхностей к характерной площади  $S$ ;  $J_n$  — поперечный момент инерции наноспутника;  $q(H) = V^2 \rho(H)/2$  — скоростной напор;  $V$  — скорость полёта;  $H$  — высота полёта;  $\rho(H)$  — плотность атмосферы;  $c(H) = 3(J_n - J_x)(\omega(H))^2 / (2J_n)$  — коэффициент, обусловленный действием гравитационного момента;  $J_x$  — продольный момент инерции наноспутника;  $\omega(H) = \sqrt{\mu / (R_3 + H)^3}$  — угловая скорость движения центра масс нано-

спутника по орбите;  $R_3$  — радиус Земли;  $\mu$  — гравитационный параметр Земли.

Задавая  $p^*$  — вероятность реализации допустимого значения максимального угла атаки  $\alpha_{\max}^*$ , разрешая (1), (2) относительно проектных параметров, объединённых в единый конструктивный параметр, находится условие, которому тот должен удовлетворять для обеспечения требуемой стабилизации НС.

Для того чтобы максимальный угол атаки при полёте НС удовлетворял тактико-техническим требованиям (был меньше допустимого значения с вероятностью не меньшей, чем  $p^*$ ), необходимо выполнение следующего условия для конструктивного параметра наноспутника:

— в случае распределения начальной угловой скорости по рэлеевскому закону

$$d = \frac{\Delta x}{J_n} lb \geq d_r = \frac{\pi \left( \sigma^2 \ln(1 - p^*) + c \left( \cos^2 \alpha_{\max}^* - \cos \alpha_0 \right) \right)}{4c_0 \left( \cos \alpha_{\max}^* - \cos \alpha_0 \right) q(H)}; \quad (3)$$

— в случае распределения начальной угловой скорости по равномерному закону

$$d = \frac{\Delta x}{J_n} lb \geq d_r = \frac{\pi \left( \left( \dot{\alpha}_{0\max} p^* \right)^2 - 2c \left( \cos^2 \alpha_{\max}^* - \cos^2 \alpha_0 \right) \right)}{8c_0 \left( \cos \alpha_0 - \cos \alpha_{\max}^* \right) q(H)}, \quad (4)$$

где  $b$  — сторона основания прямоугольного параллелепипеда.

В выражения (3), (4) входит коэффициент  $c$ , обусловленный действием гравитационного момента, незначительно меняющимся от высоты по сравнению с коэффициентом  $a$ , обусловленным аэродинамическим моментом. Поэтому, вычисляя значение коэффициента  $c$  на высоте  $H = 150$  км, учитывая также, что при условии  $J_n > J_x$  отношение разности поперечного и продольного моментов инерции к поперечному не может превышать единицы, получим предельное значение коэффициента  $c = 2,2 \cdot 10^{-6}$  рад/с<sup>2</sup>, которое может быть использовано для верхней оценки требуемого значения конструктивного параметра.

Используя полученные выражения (3), (4), можно построить номограммы для оценки возможности обеспечения требуемого значения конструктивного параметра. Так, например, на рис. 4, 5, справа приведены зависимости требуемого конструктивного параметра наноспутника от высоты орбиты  $H$  и от величины параметра  $\sigma$  (начальная поперечная угловая скорость распределена по рэлеевскому закону) для значений максимального угла атаки  $\alpha_{\max}^* = 20^\circ$  (см. рис. 4),  $\alpha_{\max}^* = 30^\circ$  (см. рис. 5), вероятности  $p^* = 0,95$  и начального угла атаки  $\alpha_0 = 0$ , слева приведены значения конструктивного параметра наноспутника CubeSat 3U ( $0,1 \times 0,1 \times 0,3$  м) с различными значениями поперечного момента инерции в зависимости от запаса статической устойчивости  $\Delta x$  и конструктивный параметр аэродинамически стабилизируемого наноспутника трансформируемой конструкции SamSat-QB50, создаваемого в рамках международного проекта QB50 [Belokonov et al., 2013]. Расчёты проводились для стандартной плотности

атмосферы в соответствии с [ГОСТ 4401-81, 1982]. Наноспутник трансформируемой конструкции SamSat-QB50 имеет массу 2 кг и размеры  $0,1 \times 0,1 \times 0,2$  м (CubeSat 2U), первоначальное расстояние между центром давления и центром масс  $\Delta x = 0,02$  м. После отделения от адаптера наноспутник трансформируется в форму CubeSat 3U [Belokonov et al., 2014] с размерами  $0,1 \times 0,1 \times 0,3$  м, что значительно увеличивает расстояние между центром давления и центром масс (до  $\Delta x = 0,055$  м).

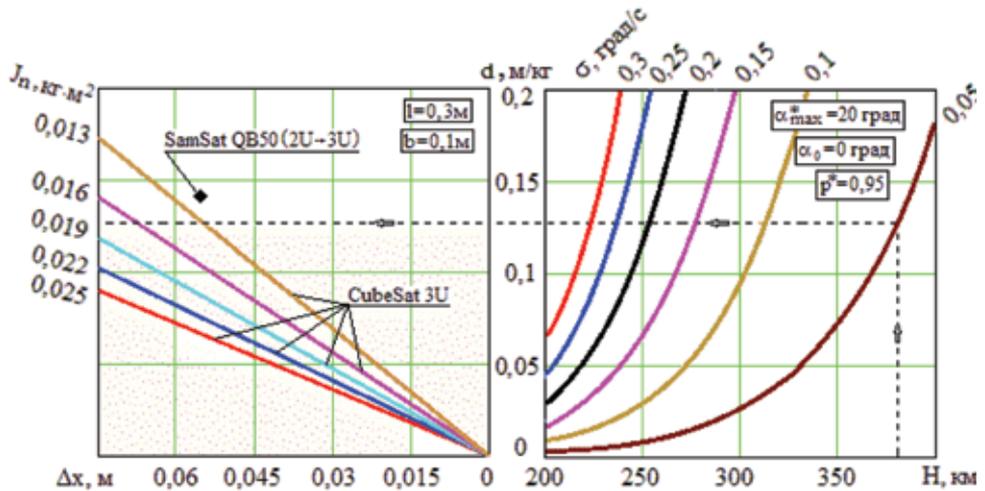


Рис. 4. Номограмма для выбора конструктивного параметра наноспутника в зависимости от высоты полёта  $H$  и значения параметра  $\sigma$  при  $\alpha_{\text{max}}^* = 20^\circ$ ;  $p^* = 0,95$ ;  $\alpha_0 = 0$

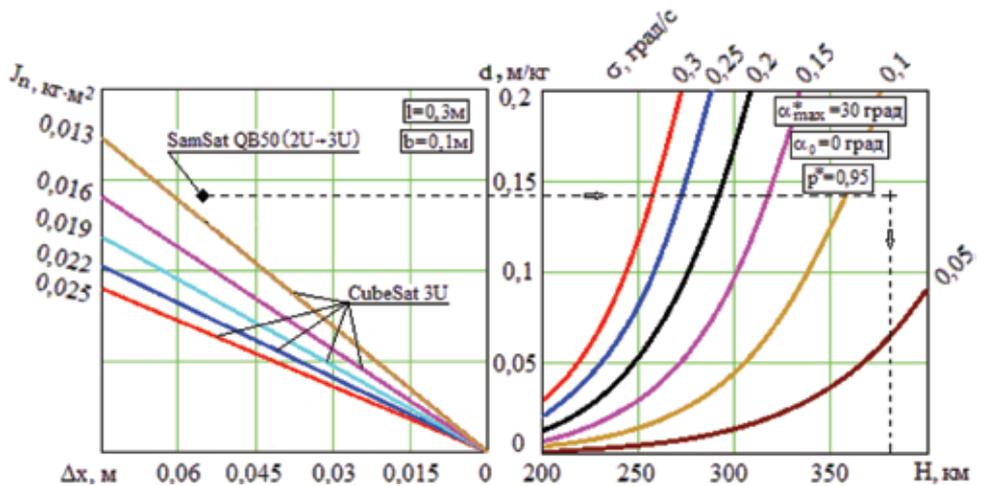


Рис. 5. Номограмма для выбора конструктивного параметра наноспутника в зависимости от высоты полёта  $H$  и значения параметра  $\sigma$  при  $\alpha_{\text{max}}^* = 30^\circ$ ;  $p^* = 0,95$ ;  $\alpha_0 = 0$

Разработанный методический подход и приведённые номограммы можно использовать как для выбора проектных параметров наноспутника, так и для формирования требований к погрешностям системы отделения для уже изготовленного наноспутника. Так, например, на рис. 4 показан пример выбора конструктивного параметра наноспутника для высоты орбиты  $H = 380$  км (планируемая высота полёта группировки наноспутников в международном проекте QB50) при заданных величинах  $\alpha_{\max}^* = 20^\circ$ ,  $p^* = 0,95$ ;  $\alpha_0 = 0$ ,  $\sigma = 0,05$  град/с. В этом случае значение конструктивного параметра наноспутника для обеспечения заданного движения должно удовлетворять условию  $d \geq 0,13$  м/кг. На рис. 5 показан пример задания требований к величинам начальной поперечной угловой скорости для наноспутника SamSat-QB50 при заданных величинах  $H = 380$  км,  $\alpha_{\max}^* = 30^\circ$ ,  $p^* = 0,95$ ;  $\alpha_0 = 0$ . Как видно, для того чтобы наноспутник SamSat-QB50 совершал заданное движение, необходимо выполнение требования к создаваемой системой отделения угловой скорости  $\sigma \leq 0,05$  град/с.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе приведён пример разработки наноспутника класса CubeSat в рамках международного проекта мониторинга термосферы Земли. Из условия обеспечения с требуемой точностью ориентации научной аппаратуры по вектору набегающего потока был выбран метод аэродинамической стабилизации для наноспутника SamSatQB-50.

Разработана методика выбора проектных параметров (запаса статической устойчивости, длины, продольного момента инерции) аэродинамически стабилизированного наноспутника класса CubeSat, обеспечивающих при движении на низких орбитах отклонение продольной оси наноспутника от вектора скорости центра масс меньше допустимого с заданной вероятностью на заданной высоте при известных погрешностях начальной угловой скорости. Построены номограммы для выбора проектных параметров наноспутника CubeSat 3U, которые также можно использовать для задания требований к погрешностям системы отделения наноспутника.

Полученные результаты могут быть использованы при создании группировок низковысотных наноспутников стандарта CubeSat 3U, использующих аэродинамическую стабилизацию для минимизации затрат энергии для обеспечения требуемой ориентации собственной продольной оси.

## ЛИТЕРАТУРА

[ГОСТ 4401-81] ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры. 1982. 181 с.

[Bekkeng et al., 2014] *Bekkeng T.A., Moen J.I., Trondsen E.* QB50 m-NLP Science Unit Interface Control Document Issue 4. QB50-UiO-ID-0001 M\_NLP ICD Iss. 4. University of Oslo, 2014. 41 p.

[Belokonov et al., 2013] *Belokonov I., Gluhova L., Ivanov D., Kramlikh A., Ovchinikov M., Timbai I., Ustugov E.* Selection of Design Parameters of Aerodynamically Stabilized

Nanosatellite for Thermosphere Research within the QB50 Project // 5<sup>th</sup> European CubeSat Symp. 3–5 June 2013, Ecole Royale Militaire, Brussels: Book of Abstracts. 2013. P. 50.

- [Belokonov et al., 2014] *Belokonov I. V., Kramlikh A. V., Timbai I. A.* Low-orbital transformable nanosatellite: research of the dynamics and possibilities of navigational and communication problems solving for passive aerodynamic stabilization // Proc. 2<sup>th</sup> IAA Conf. Dynamics and Control of Space System. Roma, Italy, 24–26 March 2014. IAA-AAS-DyCoSS2-14-04-10.
- [Chaudery et al., 2014] *Chaudery R. A., Taylor B., Spencer A.* QB50 INMS Science Unit Interface Control Document Issue 10. QB50-INMS-MSSL-ID-12001 Iss. 10. Mullard Space Science Laboratory; University College London, 2014. 76 p.
- [Rawashdeh, Lumpp, 2013] *Rawashdeh S. A., Lumpp J. E. (Jr.)* Aerodynamic Stability for CubeSats at ISS Orbit // JoSS. 2013. V. 2. No. 1. P. 85–104.
- [Robmann et al., 2014] *Robmann P., Heising J., Schmiel T.* QB50 FIPEX Science Unit Interface Control Document Issue 2.4. ILR-RFS\_FPXQB50\_ICD\_1000\_10. Technische Universität Dresden (TU Dresden), 2014.

## USING OF LEO NANOSATELLITE CONSTELLATIONS FOR GEOPHYSICS FIELD MONITORING: EXPERIENCE OF QB50 PROJECT

*I. V. Belokonov, I. A. Timbai, E. V. Ustiugov*

Samara State Aerospace University

The first large nanosatellite constellation consisting of fifty CubeSats 2U and 3U will be orbited in 2016 in the frame of QB50 project of European Union. The main goal of this project is monitoring of the Earth's thermosphere. In this paper is given the short description of this project and technical specifications of using scientific equipment. SSAU has been suggested original design of nanosatellite SamSat-QB50 which had been won on competition for participation in project. The selected original nanosatellite design, which based on transformable construction, allows minimizes energy consumption to provide the required orientation. Methodical approach to design the shape of a low-orbital CubeSat, based on a probabilistic formulation of the problem is described.

*Keywords:* nanosatellite, design parameters, motion around mass center, aerodynamic stabilizer, QB50 project.

---

**Belokonov** Igor Vitalievich — head of the chair, doctor of technical sciences, professor, ibelokonov@mail.ru

**Timbai** Ivan Alexandrovich — doctor of technical sciences, professor, timbai@mail.ru

**Ustugov** Efim Vladimirovich — assistant professor, efim163@gmail.com

## ВОЗМОЖНОСТИ ПО СОЗДАНИЮ КОМПАКТНОГО ТЕЛЕСКОПА-СПЕКТРОМЕТРА ЖЁСТКОГО РЕНТГЕНОВСКОГО ДИАПАЗОНА ДЛЯ ИЗУЧЕНИЯ СОЛНЕЧНЫХ ВСПЫШЕК НА МАЛОРАЗМЕРНЫХ КОСМИЧЕСКИХ ПЛАТФОРМАХ

С. А. Богачев<sup>1</sup>, И. В. Зимовец<sup>2</sup>, А. С. Кириченко<sup>1</sup>, С. В. Кузин<sup>1</sup>, А. Б. Струминский<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Физический институт им. П. Н. Лебедева Российской академии наук (ФИАН им. П. Н. Лебедева)

<sup>2</sup> Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН)

Малые космические платформы представляют собой особый тип космических аппаратов (КА), которые отличаются от больших КА не только размером, но и организацией работ. В частности, на такие платформы не распространяются многие ограничения, которыми «связаны» разработчики больших спутников. Это позволяет существенно снизить стоимость и время разработки, а также даёт возможности по более глубокой взаимной интеграции научного прибора и спутника. В настоящее время за рубежом при поддержке НАСА активно развивается направление CubeSat (кубсат). В нашей стране в последние годы также появился ряд разработчиков, предоставляющих схожие технологии и имеющие возможности по выводу в космос приборов с массой до 10...15 кг. Некоторые из этих организаций имеют практический опыт использования своих платформ в космосе.

В статье рассматривается вопрос о возможности использования микро- и наноспутников для проведения наблюдений Солнца в жёстком рентгеновском диапазоне.

*Ключевые слова:* солнечные вспышки, ускорение частиц, кубсат, малые космические платформы, космические исследования, жёсткое рентгеновское излучение, физика Солнца.

### ВВЕДЕНИЕ

Поскольку земная атмосфера непрозрачна для рентгеновских лучей, единственным способом получения изображений Солнца в этом диапазоне становятся внеатмосферные наблюдения. Наиболее эффективны из них эксперименты на борту искусственных спутников Земли или космических станций. При постановке таких экспериментов, однако, возникают трудности, связанные с тем, что в области длин волн короче 30 Å (на энергиях выше 0,4 кэВ) не работают зеркала нормального падения. В результате приходится использовать схемы на основе оптики наклонного («скользящего») падения, либо переходить на альтернативные способы построения

---

**Богачев** Сергей Александрович — главный научный сотрудник, доктор физико-математических наук, bogachev@lebedev.ru

**Зимовец** Иван Викторович — научный сотрудник, кандидат физико-математических наук, ivanzim@iki.rssi.ru

**Кириченко** Алексей Сергеевич — младший научный сотрудник, kirichenko@lebedev.ru

**Кузин** Сергей Вадимович — заведующий лабораторией, доктор физико-математических наук, kuzin@lebedev.ru

**Струминский** Алексей Борисович — ведущий научный сотрудник, доктор физико-математических наук, astrum@iki.rssi.ru

рентгеновских изображений. Таким способом, в частности, является метод кодированной апертуры, при котором изображение не регистрируется прямо, а восстанавливается математическими методами обработкой модулированного сигнала. Модуляция осуществляется пропусканием излучения через набор кодирующих масок, состоящих из чередующихся прозрачных и непрозрачных элементов.

За последние 35 лет на зарубежных космических аппаратах работало несколько солнечных телескопов, основанных на принципе кодированной апертуры. Это прибор HXIS (Hard X-ray Imaging Spectrometer) на спутнике SMM (Solar Maximum Mission) (1980) [van Beek et al., 1980], жёсткий рентгеновский телескоп на японском спутнике HINOTORI (1981) [Takakura et al., 1983], телескоп HXT (Hard X-ray Telescope) на спутнике Yohkoh (1991) [Kosugi et al., 1991] и изображающий спектрометр на спутнике RHESSI (Ramaty High Energy Solar Spectroscopic Imager, солнечный спектрограф высоких энергий) (2002) [Lin et al., 2002]. Практика использования этих инструментов показала, что модулирующая рентгеновская оптика имеет ряд недостатков по сравнению с фокусирующей оптикой (имеет более низкую чувствительность и динамический диапазон), но существенно превосходит последнюю по угловому разрешению, которое достигает 2,3 угл. с (RHESSI), а также по верхней границе энергий фотонов (несколько сотен килоэлектронвольт против  $\sim 10...20$  кэВ). Именно благодаря применению модулирующей оптики в солнечных экспериментах последних лет были открыты новые типы источников жёсткого рентгеновского излучения, располагающиеся не в хромосфере Солнца, а в короне над вершинами вспышечных петель [Masuda et al., 1994]. Также благодаря высокому пространственному разрешению наблюдений был обнаружен ряд тонких эффектов — например, движение источников жёсткого рентгеновского излучения во время импульсной фазы солнечных вспышек [Bogachev et al., 2005].

С точки зрения современных примеров использования оптики наклонного падения должен быть отмечен эксперимент FOXSI (Focusing Optics X-ray Solar Image) [Krucker et al., 2013]. По состоянию на настоящее время в рамках эксперимента были проведены два запуска жёстких рентгеновских телескопов для исследования Солнца на борту геофизических ракет — в ноябре 2012 г. и декабре 2014 г. Продолжительность активной части эксперимента в обоих случаях составляла около шести минут. Аппаратура FOXSI имела заметно более низкое угловое разрешение ( $\sim 7$  угл. с), чем RHESSI, однако существенно превосходила RHESSI по чувствительности — приблизительно в 50 раз в области энергий 8 кэВ.

В нашей стране опыт создания жёстких рентгеновских солнечных телескопов отсутствует, и основные данные об излучении Солнца в жёстком рентгеновском диапазоне получают неизображающими методами, т. е. измерением потока, спектра и поляризации излучения от всего солнечного диска. Хотя такой способ исследования и обладает рядом преимуществ, в частности возможностью измерения рентгеновского излучения с временным разрешением порядка 0,01 с, при неизображающих измерениях невозможно исследовать внутреннюю структуру и динамику отдельных источников излучения, что имеет принципиальное значение.

Оптика на основе кодирующих апертур обладает ещё одним преимуществом, имеющим непосредственное отношение к теме данной статьи, — габариты и масса аппаратуры, созданной на этом принципе, как правило, существенно меньше, чем габариты схожего по характеристикам инструмента на основе зеркал наклонного падения. Так, масса телескопа СОРЕНТО для спутника «Интергелиозонд» составляет всего лишь 8 кг. Почти такие же характеристики имеет прибор STIX, разрабатываемый в рамках европейского проекта SOLAR ORBITER (для сравнения масса инструмента FOXSI на основе зеркал наклонного падения составляет около 250 кг). Это (малая масса кодирующей оптики) позволяет рассматривать для размещения соответствующих инструментов не только «большие» космические аппараты, но и малые платформы, вплоть до микро- и наноспутников. В настоящей статье кратко обсуждаются эти возможности.

## 1. ОСНОВНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРИБОРА

В качестве основы для построения малого прибора нами взят солнечный рентгеновский изображающий телескоп СОРЕНТО, разрабатываемый в настоящее время для КА «Интергелиозонд». Такой подход позволяет существенно упростить технологию создания малого инструмента, а также даёт возможность прямо заимствовать для малой версии прибора детали и узлы от телескопа СОРЕНТО — например, прошедшие конструкторско-доводочные испытания (КДИ) детали или ЗИП-комплекты (запасные изделия прилагаемые).

Приведём общую схему прибора СОРЕНТО (рис. 1). Она включает в себя шесть основных узлов: входной фильтр, бленду, набор передних решёток, трубу, набор задних решёток и плоскость детекторов с блоком электроники.

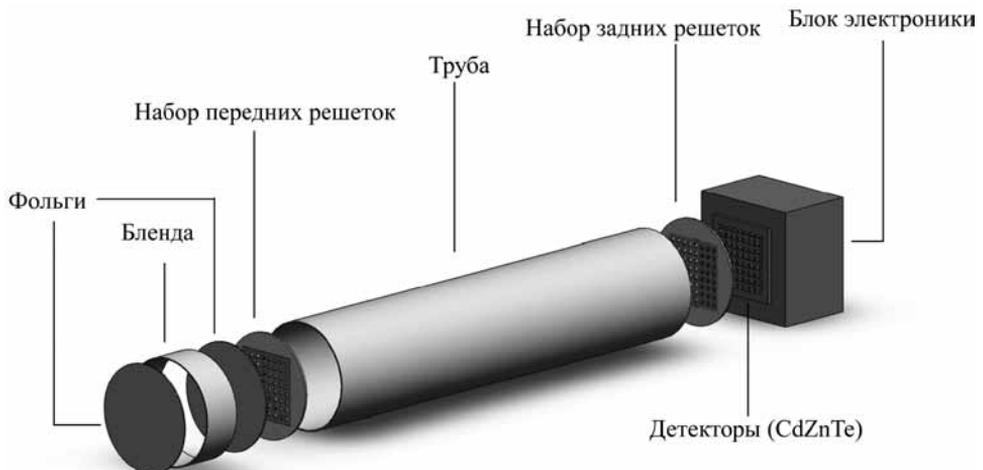


Рис. 1. Принципиальная схема прибора СОРЕНТО

Входной фильтр прибора выполняется из монокристаллического бериллия, который обеспечивает пропускание излучения в рабочем диапазоне прибора (5...100 кэВ) и его поглощение на энергиях ниже 5 кэВ. В эксперименте СОРЕНТО температура на входном фильтре может достигать 600 °С, и фильтр по этой причине размещён не на приборе, а на переднем щите спутника. Для малого прибора, работающего на околоземной орбите, фильтр может быть размещён непосредственно на передней плоскости инструмента.

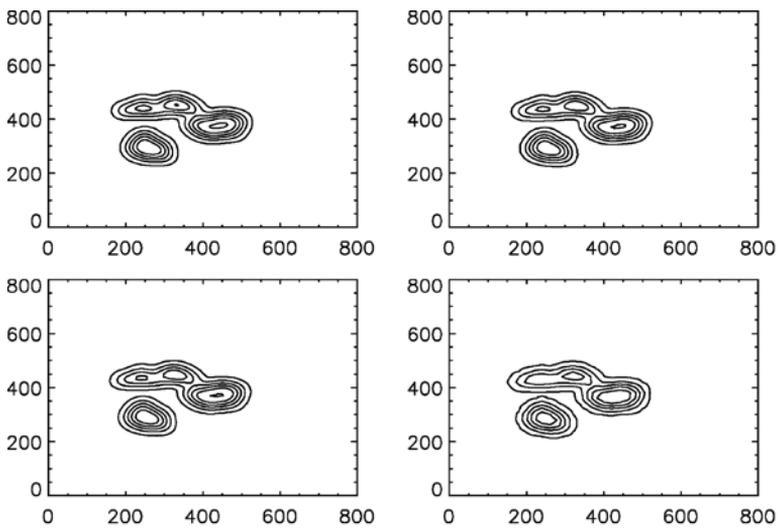
Коллиматор телескопа СОРЕНТО представляет собой полую трубу длиной 55 см и диаметром 20 см, в верхней и нижней части которой размещаются две параллельные панели с набором модулирующих решёток. Решётки прорезаны в вольфраме толщиной 0,4 мм и отличаются друг от друга периодами и углами наклона (относительно оси телескопа) щелей. Передние решётки имеют размер 22×22 мм; задние — 15×15 мм. Рентгеновское излучение, пройдя поочерёдно через переднюю и заднюю решётку, попадает на детектор на основе кристаллов CdTe или CdZnTe размером 10×10 мм. Анод детектора разделён на 12 пикселей, способных независимо регистрировать излучение Солнца. Это позволяет приблизительно восстановить распределение сигнала по поверхности детектора. Сравнивая распределение сигнала на разных детекторах, можно сделать вывод о конфигурации источников излучения, создавших этот сигнал. Число детекторов (и, соответственно, пар решёток) в СОРЕНТО равно 32. Сигнал с детекторов поступает на блок электроники, который осуществляет первичную обработку сигнала. Масса прибора СОРЕНТО составляет 8 кг. Энергопотребление инструмента равно 6 Вт.

Рассматриваются две модификации данного прибора — «СОРЕНТО-Микро» и «СОРЕНТО-Кубсат». В первой модификации происходит уменьшение числа детекторов с 32 до 16. Соответственно с 32 до 16 уменьшается число решёток на передней и задней панели прибора. Длина прибора и расстояние между решётками остаются без изменений. Масса данной модификации составляет около 4 кг, а энергопотребление — около 3 Вт. Угловое разрешение прибора уменьшается в 1,4 раза, динамический диапазон снижается в два раза. Вариант «СОРЕНТО-Микро» подходит для малой космической платформы.

Сравнение характеристик трёх вариантов прибора приведено в табл. 1. На рис. 2 показаны модельные изображения солнечных рентгеновских источников, которые могли бы быть получены каждым из приборов.

**Таблица 1.** Сравнение характеристик трёх вариантов прибора

Параметр	Прибор		
	СОРЕНТО	«СОРЕНТО-Микро»	«СОРЕНТО-Кубсат»
Угловое разрешение [угл. с]	7	10	20
Масса [кг]	8	4	1,5
Энергопотребление [Вт]	6	3	2
Число детекторов	32	16	12
Размер прибора [см]	75×Ø20	75×Ø14	10×20×30



**Рис. 2.** Сравнение изображений источников жёсткого рентгеновского излучения для различных модификаций прибора: верхний левый угол — исходное (эталонное) изображение; верхний правый угол — СОРЕНТО; нижний левый угол — «СОРЕНТО-Микро»; нижний правый угол — «СОРЕНТО-Кубсат»

Второй вариант, «СОРЕНТО-Кубсат», проработан для платформ типа «Кубсат». Прибор использует 6 стандартных модулей размером  $10 \times 10 \times 10$  см (модификация 6U). Размер прибора составляет  $10 \times 20 \times 30$  см, где 30 — длина телескопа. Число детекторов равно 12. Расстояние между панелями решёток — 20 см. Масса прибора составляет 1,5 кг, энергопотребление — около 2 Вт.

## 2. ТРЕБОВАНИЯ К ОРИЕНТАЦИИ И СТАБИЛИЗАЦИИ

С точки зрения ориентации и стабилизации для успешной работы прибора желательными являются характеристики, перечисленные в табл. 2.

**Таблица 2.** Требования к ориентации и стабилизации

Вид прибора	Требования [угл. с]	
	к ориентации	к стабилизации
СОРЕНТО	10	3
«СОРЕНТО-Микро»	10	3
«СОРЕНТО-Кубсат»	20	7

Требования к ориентации определяются необходимостью привязки источников жёсткого рентгеновского излучения к структурам солнечной короны. Для изображающих наблюдений в жёстком рентгеновском диапазоне считается приемлемой ориентация с точностью до 5...20 угл. с.

Требования к стабилизации связаны с желанием не допустить снижения качества изображения в процессе накопления сигнала. Считается приемлемой стабилизация на уровне  $1/3 \dots 1/4$  от углового разрешения инструмента.

Информация об ориентации с необходимой точностью может быть получена путём использования в составе научной аппаратуры встроенного оптического датчика Солнца. Для СОРЕНТО и «СОРЕНТО-Микро» датчик представляет собой систему из линзы, строящей изображение оптического диска Солнца в плоскости детектора и, собственно, детектора оптического излучения. В качестве последнего выступает ПЗС-матрица (прибор с зарядовой связью) малого размера ( $128 \times 128$  или  $256 \times 256$  пикс) или крестообразный фоточувствительный диод. В случае ПЗС-матрицы информация об ориентации получается путём определения положения центра солнечного диска по пикселизированному изображению диска на ПЗС-матрице. В случае диода положение центра определяется путём сравнения уровня сигнала на каждом из четырёх диодов, образующих крест, то есть, фактически, методом нахождения центра тяжести.

Для «СОРЕНТО-Кубсат» вариант датчика на основе линз не подходит из-за недостатка места и малого линейного размера прибора. Для этого случая приемлемым является щелевой датчик Солнца без оптических элементов, работающий по принципу камеры обскура. Приёмником излучения выступает крестообразный диод. Расчёты показывают, что точность порядка 20 угл. с достигается в такой системе уже при её линейных размерах около 10 см.

Стабилизация изображения осуществляется математическим способом путём интеграции в математическую модель информации о «колебаниях» оси телескопа во время накопления сигнала. Требования к точности стабилизации в таком варианте сводятся к требованиям к точности сбора информации о движениях оси телескопа. Расчёты показывают, что описанные выше типы датчиков способны предоставлять необходимую информацию. С точки зрения типа детектора наиболее подходящим вариантом для регистрации быстрых смещений изображения является крестообразный диод.

В целом, можно сделать вывод, что рассматриваемые модели телескопов не накладывают жёстких требований на стабилизацию и ориентацию КА. Решение соответствующих задач осуществляется собственными встроенными оптическими датчиками.

### **3. ВОЗМОЖНЫЕ ВАРИАНТЫ ОРБИТЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА**

С точки зрения суммарного времени наблюдения Солнца представляет интерес вариант солнечно-синхронной орбиты, на которой КА будет двигаться над линией терминатора и всегда будет освещён. Это позволит практически непрерывно наблюдать за Солнцем, при поддержании соответствующей ориентации оси телескопа. Однако у данного варианта орбиты имеется существенный недостаток. В диапазоне разумных высот 300...1000 км солнечно-синхронные орбиты имеют наклонение от 97 до 99°. Это означает, что КА во время каждого витка вокруг Земли будет дважды проходить че-

рез области высоких геоширот, т.е. будет пересекать  $L$ -оболочки внешнего радиационного пояса, а также геомагнитный касп. Обе эти области характеризуются повышенными потоками субрелятивистских и релятивистских электронов, к которым чувствительны полупроводниковые детекторы (ППД). Из-за ограничения на массу малого КА и его полезной нагрузки не представляется возможным сделать надёжную экранировку ППД телескопа от энергичных частиц. Следовательно, фон детекторов на высокоширотных участках может быть слишком высок, чтобы было возможно выделять полезный сигнал от солнечного жёсткого рентгеновского излучения и строить изображения его источников. Более того, из-за высоких потоков энергичных электронов, незащищённые ППД, вероятно, будут быстро деградировать. Для более уверенного понимания проблемы, конечно, необходимо провести соответствующие расчёты.

С точки зрения минимизации радиационной нагрузки ППД телескопа и уменьшения их фона предпочтительным выглядит использование низкой (400...600 км) круговой орбиты с умеренным наклоном ( $<50...60^\circ$ ). Вытянутая эллиптическая орбита менее интересна, так как в области апогея КА будет попадать во внутренний радиационный пояс. Минусом низкой круговой орбиты является то, что на ней КА будет почти половину времени находиться в тени Земли и не сможет выполнять наблюдения Солнца. Однако, учитывая низкую стоимость малого КА и его выведения, представляется возможным рассмотреть возможность запуска двух КА на одну и ту же орбиту (или две схожие) с разницей орбитальных фаз в полпериода. Такая связка двух КА позволит выполнять практически непрерывные наблюдения Солнца, за исключением, возможно, времени пролёта КА над областью Бразильской аномалии. Для абсолютно непрерывного наблюдения за Солнцем, а также в целях взаимной калибровки телескопов, целесообразно выводить сразу четыре КА на одну орбиту с разницей фаз между соседними КА в четверть периода.

#### 4. НАУЧНЫЕ ЗАДАЧИ МАЛОГО СОЛНЕЧНОГО РЕНТГЕНОВСКОГО ТЕЛЕСКОПА-СПЕКТРОМЕТРА

Малые модификации телескопов-спектрометров не имеют принципиальных ограничений на задачи и могут решать приблизительно тот же круг научных вопросов, что и «большие» приборы, но с меньшей точностью.

Обычный перечень задач для изображающего телескопа-спектрометра выглядит следующим образом:

- 1) определение энергетических спектров и измерение числа электронов, ускоряемых во вспышках;
- 2) локализация областей ускорения электронов и определение путей их распространения в короне Солнца;
- 3) сравнительное исследование энерговыделения в короне и хромосфере Солнца;
- 4) исследование процессов первичного энерговыделения в короне, в том числе деталей магнитного пересоединения;

- 5) исследование тонкой структуры и движений источников жёсткого рентгеновского излучения.

Для определения энергетических спектров и оценки числа ускоренных электронов (задача № 1) не требуется построение изображений. По этой причине данная задача может одинаково эффективно решаться всеми модификациями прибора, хотя варианты прибора «СОРЕНТО-Микро» и «СОРЕНТО-Кубсат» будут иметь более низкую чувствительность и пропускать слабые вспышки. Если приравнять число событий, регистрируемых «СОРЕНТО», к 100 %, то «СОРЕНТО-Микро» регистрирует примерно 50 %, а «СОРЕНТО-Кубсат» — 25 % от этой величины.

Задачи № 2 и 3 требуют пространственного разрешения наблюдений, но не очень чувствительны к нему. Так как расстояние между хромосферными и корональными источниками рентгеновского излучения при наблюдении вспышки на лимбе Солнца составляет обычно 50...100 угл. с, то углового разрешения всех трёх модификаций прибора хватит для пространственного разделения источников излучения.

Для задач № 4 и 5 желательным является высокое угловое разрешение наблюдений (3 угл. с и выше). Поскольку угловое разрешение модификации «СОРЕНТО-Кубсат» будет в 5–8 раз ниже, чем у ранее летавших «больших» телескопов (Yohkoh/НХТ, RHESSI), то самостоятельная ценность этих данных будет невелика (исключение составляет случай, когда телескоп является единственным на орбите либо проводит координированные наблюдения с другим инструментом, в том числе малым). Вариант «СОРЕНТО-Микро» при решении этих задач, в целом, близок по эффективности к оригинальному инструменту СОРЕНТО.

В целом, полагаем, что, хотя модификация «Микро» уступает по угловому разрешению и чувствительности оригинальному инструменту, это компенсируется снижением стоимости прибора и уменьшением времени на его разработку. Микроспутник с жёстким рентгеновским телескопоспектрометром способен реализовывать самостоятельную программу научных исследований. Модификация «СОРЕНТО-Кубсат» имеет ограниченные возможности для самостоятельных исследований и может быть использована как сопутствующий запуск для поддержки работы «большого» инструмента (не обязательно работающего в рентгеновском диапазоне). Второй возможностью, имеющей научное значение, является кластерный запуск нескольких аппаратов «СОРЕНТО-Кубсат».

## **Выводы**

В настоящее время в России вполне возможно создание миниатюрного (массой до 5 кг) телескопа-спектрометра жёсткого рентгеновского диапазона для изучения солнечных вспышек. Реализация такого инструмента и запуск на малой космической платформе в ближайшие годы (2019–2020) представляется полезным и перспективным проектом как для фундаментальной науки, так и для развития инновационных космических технологий в нашей стране. С точки зрения науки такой проект интересен в связи с

тем, что в 2018–2019 гг. Европейское космическое агентство запустит на гелиоцентрическую орбиту КА Solar Orbiter, на борту которого будет установлен солнечный телескоп-спектрометр жёсткого рентгеновского диапазона STIX. В силу своей орбиты Solar Orbiter будет находиться на различных с Землёй гелиодолготах. Благодаря этому, связка телескопа STIX с предлагаемым околоземным телескопом позволила бы впервые выполнить стереоскопические наблюдения солнечных вспышек в рентгеновском диапазоне, что важно для получения новой информации о процессах взрывного энерговыделения в атмосфере Солнца. Кроме того, начиная с 2022–2023 гг. подобные наблюдения можно было бы продолжить (обладая уже существенным опытом) совместно с телескопом СОРЕНТО в рамках российской солнечно-гелиосферной миссии ИНТЕРГЕЛИОЗОНД.

В целом, авторы считают, что использование малых космических платформ для науки имеет большой потенциал и при правильной организации работ может в ближайшее десятилетие стать одним из основных способов проведения космических исследований. Вместе с тем для реализации потенциала данного направления, безусловно, требуется согласованная работа Российского космического агентства, РАН и частных разработчиков малых платформ. Авторы искренне надеются, что эта работа будет проведена.

## ЛИТЕРАТУРА

- [Bogachev et al., 2005] *Bogachev S. A., Somov B. V., Kosugi T., Sakao T.* The Motions of the Hard X-Ray Sources in Solar Flares: Images and Statistics // *Astrophysical J. (ApJ)*. 2005. V. 630. P. 561–572.
- [Kosugi et al., 1991] *Kosugi T., Masuda S., Makishima K.* et al. The hard X-ray telescope (HXT) for the Solar-A mission // *Solar Phys.* 1991. V. 136. No. 1. P. 17–36.
- [Krucker et al., 2013] *Krucker S., Christe S., Glesener L.* et al. The Focusing Optics X-Ray Solar Imager (FOXSI): Instrument and First Light // *Proc. SPIE 8862, Solar Physics and Space Weather Instrumentation V*, 88620R. Sept. 26, 2013. doi: 10.1117/12.2024277.
- [Lin et al., 2002] *Lin R. P.* et al. The Reuven Ramaty High-Energy Solar Spectroscopic Imager (RHESSI) // *Solar Phys.* 2002. V. 210. P. 3–32.
- [Masuda et al., 1994] *Masuda S., Kosugi T., Hara H.* et al. A loop-top hard X-ray source in a compact solar flare as evidence for magnetic reconnection // *Nature*. 1994. V. 371. P. 495–497.
- [Takakura et al., 1983] *Takakura T., Tsuneta S., Nitta N.* et al. Hard X-ray imaging of a solar limb flare with the X-ray telescope aboard the HINOTORI satellite // *Astrophysical J. (ApJ)*. 1983. V. 270. L83.
- [van Beek et al., 1980] *van Beek H. F., Hoyng P., Laflleur B., Simnett G. M.* The Hard X-ray Imaging Spectrometer HXIS // *Solar Phys.* 1980. V. 65. P. 39–52.

## **ON THE POSSIBILITIES TO CREATE A COMPACT SOLAR HARD X-RAY SPECTROSCOPIC IMAGER ON BOARD MICRO- AND NANOSATELLITES**

*S. A. Bogachev<sup>1</sup>, I. V. Zimovets<sup>1</sup>, A. S. Kirichenko<sup>1</sup>, S. V. Kuzin<sup>1</sup>, A. B. Struminskiy<sup>2</sup>*

<sup>1</sup> P.N. Lebedev Physical Institute of the Russian Academy of Sciences (LPI)

<sup>2</sup> Space Research Institute of the Russian Academy of Sciences (IKI RAN)

Miniaturized satellites for space research are a special type of spacecraft (SC), which differ from the ordinary satellites not only by the size, but also by the organization of the work. In particular, the developers of such platforms do not face many of the restrictions that are typical for normal spacecraft. This significantly reduces the cost of the satellite as well as the development time and allows a deeper mutual integration of scientific devices and satellite. The most famous design of miniaturized satellites is CubeSat, which is widespread abroad under support of NASA. In our country, a number of developers are also offering similar technologies and have the possibility to place in orbit a variety of scientific instruments weighting up to 10...15 kg. Some of these organizations have an experience of working in space. In this article, we examine the possibility to use micro- and nanosatellites for hard X-ray solar observations.

*Keywords:* solar flares, particle acceleration, CubeSat, small explorers, space research, hard X-ray emission, physics of the sun.

---

**Bogachev** Sergey Alexandrovich — chief scientist, doctor of physical and mathematical sciences, bogachev@lebedev.ru

**Zimovets** Ivan Viktorovich — research associate, PhD, ivanzim@iki.rssi.ru

**Kirichenko** Alexey Sergeevich — junior researcher, kirichenko@lebedev.ru

**Kuzin** Sergey Vadimovich — head of laboratory, doctor of physical and mathematical sciences, kuzin@lebedev.ru

**Struminskiy** Alexey Borisovich — leading scientist, doctor of physical and mathematical sciences, astrum@iki.rssi.ru

## МИНИАТЮРИЗАЦИЯ РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ И СОЗДАНИЕ МИКРОСПУТНИКОВ

*В. Н. Бойкачев, В. В. Хоменко*

Автономная некоммерческая организация «Научно-технический инновационный центр «ТЕХКОМ» (АНО «НТИЦ «ТЕХКОМ»)

Показаны возможности создания микроспутников разного назначения, возникающие в результате миниатюризации бортовой радиоэлектронной аппаратуры космического применения.

*Ключевые слова:* микроспутники, бортовая радиоэлектронная аппаратура, миниатюризация.

В последние 15 лет в связи с высокими темпами научно-технического прогресса в микроэлектронике и средствах дистанционного зондирования Земли в мировой космонавтике развивается тенденция миниатюризации космических аппаратов (КА). По словам Оуэна Брауна, проектного менеджера американского фонда DARPA (Defence Advanced Research Project Agency), финансирующего прорывные исследования и разработки в интересах Министерства обороны в США и Европе, включая создание новых космических средств оборонного назначения, «главный недостаток больших спутников — попытка решать проблемы завтрашнего дня с помощью вчерашних технологий». В настоящее время в США и ряде других стран проводятся работы по созданию микроспутников разного назначения. В дальнейшем под микроспутниками будем подразумевать космические аппараты весом до 50 кг. В основном это КА нанокласса.

Так, в настоящее время на борту Международной космической станции (МКС) (американский сегмент) находятся микроспутники SPHERES, используемые для отработки технологий и алгоритмов управления, которые будут применяться в дальнейшем для создания новых автономных миниатюрных спутников, обладающих свойствами автономной навигации и силового захвата. Впоследствии спутники получат систему визуальной автономной навигации, основанной на использовании видеоинформации, получаемой с оптических камер, что позволит им действовать совершенно самостоятельно. Предполагается, что спутники, оборудованные системой навигации, смогут выходить за пределы МКС в открытый космос через шлюз лаборатории-модуля Kibo для маневрирования.

В России подобные работы ещё только обсуждаются [Бойкачев, Хоменко, 2013]. Из летавших в последнее время российских микроспутников рассматриваемого класса необходимо отметить КА «Чибис», созданный в Институте космических исследований РАН. В Фонде «Сколково» в стадии разработки находятся несколько так или иначе связанных с микроспутниками проектов. В июне-июле 2014 г. были запущены

---

**Бойкачев** Владислав Наумович — директор, кандидат технических наук, старший научный сотрудник, Techcom.space@gmail.com

**Хоменко** Вадим Владимирович — главный менеджер по инновационным проектам, кандидат технических наук, Techcom.space@gmail.com

в космос первые четыре микроспутника, созданные компаниями-резидентами Фонда. Эти запуски ознаменовали рождение в России частной космонавтики.

Исторически развитием КА нанокласса начали заниматься малые фирмы, учебные заведения, отдельные энтузиасты и любители, а затем, когда эти КА подтвердили своё право на существование, к этому направлению космонавтики подключились и крупные фирмы, которые начали создавать высокотехнологичные, но более дорогие КА.

В настоящее время сформировались следующие направления целевого назначения микроспутников:

- отработка новых технологий и проведение научных и технических экспериментов в космосе;
- исследования атмосферы и океана;
- метеорологические наблюдения;
- связь;
- навигация;
- решение оборонных задач;
- решение образовательных задач.

За последние несколько лет в АНО «НТИЦ «ТЕХКОМ» было разработано и изготовлено несколько образцов бортовой радиоэлектронной аппаратуры (РЭА) для космических аппаратов, электроракетных двигателей и систем, создававшихся в Научно-производственном объединении им. С. А. Лавочкина, Фонде «Сколково», «Исследовательском центре имени М. В. Келдыша» и др. (бортовая цифровая вычислительная машина (БЦВМ), бортовой радиокомплекс, блок управления остронаправленной антенной, интеллектуальные системы электропитания и др.). Вся РЭА создавалась на единой конструкторско-технологической и производственной базе. Конструкция РЭА имеет модульную схему и характеризуется высоким уровнем конструктивно-технологической унификации.

Накопленный опыт позволил АНО «НТИЦ «ТЕХКОМ» приступить к созданию собственной космической платформы на основе микроспутника. Постановка данной задачи была обусловлена достижениями предприятия в области миниатюризации РЭА КА и существующим мировым трендом миниатюризации КА. Развитию данного тренда способствуют высокие темпы научно-технического прогресса в области микроэлектроники, в том числе космической, в результате чего массогабаритные характеристики РЭА космического применения постоянно снижаются, а её функциональные возможности растут.

На основе интеграции РЭА, созданной в АНО «НТИЦ «ТЕХКОМ», была разработана и запатентована конструкция микроспутника «ТЕХКОМсмартсат». Внешний облик прототипа данного изделия представлен на рис. 1. Благодаря высокой прочности и жёсткости входящих в него систем данное изделие не требует каркаса. В результате его масса составляет порядка 10 кг. С обеих сторон КА установлены полусферические конструкции полосковых антенн бортового радиокомплекса (БРК) с рупорами. Запатентованная бескаркасная модульная конструкция спутника создаёт уникальные возможности для адаптации его служебных систем

к полезной нагрузке, позволяя существенно снижать габаритно-массовые характеристики. Это свойство имеет большое практическое значение при установке на спутник научных приборов, создаваемых для исследования космического пространства.

Макет спутника «ТЕХКОМсмартсат» был впервые представлен на авиакосмическом салоне МАКС-2013.

Как показала практика космических полётов, современный БРК должен быть многоканальным. Указанный БРК способен работать одновременно в L-, S- и X-диапазонах частот (есть возможность по увеличению числа диапазонов). Такой подход значительно расширяет функциональные возможности создаваемой космической платформы, а также позволяет по-новому решить задачу радиосвязи с Землёй и другими КА. Наличие L-диапазона позволяет использовать для этих целей существующую инфраструктуру сети глобальной спутниковой связи Inmarsat-BGAN (Broadband Global Area Network). При этом радиообмен может производиться из любой точки на Земле, где есть доступ в сеть Интернет и соответствующий наземный терминал этой сети. Эта возможность резко облегчает и удешевляет эксплуатацию микроспутников.

Сеть глобальной широкополосной подвижной спутниковой связи и передачи данных Inmarsat-BGAN обеспечивает двусторонний информационный обмен с мобильными абонентами на скоростях 2,4...32,0 кбит/с в режимах передачи коротких сообщений, голосовой связи, потокового и пакетного Интернет-трафика [Goldsmith et al., 2010]. Сеть включает в себя орбитальную группировку из трёх спутников-ретрансляторов (СР) Inmarsat I-4 на стационарной орбите, обеспечивающих глобальный охват поверхности зонами обслуживания, и наземную инфраструктуру. СР Inmarsat I-4 обеспечивают практически глобальное покрытие земной поверхности 288 узкими лучами каждый (рис. 2). Наземная инфраструктура включает в себя центры управления полётом и сеть, станции доступа к СР, соединённые высокоскоростной сетью передачи данных, пункты доступа в наземные сети и серийные абонентские терминалы.



Рис. 1. Микроспутник «ТЕХКОМсмартсат»

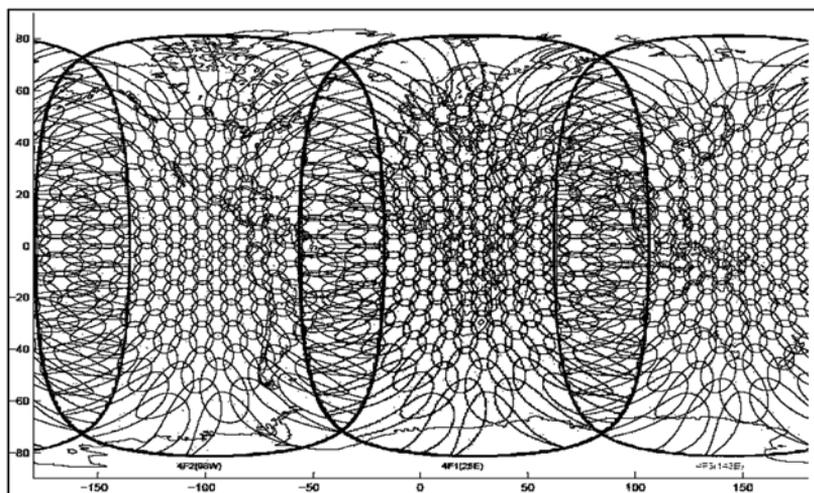


Рис. 2. Зона покрытия спутниковой сети Inmarsat-BGAN

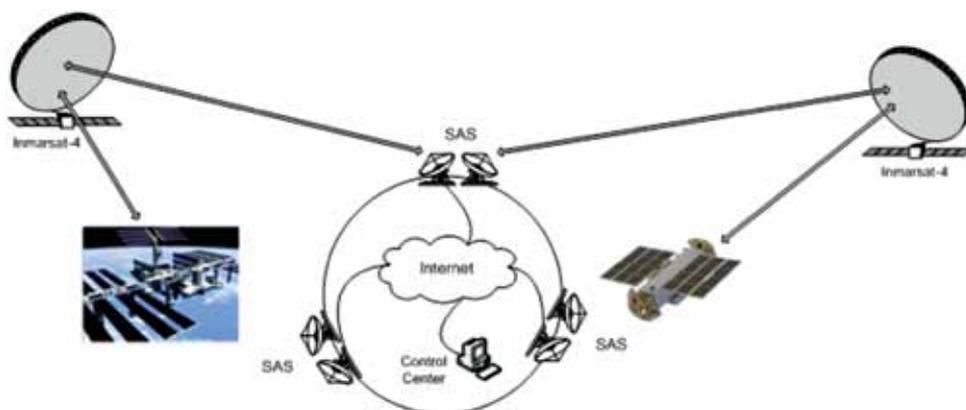


Рис. 3. Глобальная передача командно-программной информации и приём телеметрии с борта КА через геостационарные СР системы Inmarsat-BGAN

Разместив на борту КА малогабаритный БРК, поддерживающий интерфейс Inmarsat Air Interface-2 (IAI-2), можно обеспечить двусторонний информационный обмен независимо от текущего орбитального положения КА.

Управление КА может вестись как с Земли, так и, например, с МКС, при условии размещения на её борту аналогичного комплекса (рис. 3).

Возможность глобального доступа к КА в режиме реального времени существенно расширит возможности создаваемой космической платформы, включая её использование для проведения научно-технических исследований и экспериментов с МКС.

Особенностями терминалов космического базирования, т. е. БРК, являются: 1) использование GPS/ГЛОНАСС (Global Positioning System/Глобальная навигационная спутниковая система), адаптированного для

использования на борту КА; 2) компенсация доплеровских сдвигов частот на линиях «вверх» и «вниз»; 3) управление задержкой временных слотов TDMA (Time Division Multiple Access) на линии «вверх»; 4) реализация быстрого хендвера (handover) без потерь при переходе между зонами обслуживания точечных, региональных и глобальных лучей СР; 5) позиционирование антенны на СР при движении КА по орбите.

По данным иностранной печати [Johnston et al., 2012], прототип терминала космического базирования разработан в рамках проекта Swift Broadband for Satellites (SB-SAT) при финансовой поддержке Европейского космического агентства и американского фонда DARPA стратегическим партнёрством компаний Inmarsat, COM DEV Europe и Broad Reach Engineering (UK).

Аналогичная работа проводится и в АНО «НТИЦ «ТЕХКОМ», но создаваемый трёхканальный БРК будет выполнять не только задачи, которые призван решать европейский терминал космического базирования, но и работать ещё в двух диапазонах.

К современным радиоэлектронным устройствам, особенно при их использовании на микроспутниках, находящихся на низких орбитах и применяющих маломощные передатчики, предъявляются повышенные требования по компенсации доплеровских сдвигов частот, быстродействию, гибкости работы, чувствительности и достоверности получаемой ими информации.

Для компенсации доплеровских сдвигов частот при работе БРК необходима фазовая автоподстройки частоты. Эффективным средством повышения качества обработки радиосигнала и микроминиатюризации компонентов радиоканала является применение программируемых логических интегральных схем. Вопрос компенсации доплеровских сдвигов частот решается на основе запатентованной методики.

Кроме того, в группе компаний «ТЕХКОМ» начата разработка плазменного микродвигателя для микроспутников. Данный проект реализуется компанией ООО «ТЕХКОМ-минитрастер» в Фонде «Сколково» [Бойкачев, 2013]. Этот проект позволит сделать микроспутники управляемыми. В этой работе будет принимать участие и Научно-исследовательский институт прикладной механики и электродинамики Московского авиационного института (НИИ ПМЭ МАИ).

Наличие управляемых микроспутников позволит приступить к планированию долгосрочных научных экспериментов в космосе, так как появится возможность поддержания их орбиты. Так, например, появится возможность создания космических систем мониторинга различных процессов, проходящих в околоземном космическом пространстве.

С этой целью предлагается проведение нескольких научно-исследовательских и опытно-конструкторских разработок (НИОКР), которые будут иметь целью создание систем космического мониторинга, построенных на платформе «ТЕХКОМсмартсат».

В системах управления указанных проектов будет работать создаваемый в ООО «ТЕХКОМ-электроник» микроэлектронный резервированный многофункциональный модуль управления КА (бортовой компьютер) [Бойкачев, 2013], включающий кристаллы процессора, системного

контроллера, оперативного запоминающего устройства, перепрограммируемого запоминающего устройства, перепрограммируемого интерфейсного контроллера, межкристальные связи которого реализуются методом объёмного монтажа многокристальных модулей, с потребляемой мощностью до 5 Вт и массой около 200 г (с учётом полного дублирования). Прототипом проекта стала дублированная перепрограммируемая ЦВМ22, которая уже более трёх лет летает на КА нового поколения «Глонасс-К» (её масса 1,9 кг). 1 декабря 2014 г. на КА того же типа запущена в космос вторая ЦВМ22. На первом этапе проекта, реализуемого в Фонде «Сколково», будет создана ЦВМ28, которая будет иметь массу около 300 г (с учётом дублирования).

Модульная схема микроспутника «ТЕХКОМсмартсат» позволит наращивать вычислительные возможности бортового компьютера для переработки на борту большого объёма информации, что необходимо для накопления данных, поступающих в ходе экспериментов, решения задач связи и др.

Широкие возможности бортовой РЭА, создаваемой в группе компаний «ТЕХКОМ», обусловлены наличием ряда факторов её конкурентоспособности, таких как: устойчивость к большим перегрузкам и радиации, защищённость устройств, высокий уровень надёжности (все приборы дублированы, наличие системы визуализации при контроле качества РЭА и др.), хорошие массогабаритные характеристики, обеспечение необходимых тепловых режимов, возможность перепрограммирования РЭА, в том числе — в полёте и др.

Конкурентоспособность предлагаемой РЭА подтверждена рядом патентов, «ноу-хау» и технологий мирового уровня.

Поскольку КА «ТЕХКОМсмартсат» не имеет аналогов в России, полезных нагрузок для него пока нет. Но, как показывает отечественный и зарубежный опыт, создание малогабаритного оборудования для таких КА вполне реально. Одна из таких систем уже создаётся. Это оптическая система в инфракрасном диапазоне.

Проведённый краткий анализ показывает, что в России начинает формироваться научно-технический потенциал, необходимый для создания микроспутников разного назначения, включая управляемые. Данные спутники позволят расширить диапазон технических возможностей для решения различных задач в области исследования и освоения космического пространства.

## ЛИТЕРАТУРА

- [Бойкачев, 2013] *Бойкачев В. Н.* Двадцать лет на рынке высокотехнологичной радиоэлектроники // Вопросы радиоэлектроники. 2013. Вып. 3. С. 5–11. Сер. ОТ.
- [Бойкачев, Хоменко, 2013] *Бойкачев В. Н., Хоменко В. В.* О развитии технических исследований и экспериментов на МКС // Пилотируемые полёты в космос. 2013. № 1. С. 29–34.
- [Goldsmith et al., 2010] *Goldsmith R. et al.* 24/7 Access to LEO Spacecraft TTC and Payload Data Using the INMARSAT BGAN Service // 5<sup>th</sup> ESA Intern. Workshop on

Tracking, Telemetry and Command Systems for Space Applications ESA-ESTEC.  
21–23 Sept. 2010.

[Johnston et al., 2012] *Johnston B., Haslam M., Trachtman E.* et al. SB-SAT: Sustained Data Relay for Low Earth Orbit Satellites // SpaceOps Symp. June 2012. URL: <http://www.spaceops2012.org/proceedings/documents/id1286470-paper-002.pdf>.

## **MINIATURIZATION OF THE RADIO-ELECTRONIC EQUIPMENT AND CREATION OF MICROSATELLITES**

*V. N. Boykachev, V. V. Khomenko*

Utonomous non-commercial organization “Scientific Technical Innovation Center  
“TECHCOM”

Possibilities of creation of the microsattellites of different function, resulting miniaturizations of the onboard radio-electronic equipment of space application are shown.

*Keywords:* microsattellites, onboard radio-electronic equipment, miniaturization.

---

**Boykachev** Vladislav Naumovich — director, PhD, senior scientist, [Techcom.space@gmail.com](mailto:Techcom.space@gmail.com)

**Khomenko** Vadim Vladimirovich — general manager of innovative projects, PhD, [Techcom.space@gmail.com](mailto:Techcom.space@gmail.com)

## **ВАРИАНТЫ ПОСТРОЕНИЯ БОРТОВЫХ АНТЕННО-ФИДЕРНЫХ УСТРОЙСТВ ДЛЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

*В. С. Бочаров, А. Г. Генералов, Э. В. Гаджиев, Н. С. Алексеева*

ОАО «Научно-исследовательский институт электромеханики» (ОАО «НИИЭМ»)

В данной работе рассмотрены варианты построения бортовых антенно-фидерных устройств для малых космических аппаратов. Описаны варианты использования как определённых типов антенн для построения миниатюрной антенной системы малого космического аппарата (спиральные антенны, микрополосковые антенны), так и отдельных элементов конструкции самих космических аппаратов в качестве бортовых антенн (гравитационная штанга, солнечные батареи).

*Ключевые слова:* антенно-фидерные устройства, космический аппарат, коэффициент стоячей волны, диаграмма направленности, коэффициент усиления, спиральные антенны, микрополосковые антенны.

### **ВВЕДЕНИЕ**

В настоящее время наблюдается активный процесс миниатюризации космической техники, который заключается в переходе к применению малых космических аппаратов (МКА) вместо больших космических аппаратов (БКА). В свою очередь миниатюризация затрагивает и всю бортовую аппаратуру КА, в том числе и антенно-фидерные устройства (АФУ).

Но прежде чем рассматривать варианты миниатюризации бортовых АФУ, необходимо отметить специфику работы бортовых антенн, которая заключается в ряде особенностей [Бочаров, 2013а]:

- на поверхности КА заказчиком отводится определённое место для установки антенн. Зачастую этого отведённого места бывает не достаточно для установления того АФУ, которое полностью бы отвечало заданным требованиям. Поэтому приходится использовать выносные элементы (кронштейны, штанги) или другие типы антенн (ленточные, выдвигные). Порой в некоторых случаях допускается даже ухудшение параметров;
- в формировании диаграммы направленности (ДН) участвует не только собственно антенна, но и часть проводящей поверхности КА. По проводящей поверхности корпуса КА текут поверхностные токи, наводимые электромагнитными полями, создаваемыми самой антенной. Эти высокочастотные токи создают в пространстве, окружающем КА, электромагнитные поля, которые можно назвать вторичными. Вторичные поля взаимодействуют с полями антенн. Вследствие явления интерференции получается суммарное электро-

---

**Бочаров** Владимир Семёнович — начальник лаборатории, otd24@niiem.ru

**Генералов** Александр Георгиевич — начальник сектора, otd24@niiem.ru

**Гаджиев** Эльчин Вахидович — научный сотрудник, аспирант, otd24@niiem.ru

**Алексеева** Наталья Сергеевна — инженер-конструктор, otd24@niiem.ru

магнитное поле. Влияние корпуса КА необходимо всегда принимать во внимание. Это влияние является одним из основных факторов, определяющих специфику работы антенн КА;

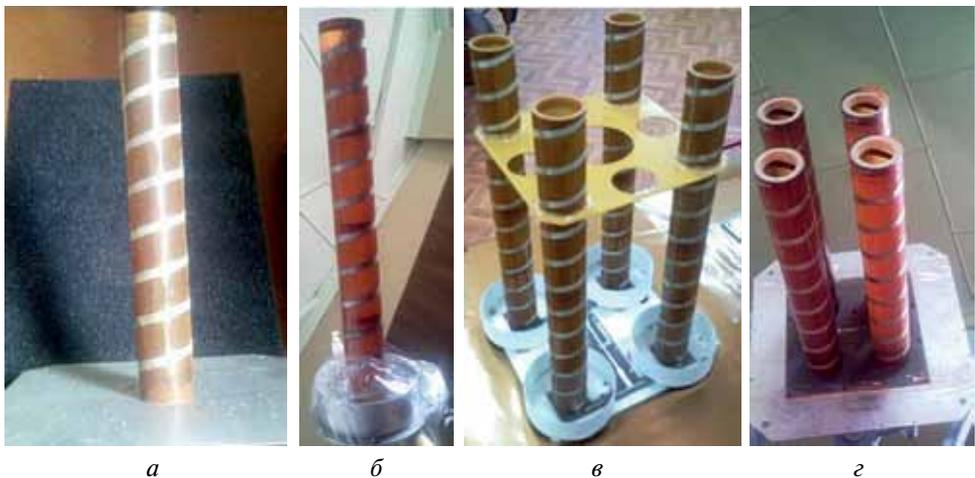
- специфичность работы антенн КА, а именно, что им приходится работать с электронными приборами, рассчитанными на выполнение определённых функций в условиях наличия ионизации, резких перепадов давления, температуры, перегрузки, вибрации, и т. д.

Таким образом, перед разработчиками бортовых АФУ МКА поставлена актуальная, современная задача по построению малогабаритной, невыступающей надёжной, простой и в то же время высокотехнологичной антенной системы МКА [Гаджиев, 2014].

## ОСНОВНАЯ ЧАСТЬ

В работе предложены следующие варианты построения таких бортовых антенн, представленные на рис. 1:

- спиральный излучатель (количество витков спирали 8);
- спиральный излучатель (количество витков спирали 11);
- спиральная антенная решётка из четырёх элементов (количество витков спирали 11);
- спиральная антенная решётка из четырёх элементов (количество витков спирали 8);
- антенная решётка из двух элементов.



**Рис. 1.** Внешний вид предлагаемых антенн: *а* — спиральный излучатель (количество витков спирали 8); *б* — спиральный излучатель (количество витков спирали 11); *в* — спиральная антенная решётка из четырёх элементов (количество витков спирали 11); *г* — спиральная антенная решётка из четырёх элементов (количество витков спирали 8)

На рис. 2 представлена ДН одного из предложенных вариантов (см. рис. 1а).

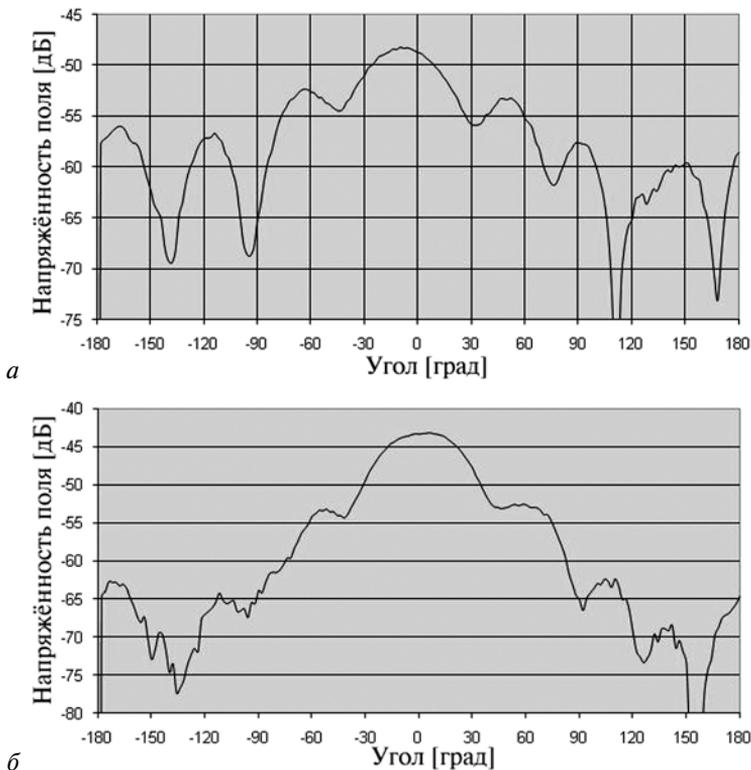
Спиральный излучатель (см. рис. 1б) обладает следующими характеристиками:

- хорошим коэффициентом стоячей волны (КСВ) в широкой полосе частот (от 1,2 до 2,1 ГГц);
- коэффициентом усиления (КУ) 11 дБ (на частоте 1,6 ГГц);
- коэффициентом эллиптичности не хуже 3 дБ.

Антенная решётка (см. рис. 1в) обладает шириной ДН  $31^\circ$ , а КУ на частоте 1,6 ГГц составляет 14 дБ. Более подробно характеристики указанных выше спиральных антенн представлены в работе [Бочаров и др., 2014а].

Представленные на рис. 1 антенны обладают следующей массой: антенна (см. рис. 1а) не более 150 г; антенна (см. рис. 1б) не более 250 г; антенная решётка (см. рис. 1в) не более 1000 г; антенная решётка (см. рис. 1г) не более 800 г.

Наряду со спиральными антеннами в работе рассмотрен вариант применения микрополосковых антенн (МПА). Данные антенны выполнены с помощью печатных технологий, поэтому их ещё называют печатными [Bocharov et al., 2014].



**Рис. 2.** ДН спирального излучателя (количество витков спирали 8):  
а — рабочая частота 1,2 ГГц; б — рабочая частота 1,6 ГГц

На рис. 3 показана МПА для применения на МКА, а на рис. 4 — диаграмма направленности МПА.

Таким образом, разработана МПА дециметрового диапазона длин волн (рабочая частота 2,12 ГГц).

Масса такой МПА дециметрового диапазона волн не более 20 г.

В ОАО «НИИЭМ» есть также наработки по разработке миниатюрных МПА метрового и дециметрового диапазонов длин волн [Бочаров и др., 2013б; 2014б, в].

Так, например, на рис. 5 представлена модель МПА дециметрового диапазона (рабочая частота 435 МГц).

При моделировании были использованы следующие размеры: габариты КА 500×500×500 мм; габариты модели МПА 130×130×8 мм. На рис. 6 представлена зависимость КСВ модели от частоты.

На рис. 7 и 8 приведены ДН и КУ модели соответственно.

Моделирование было осуществлено с помощью системы автоматизированного проектирования EМPro с помощью методов конечных элементов [Гаджиев, 2013]. Примерная масса такой модели МПА не более 300 г.



Рис. 3. Внешний вид МПА

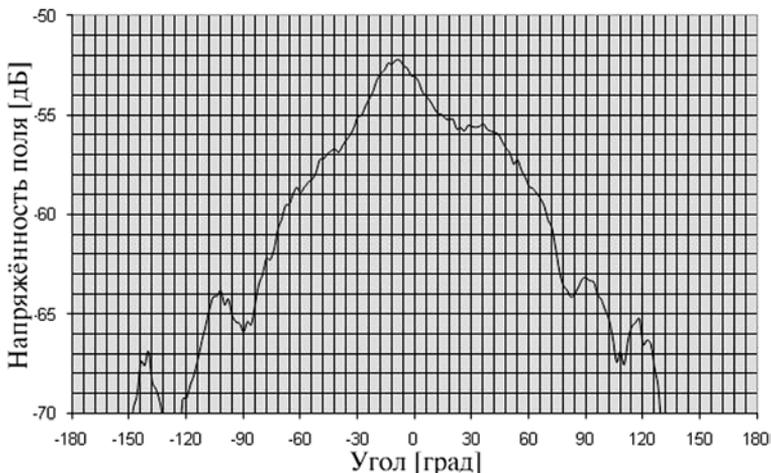


Рис. 4. ДН МПА на рабочей частоте 2,12 ГГц

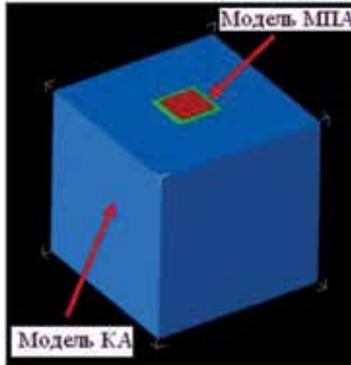


Рис. 5. Модель МПА дециметрового диапазона волн

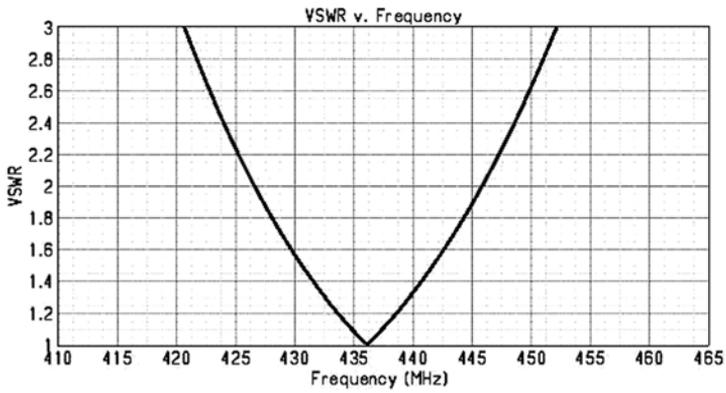


Рис. 6. Коэффициент стоячей волны модели МПА

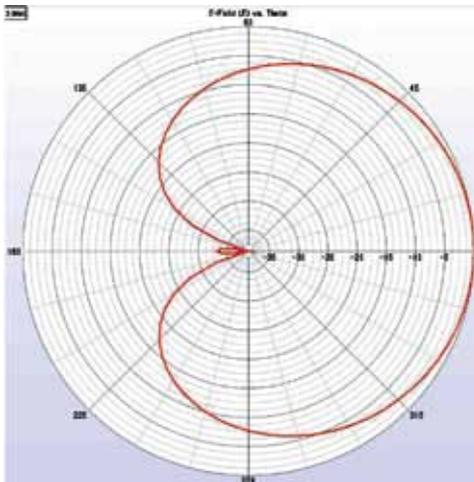


Рис. 7. Диаграмма направленности МПА при  $\varphi = 0^\circ$

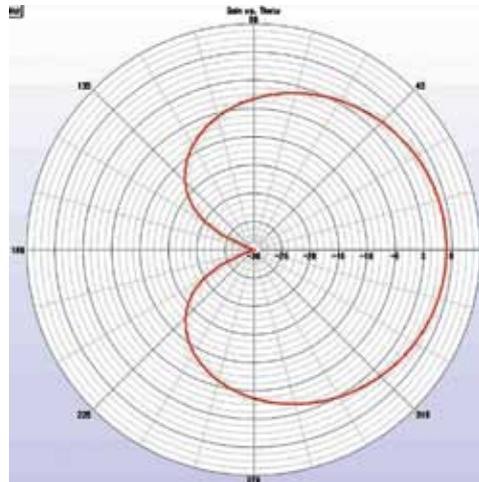


Рис. 8. Коэффициент усиления МПА при  $\varphi = 0^\circ$

**Рис. 9.** Антенна телекомандной системы КА «Канопус-В» № 1 и белорусского КА

Предприятие ОАО «НИИЭМ» обладает успешным опытом эксплуатации также и вибраторных антенн в составе бортовой антенной системы КА «Канопус-В» № 1 и белорусского КА, которая представлена на рис. 9 [Бочаров и др., 2014].

Масса такой антенны составляет не более 150 г.

Помимо приведённых выше вариантов применения различных типов антенн для МКА рассмотрены варианты применения отдельных частей самого КА в качестве бортовых антенн.

Один из вариантов заключается в *использовании штанги гравитационной стабилизации в качестве антенны*. Как правило, для стабилизации малого космического аппарата на орбите используют раскрывающиеся штанги большой длины (около 6 м).

Диаграмма направленности такой антенны обладает максимумом в направлении, перпендикулярном зениту, так как штанга расположена в направлении от Земли.

Следующий вариант заключается в *использовании солнечных батарей (СБ) КА*.

Полученные результаты и способы реализации указанных выше вариантов построения бортовых антенн с использованием частей КА, а также способ миниатюризации традиционных дипольных антенн (так называемых «усов») подробно представлены в [Бочаров и др., 2014д].



## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, в работе представлены различные варианты построения бортовых антенно-фидерных устройств для использования в составе малых космических аппаратов, а также показана возможность использования отдельных частей самого космического аппарата в качестве бортовых антенн.

## ЛИТЕРАТУРА

- [Бочаров и др., 2013а] Бочаров В. С., Генералов А. Г., Гаджиев Э. В. Особенности бортовых антенно-фидерных устройств космических аппаратов // Научно-технический семинар «Перспективы развития антенно-фидерных устройств летательных аппаратов», 25 сентября 2013. Истра: ОАО «НИИЭМ», 2013. С. 55–58.
- [Бочаров и др., 2013б] Бочаров В. С., Генералов А. Г., Гаджиев Э. В. Разработка прямоугольной микрополосковой антенны метрового диапазона (150 МГц) для применения на космическом аппарате «Ионосфера» // Вопросы электромеханики: Труды ВНИИЭМ. 2013. Т. 136. № 5. С. 15–18.

- [Бочаров и др., 2014а] *Бочаров В. С., Генералов А. Г., Гаджиев Э. В.* К вопросу о построении антенн зондирования атмосферы, ионосферы и земной поверхности из космоса с помощью малых космических аппаратов // *Материалы 6-й Всерос. науч. конф. «Радиофизические методы в дистанционном зондировании сред»*. Муром: МИ ВлГУ, 2014. С. 100–102.
- [Бочаров и др., 2014б] *Бочаров В. С., Генералов А. Г., Гаджиев Э. В.* Разработка прямоугольной микрополосковой антенны дециметрового диапазона для применения на космическом аппарате «Ионосфера» // *Электрон. журн. «Труды МАИ»*. 2013. № 65. 9 с. URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/>
- [Бочаров и др., 2014в] *Бочаров В. С., Генералов А. Г., Гаджиев Э. В.* Разработка макета микрополосковой антенны метрового диапазона для перспективного применения на космическом аппарате «Ионосфера» // *Радиотехнич. и телекоммуникац. системы*. 2014. № 4 (16). С. 20–27.
- [Бочаров и др., 2014г] *Бочаров В. С., Генералов А. Г., Гаджиев Э. В.* Результаты лётных испытаний антенно-фидерных устройств телекомандной системы КА «Канопус-В» № 1 Белорусского КА и пути совершенствования их характеристик // *Радиотехнич. и телекоммуникац. системы*. 2014. № 4 (16). С. 5–12.
- [Бочаров и др., 2014д] *Бочаров В. С., Генералов А. Г., Гаджиев Э. В.* Варианты построения бортовых антенн для зондирования поверхности из космоса // *Материалы 2-й Всерос. микроволновой конф. 26–28 ноября 2014. М.: Изд-во JRE – ИРЭ им. В.А. Котельникова РАН*. 2014. С. 298–299.
- [Гаджиев, 2013] *Гаджиев Э. В.* Моделирование бортовых антенн СВЧ космических аппаратов // *Антенны*. 2013. № 9 (196). С. 65–68.
- [Гаджиев, 2014] *Гаджиев Э. В.* Пути построения малогабаритных, невыступающих бортовых антенно-фидерных систем космических аппаратов // *Электрон. журн. «Труды МАИ»*. 2014. № 76. 20 с. URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/>
- [Bocharov et al., 2014] *Bocharov V., Generalov A., Gadzhiev E.* Application of printing technologies to design on-board antenna systems of spacecrafts // 40<sup>th</sup> COSPAR Scientific Assembly. 2014. C0.3-0014-14.

## **VARIANTS OF ON-BOARD ANTENNA-FEEDER DEVICES FOR SMALL SPACECRAFT**

*V. S. Bocharov, A. G. Generalov, E. V. Gadzhiev, N. S. Alekseeva*

Open Joint Stock Company Research Institute for Electromechanics  
Russian Aerospace Agency (VNIIEМ)

In this paper some variants of on-board antenna-feeder devices for small spacecraft are presented. Advantage of using certain types of antennas (helical and microstrip) to design small-sized, low-profile antenna system for small spacecraft are presented. Also variants of using such parts of spacecraft (solar battery, gravitational rod) as on-board antenna are presented.

*Keywords:* antenna-feeder devices, spacecraft, VSWR, radiation pattern, gain, helical antenna, microstrip antenna.

---

**Bocharov** Vladimir Semenovich — head of laboratory, otd24@niiem.ru  
**Generalov** Alexander Gergievich — head of department, otd24@niiem.ru  
**Gadzhiev** Elchin Vahidovich — research engineer, otd24@niiem.ru  
**Alekseeva** Natalia Sergeevna — engineer, otd24@niiem.ru

## РЕАЛИЗАЦИЯ МЕЖДУНАРОДНОГО УНИВЕРСИТЕТСКОГО МИКРОСПУТНИКА «КОНДОР»

*О. М. Брехов, П. А. Жданов*

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет) (МАИ)

В статье рассматриваются особенности реализации международного университетского микроспутника «Кондор». Предлагаемый международный проект призван обеспечить разработку новой генерации космических приборов и спутников для комплексного наблюдения атмосферы и ионосферы, которые позволят получить новые фундаментальные результаты в области геофизики и космической физики. Проект имеет учебно-научную направленность, обусловленную участием студентов и молодых учёных России, Тайваня и Мексики, которые при создании спутника смогут получить необходимую классическую подготовку по профильным дисциплинам. В статье приведены основные особенности проекта, назначение и ключевые параметры спутника, описание научного комплекса, состав научных приборов, их назначение и основные характеристики.

*Ключевые слова:* ионосфера, атмосфера, гидросфера, литосфера, магнитосфера, космическая погода, космические приборы, инженерные науки, микроспутник, синергетические системы с распределённой архитектурой, сложные технические системы.

Особенность проекта университетского спутника — его учебно-научная направленность. С одной стороны, при создании спутника студенты разного уровня обучения (бакалавры, магистры, аспиранты) получают необходимую классическую подготовку по всем требуемым дисциплинам. С другой стороны, в проекте рассматривается комплексное научно-инженерное решение многоплановой научной проблемы изменчивости ионосферы и термосферы с использованием синергетических космических инструментов с распределённой системной архитектурой на борту университетского микроспутника.

Другие особенности проекта:

- сетевая система взаимодействия университетов различных стран и привлечение к проекту продвинутых фирм;
- универсальность научной и служебной платформ и интегрированность их основных ресурсов;
- использование новых технологий проектирования, таких как Plug and Play;
- аппаратно-программные средства отказоустойчивости функционирования спутника;
- возможность модернизации аппаратных и программных средств спутника в режиме on-line;
- разработка инженерных, эмуляционных и лётных моделей приборов, обеспечивающих синергетический эффект при совместном функционировании лётного и наземного образцов спутника;

---

**Брехов** Олег Михайлович — заведующий кафедрой, доктор технических наук, obrek-hov@mail.ru

**Жданов** Павел Александрович — магистрант, младший научный сотрудник, p.a.zhdanov@mail.ru

- управление спутником из нескольких точек доступа;
- получение полезной информации в разных точках доступа и её интегрированная обработка.

Среди механизмов повышения отказоустойчивости можно отметить следующие:

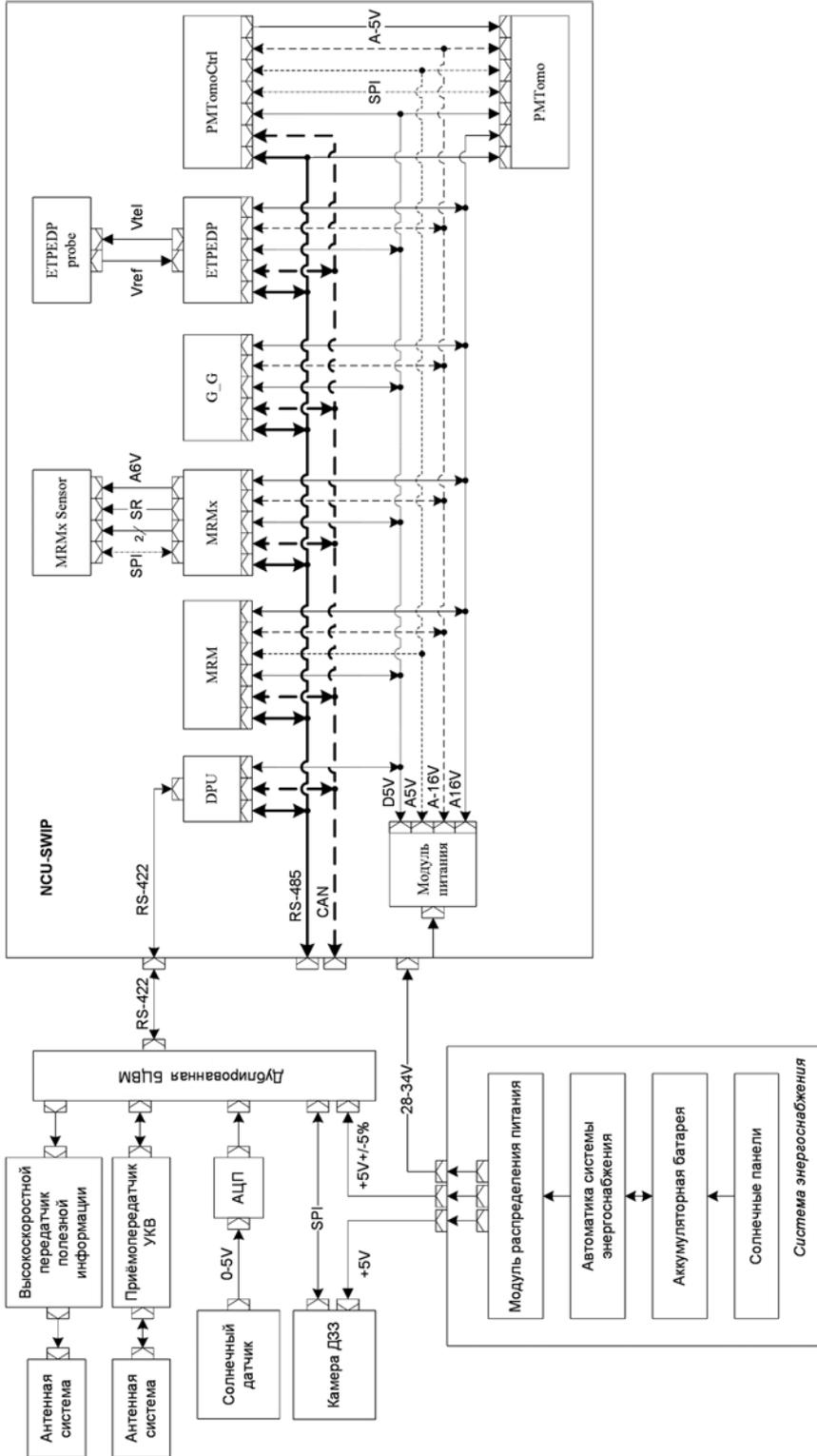
- дублирование бортовой вычислительной машины;
- резервирование узлов системы энергоснабжения;
- резервирование исполнительных механизмов системы ориентации и стабилизации;
- автономный режим работы спутника при потере связи с наземным пунктом управления;
- работа в режиме низкого энергопотребления при снижении уровня заряда аккумуляторной батареи (за счёт отключения ряда подсистем);
- возможность обновления программного обеспечения (ПО) на орбите.

Ключевые параметры спутника представлены в табл. 1.

**Таблица 1.** Ключевые параметры спутника

Параметр	Значение
Орбита	Солнечно-синхронная, 500...900 км, 45...98°
Основной вид запуска	Попутный
Масса	50 кг (16 кг — полезная нагрузка)
Расчётный срок активного существования	2 года
Энергопотребление	80 Вт (27 Вт — полезная нагрузка)
Ёмкость аккумуляторной батареи	10...15 А·ч
Напряжение питания	12...28 В
Система ориентации и стабилизации	Трёхкоординатная активная маховичная, 10 Вт
Максимальная погрешность ориентации в орбитальной системе координат	1°
Максимальная погрешность стабилизации в орбитальной системе координат	0,2 град/с (по всем направлениям)
Служебный радиоканал	Ультракоротковолновый
Канал передачи целевой полезной информации	X-диапазон
GPS/GLONASS	GPS (Global Positioning System)
Комплекс полезной нагрузки	NCU (National Central University, Taiwan), UNAM (National Autonomous University of Mexico), МАИ

Принципиальная схема научного комплекса представлена на рис. 1.



**Рис. 1.** Принципиальная схема научного комплекса. DPU — цифровой вычислительный модуль; MRMx — выносной магнитометр; G\_G — гироскелерометр; ETREDP — усовершенствованный зонд Ленгмюра; PMTomo — томограф

Полезная нагрузка разрабатывается для одновременного местного и дистанционного измерения ионосферных и атмосферных параметров, таких как электронная плотность и температура электронов в ионосфере, магнитное поле, замедление спутника из-за нейтральной атмосферы, а также дистанционного измерения интегральной интенсивности в линиях иона кислорода 135,6 и 630,0 нм вдоль траектории полёта в прямом и обратном направлениях, а также в надире для томографической реконструкции распределения электронной плотности под траекторией полёта спутника. Измерения производятся посредством следующих инструментов:

1. Томограф (PMTomo) на базе фотоэлектронных умножителей (ФЭУ), который обеспечивает оптическую томографию ионосферы. Три оптические оси томографа позволяют изучать вертикальное распределение ионизации в главном ионосферном F-слое, а также определять местоположения аврорального овала и его вариации, связанные с высыпаниями электронов и протонов.
2. Усовершенствованный зонд Ленгмюра (ETPEDP) позволяет изучать изменчивость ионосферы на высоте орбиты спутника и калибровать томограф.
3. Компактный магниторезистивный магнитометр (MRM) позволяет отслеживать конвекцию плазмы в полярных шапках и, в частности, продольные токи как основные факторы магнитосферно-ионосферных связей. Кроме того, имеется магнитометр в удалении от корпуса спутника, что позволяет измерять невозмущённое магнитное поле вокруг зонда для кросс-калибровки данных.
4. Гироскелерометр (GG) измеряет изменения плотности в нейтральной атмосфере, что даёт возможность оценить изменение частоты рекомбинаций и химического состава в ионосфере.
5. Оптическая камера дистанционного зондирования Земли (камера ДЗЗ) предназначена для изучения процессов на поверхности Земли, в нижней ионосфере и мезосфере.

Основные характеристики полезной нагрузки представлены в табл. 2.

**Таблица. 2.** Основные характеристики полезной нагрузки

Прибор	Энергопотребление [Вт]	Масса* [г]
NCU-SWIP (Space Weather Instrument Payload)	~22	~9340
В том числе:		
PWR	2,2	30
DPU	0,35	1,5
MRM	2	25
MRMx	1,26	60
G_G	1,54	25
ETPEDP	1,7	35
PMTomo	12	7220
Камера дистанционного зондирования Земли	4	~5000
Солнечный датчик	0,8	120
<i>Итого:</i>	~27	~14 500

\* Без учёта массы кабелей.

## 1. КОМПЛЕКС ИЗУЧЕНИЯ КОСМИЧЕСКОЙ ПОГОДЫ NCU-SWIP

Комплекс инструментов NCU-SWIP предназначен для мониторинга космической погоды и околоземной космической среды на борту микроспутника МАИ. NCU-SWIP состоит из двух физических блоков: SWIP (рис. 2) и SWIP-PMТomo (рис. 3) с потребляемой максимальной мощностью 10 и 12 Вт соответственно.

Основные характеристики комплекса NCU-SWIP представлены в табл. 3.

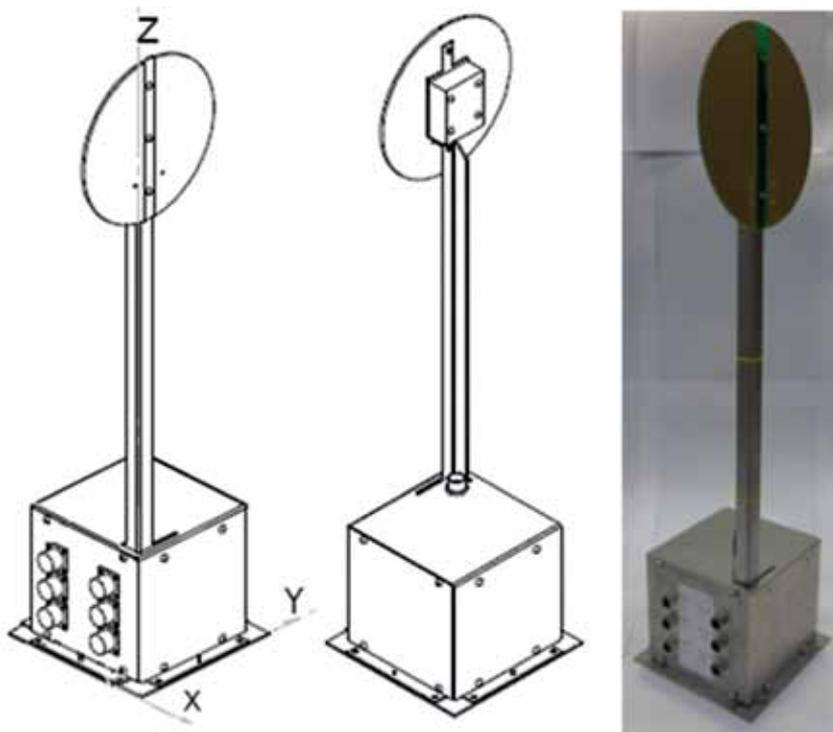


Рис. 2. SWIP

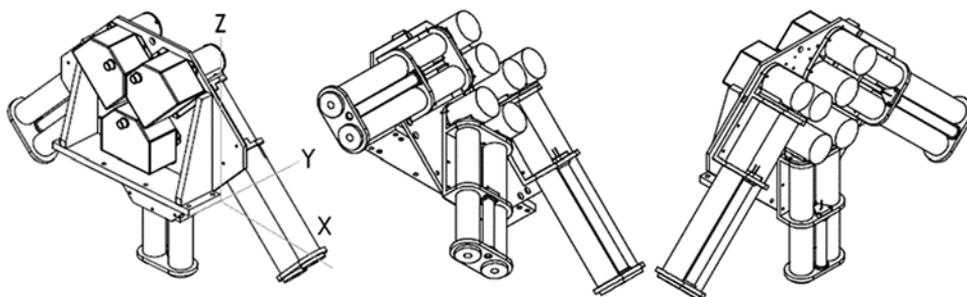


Рис. 3. NCU-SWIP-PMТomo

**Таблица 3.** Основные характеристики NCU-SWIP

Параметр	Значение
Габариты (Д×Ш×В)	468×155×120 мм
Масса	2140 г
Энергопотребление	Входное напряжение: +22...+34 В. Энергопотребление: ~22 Вт
Информационный поток	Макс. — 180 МБ/день
Интерфейс	1) командный и информационный интерфейс — RS422 {38 400 бод, 1 старт, 1 стоп, без бита чётности, 8 бит данных, полный дуплекс}; 2) три интерфейса питания и данных (SPI) для подключения NCU-SWIP-PMТоmо; 3) инженерный интерфейс; используется: а) для обновления ПО: RS485 {38 400 бод, 1 старт, 1 стоп, без бита чётности, 8 бит данных, полный дуплекс}; б) для отладки: CAN Bus 2.0В {500 кбит/с}; 4) интерфейсы для подключения датчиков ETPEDP и MRMx
Температурный режим	Функционирование: –20...+55 °С Хранение: –50...+85 °С

В состав комплекса SWIP входят следующие модули:

- модуль питания;
- цифровой вычислительный модуль DPU;
- датчик температуры и плотности электронов ETPEDP;
- гироскелерометр G\_G;
- MRM — встроенный магнитометр;
- MRMx — выносной магнитометр;
- томограф PMТоmо.

### 1.1. Цифровой вычислительный модуль DPU

Основные характеристики модуля DPU (рис. 4):

- размеры — 80×80×12 мм (Д×Ш×В);
- управляющий процессор — AVR-CAN-128;
- объём флэш-памяти — 8 МБ;
- масса — 1,5 г;
- напряжение питания — 5 В DC;
- энергопотребление — 0,35 Вт;
- интерфейс:
  - внешний — RS-422 (38 400 бит/с, 1 старт, 1 стоп, без бита чётности, 8 бит данных, полнодуплексный);
  - внутренние — RS-485 (38 400 бит/с, 1 старт, 1 стоп, без бита чётности, 8 бит данных; используется также для обновления ПО модулей), CANbus (500 кбит/с);
- для контроля измерительных модулей используется OCPB LUTOS.



Рис. 4. Цифровой вычислительный модуль DPU в составе SWIP

## 1.2. Датчик температуры и плотности электронов ЕТРЕДР

Усовершенствованный зонд Ленгмюра ЕТРЕДР (рис. 5, 6) предназначен для точных измерений электронной температуры и плотности плазмы в ионосфере. Этот детектор позволяет изучать изменчивость ионосферы на высоте орбиты спутника и калибровать томограф. Прибор работает в двух режимах: ЕТР и ЕДР. В режиме ЕТР осуществляется измерение температуры тепловых электронов методом Ойамы. В режиме ЕДР прибор работает как зонд Ленгмюра.

Основные характеристики ЕТРЕДР представлены в табл. 4.



Рис. 5. ЕТРЕДР в составе SWIP

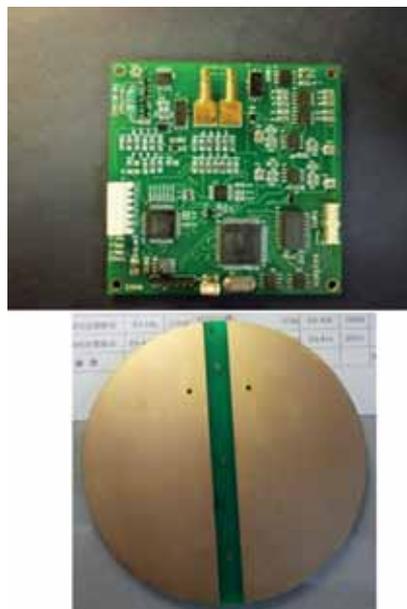


Рис. 6. Управляющая плата и чувствительный элемент ЕТРЕДР

**Таблица 4.** Основные характеристики ЕТРЕРР

Параметр	Значение	
	ЕТР	ЕРР
Размеры	Ø120×1,6 мм, высота штанги — 468 мм	
Масса	Датчик: 15 г Управляющий модуль: 20 г Общая: 35 г	
Интерфейс	RS-485, CANbus	
Напряжение питания	5 В DC, –16 В AC, 16 В AC	
Энергопотребление	1,7 Вт	
Информационный поток [байт на выборку]	14	155
Режимы функционирования	Только один датчик — происходит переключение ЕТР и ЕРР один раз в секунду Два отдельных датчика — на выборку на каждом датчике отводится по 0,5 с. Отладочный режим	
Диапазон измерения/разрешение	ЕТР: 1000...3000 К с разрешающей способностью 50 К;	$5,5 \cdot 10^{12}$ эл/см <sup>3</sup> ·sqrt (1000 К) с точностью $1,7 \cdot 10^8$ эл/см <sup>3</sup> ·sqrt (1000 К); что эквивалентно $2,5 \cdot 10^{12}$ эл/см <sup>3</sup> ·sqrt (5000 К) с точностью $0,8 \cdot 10^8$ эл/см <sup>3</sup> ·sqrt (5000 К)

### 1.3. Гироскселерометр G\_G

Гироскселерометр G\_G (рис. 7) измеряет изменения плотности в нейтральной атмосфере, что даёт возможность оценить изменение частоты рекомбинаций и химического состава в ионосфере. Благодаря этим данным можно обнаружить торможение спутника в атмосфере, расширяющейся вследствие её локального нагрева над районами подготовки землетрясений.

Будучи закреплённым внутри блока SWIP, данный прибор предназначен для измерения вектора ускорения по каждой оси в диапазоне –2g...+2g с разрешением 16 бит (60 мкг) на частоте 1 Гц и вектора угловой скорости в диапазоне –2000...+2000 град/с с разрешением 16 бит (0,06 град/с) на частоте 14 Гц.



**Рис. 7.** Гироскселерометр G\_G

Основные характеристики гироакселерометра G\_G приведены в табл. 5.

**Таблица 5.** Гироакселерометр G\_G. Основные характеристики

Параметр	Значение	
Размеры	80×80×1,5 мм	
Масса	25 г	
Диапазон измерения/разрешающая способность	–2000...2000 град/с с 16-битным разрешением (0,06 град/с на частоте 14 Гц)	±2g с разрешением 16 бит (60 мкг вдоль каждой из трёх осей) на частоте 1 Гц
Информационный поток	14 байт на выборку	
Частота выборки	Макс. — 80 Гц	
Интерфейс	RS-485, CANbus	
Напряжение питания	5В DC, –16В AC, 16В AC	
Энергопотребление	1,54 Вт	

#### 1.4. Встроенный магнитометр MRM

Компактный магниторезистивный магнитометр MRM (рис. 8) измеряет вариации магнитного поля, вызванные электрическими токами различного происхождения. Он позволяет отслеживать конвекцию плазмы в полярных шапках и, в частности, продольные токи как основные факторы магнито-сферно-ионосферных связей.

MRM измеряет вектор плотности потока магнитного поля внутри блока SWIP в диапазоне  $-25...+25$  нТл по каждой оси с разрешением 16 бит (6,1 нТл). Частота выборки составляет 2 Гц в стандартном режиме и 10; 100; 40 Гц в режимах Burst1, Burst2 и Burst3 соответственно.



**Рис. 8.** MRM (встроенный магнитометр)

Основные характеристики встроенного магнитометра приведены в табл. 6.

**Таблица. 6.** MRM (встроенный магнитометр). Основные характеристики

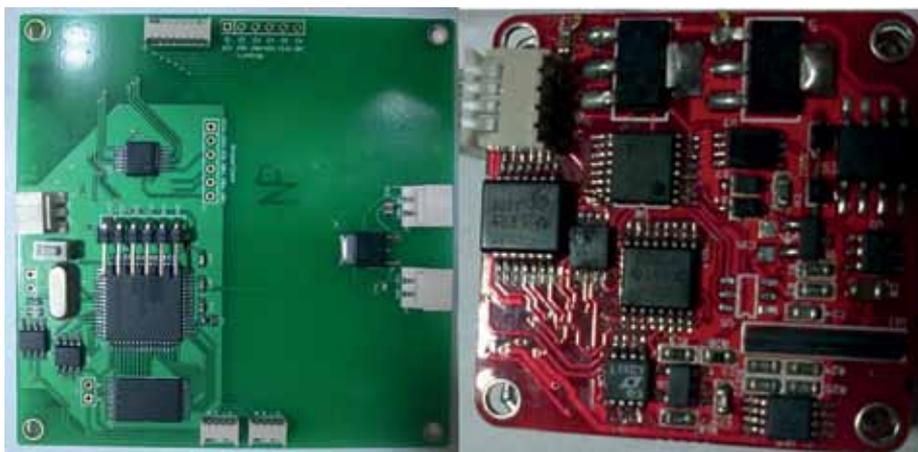
Параметр	Значение
Размеры	80×80×12 мм
Масса	25 г
Интерфейс	RS-485, CANbus
Напряжение питания	5 В DC, 5 В AC, –16 В AC, 16 В AC
Энергопотребление	2 Вт
Частота выборки	Стандартный режим — 2 Гц Интенсивный режим — 10; 40; 100 Гц (макс. — 400 Гц)
Информационный поток	Стандартный режим (2 Гц) — 14 байт на выборку Интенсивный режим (10; 40; 100 Гц) — 6 байт на выборку
Диапазон измерения/ разрешающая способность	Трёхосный, $-2 \cdot 10^5 \dots 2 \cdot 10^5$ нТл ( $\pm 2$ Гс) по каждой оси с разрешением 16 бит (6,1 нТл)

### 1.5. Выносной магнитометр MRMx

Данная версия магнитометра MRMx (рис. 9) монтируется на штанге ЕТРЕРД зонда в удалении от корпуса спутника, что позволяет измерять невозмущённое магнитное поле вокруг зонда для кросс-калибровки данных.

MRMx измеряет вектор магнитного поля на тыльной стороне датчика ЕТРЕРД в диапазоне  $-25 \dots +25$  нТл по каждой оси с разрешением 24 бита (0,024 нТл). Частота выборки составляет 2 Гц в стандартном режиме и 10; 100; 40 Гц в режимах Burst1, Burst2 и Burst3 соответственно.

Основные характеристики выносного магнитометра приведены в табл. 7.



**Рис. 9.** MRMx (выносной магнитометр)

Таблица 7. MRMx (выносной магнитометр). Основные характеристики

Параметр	Значение
Размеры	MRMx: 35×45×15 мм Управляющий модуль: 80×80×12 мм
Масса	MRMx: 40 г Управляющий модуль: 20 г Общая масса: 60 г
Интерфейс	RS-485, CANbus
Напряжение питания	5 В DC, 6 В AC, –16 В AC, 16 В AC
Энергопотребление	1,26 Вт
Частота выборки	Стандартный режим — 2 Гц Интенсивный режим — 10; 40; 100 Гц (макс. — 2 кГц)
Информационный поток	Стандартный режим (2 Гц) — 20 байт на выборку Интенсивный режим (10; 40; 100 Гц) — 9 байт на выборку
Диапазон измерения/ разрешающая способность	Трёхосный, $-2 \cdot 10^5 \dots 2 \cdot 10^5$ нТл ( $\pm 2$ Гс) по каждой оси с разрешением 24 бита (0,024 нТл)

### 1.6. Томограф РМТомо

Томограф РМТомо (рис. 10) на базе фотоэлектронных умножителей обеспечивает оптическую томографию ионосферы. Инструмент РМТомо состоит из трёх пар ФЭУ с полем зрения  $\sim 24^\circ$  в направлении вертикально вниз,  $45^\circ$  вперёд и  $45^\circ$  назад. Пары ФЭУ обеспечивают одновременное дистанционное зондирование электромагнитного излучения ионосферы в диапазонах 630,0 и 135,6 нм, которые являются характерными эмиссиями атомарного кислорода — основной компоненты ионосферного F-слоя. Таким образом, три оптические оси определённой ориентации позволяют изучать вертикальное распределение ионизации в главном ионосферном F-слое, а также определять местоположения аврорального овала и его вариации, связанные с высыпаниями электронов и протонов. Светимость в аномальной линии 630,0 нм играет важную роль в определении областей подготовки землетрясений. Вариации концентрации ионов кислорода и его уровней возбуждения позволяют контролировать такие возмущения, как солнечные затмения, тропические циклоны и тайфуны, перемещение экваториальной аномалии и аврорального овала и т. д.



Рис. 10. Томограф РМТомо

Основные характеристики томографа РМТомо:

- размеры — 607×126×372 мм (Д×Ш×В);
- масса — 7220 г;
- интерфейсы — RS-485, CANbus;
- напряжение питания — 5 В DC, 5 В AC, -5 В AC, -16 В AC, 16 В AC;
- энергопотребление — 12 Вт; {5 В DC, 5 В AC, +16 В AC, -16 В AC, -5 В AC};
- регистрация фотонов в каналах 135,6 и 630 нм;
- счётный период — подстраиваемый, по умолчанию — 1 с;
- выдержка — 25 нс (эффективная — 10,5 нс), максимальное количество отсчётов — 107 (24 бита на отсчёт) за период после предварительного деления частоты на 10 (after a prescaling of 10);
- бланкирование HV для предотвращения солнечного влияния;
- частота выборки — 1 Гц;
- объём одной выборки — 36 байт;
- стандартный режим функционирования:
  - приблизительное количество фиксируемых отсчётов до предварительного масштабирования: {630,0; 135,6} PMT dark {1800;160} отсч/с, чувствительность {надир{24; 6,0}, наклонение {5,8; 1,4}} отсч/с/Рл;
  - 3 чувствительных элемента: {надир, 45° по направлению, 45° против направления движения} с областью видимости {±1,17; ±2,39; ±1,17}°, обеспечивается полоса шириной не более 25 км на высоте 250 км с орбитой спутника 550 км.

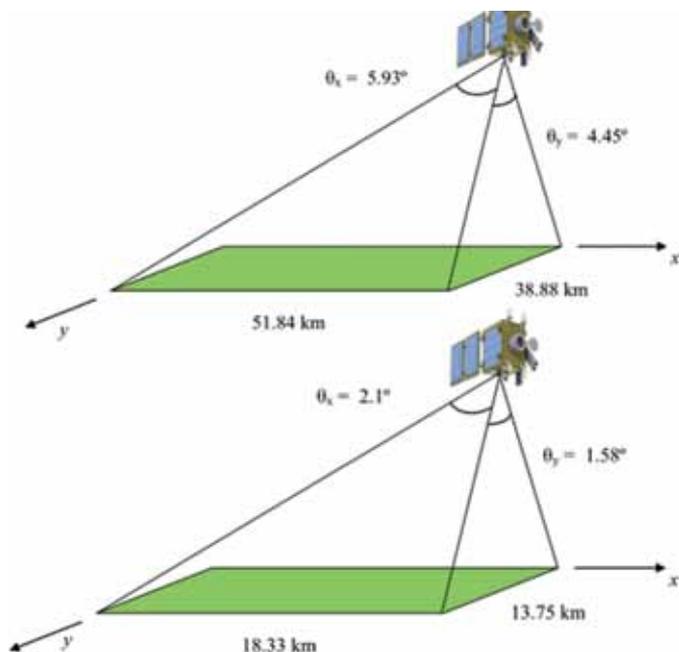


Рис. 11. Камера ДЗЗ в двух исполнениях

## 2. КАМЕРА ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

Основные характеристики камеры дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) (рис. 11) приведены в табл. 8.

Таблица 8. Камера ДЗЗ. Основные характеристики

Параметр	Значение
Тип орбиты	Круговая, солнечно-синхронная
Высота орбиты	500 км
Требования к точности	$\pm 0,05^\circ$ (знание ориентации) $\pm 0,1^\circ$ (точность ориентации) $\pm 30^\circ$ (возможность отворота)
Хранение данных	1 ГБ
Интерфейс взаимодействия с управляющим микроконтроллером	SPI @2 МГц
Интерфейс взаимодействия с памятью	SPI (до 54 МГц)
Интерфейс программирования микроконтроллера	JTAG (до 2 МГц)
Площадь охватываемой территории	версия 1 — $51,84 \times 38,88$ км; версия 2 — $18,33 \times 13,75$ км
Габариты	$318,5 \times 250 \times 150$ мм (В $\times$ Д $\times$ Ш)
Напряжение питания	3,3 В DC; 2,8 В DC; 1,8 В DC
Энергопотребление	4 Вт
Общая масса	~5 кг

## 3. СОЛНЕЧНЫЙ ДАТЧИК

Основные характеристики солнечного датчика (рис. 12):

- габариты —  $73 \times 73 \times 25,4$  мм (Д $\times$ Ш $\times$ В);
- масса — 120 г (не считая кабелей и печатной платы):
  - корпус — 88 г;
  - окно — 32 г;
- энергопотребление —  $+6,8-12\text{В}@0,067\text{А}(0,4556-0,804\text{Вт})$  + энергопотребление АЦП;
- поле зрения —  $\pm 22,5^\circ$ ;
- точность —  $0,1^\circ$ ;
- данные на выходе — аналоговый выход, 4 линии, 0...5 В;
- характеристики АЦП: разрешение — 10 бит, особых требований к частоте выборки не имеется;
- частота обновления информации — частота выборки данных определяется АЦП;
- информационный интерфейс — определяется АЦП;
- диапазон рабочих температур:  $-55...+135^\circ\text{C}$ ;
- исполнение — алюминий 6061-Т6; состоит из двух частей: корпуса и окна;



Рис. 12. Солнечный датчик

- покрытие — анодирование, цвет — чёрный;
- отслеживает отклонения по крену и тангажу;
- не чувствителен к отклонению от курса;
- чувствительные элементы: 4 солнечных панели размером 2×2 см каждая;
- количество линий питания — 4 шт.

#### 4. СИМУЛЯТОРЫ PMTOMO PHOTONIC PULSE SIMULATOR И ETPEDP PLASMA SIMULATOR

Для проведения комплексного тестирования инженерных образцов модулей были разработаны плазменный симулятор ETPEDP Plasma Simulator (рис. 13) и симулятор фотонных импульсов PMTomo Photonic Pulse Simulator. Эти устройства не содержат реальных космических датчиков. Их функционирование моделируется. Это необходимо для первоначальной настройки интерфейса NCU-SWIP с бортовым компьютером спутника. Воздействия с выходов данных устройств подаются на входы соответствующих приборов комплекса изучения космической погоды NCU-SWIP: ETPEDP и PMTomo.



Рис. 13. Симуляторы PMTomo Photonic Pulse Simulator и ETPEDP Plasma Simulator

## 5. ИНЖЕНЕРНЫЙ ОБРАЗЕЦ

Аппаратура инженерного образца представляет собой наземные аналоги бортовых приборов лётного образца. Дополнительно инженерный образец содержит:

- оборудование, позволяющее имитировать освещённость панели солнечных батарей в наземных условиях в зависимости от модели освещённости на орбите — источника питания и аппаратно-программного обеспечения, имитирующего работу фотопреобразователей;
- оборудование, имитирующее радиолинии связи командно-телеметрической и целевой радиолиний, связывающие персональный компьютер и инженерный образец;
- наземное оборудование, обеспечивающее работу наземного персонала с инженерным образцом, его включение, выключение, необходимые интерфейсы, обслуживание;
- имитатор полёта спутника на орбите, включая динамику вращательного и поступательного движения, возмущения, модель Солнца, магнитного, гравитационного, аэродинамического окружения спутника с необходимыми формами, отображающими эти процессы на экране персонального компьютера;
- имитатор наземной станции управления, включая расшифровщики телеметрической информации, командных массивов и планирования реальных радиосеансов;
- симуляторы приборов.

## ЛИТЕРАТУРА

[Brekhov] *Brekhov O. M. Scientific-Educational Microsatellite CONDOR / European Space Agency (Special Publication) ESA SP -721 // Proc. 21<sup>st</sup> ESA Symp. European Rocket and Balloon Programmers and Related Research. 2013. P. 589–592.*

## DESIGN OF THE INTERNATIONAL UNIVERSITY SATELLITE CONDOR

*O. M. Brekhov, P. A. Zhdanov*

Moscow Aviation Institute (National Research University) (MAI)

The article describes some features of the implementation of the international university microsatellite Condor. The international project proposed herein is aimed at providing the development of new generation of spacecraft and devices for complex monitoring of atmosphere and ionosphere that will allow to obtain new fundamental results in the field of geophysics and space physics. This project has educational and scientific focus due to involvement of students and young scientists from Russia, Taiwan and Mexico who will be able to receive necessary classical preparation on profile disciplines during the creation of the satellite. This article contains main features of the project, its purpose and key parameters of the satellite. The description of a scientific complex, composition of scientific instruments, their functions and main characteristics are described.

*Keywords:* atmosphere, ionosphere, hydrosphere, lithosphere, magnetosphere, space weather, space instrumentation, engineering sciences, microsatellite, synergetic distributed systems, complex engineering systems.

---

**Brekhov** Oleg Mikhailovich — head of department, doctor of technical sciences, obrekhov@mail.ru

**Zhdanov** Pavel Aleksandrovich — master student, junior researcher, p.a.zhdanov@mai.ru

## ИССЛЕДОВАНИЯ АВРОРАЛЬНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК И ВЫСОТНО-ШИРОТНОЙ СТРУКТУРЫ ЭМИССИЙ ВЕРХНЕЙ АТМОСФЕРЫ И ИОНОСФЕРЫ ЗЕМЛИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МЕТОДА ПРОСТРАНСТВЕННЫХ РЕКОНСТРУКЦИЙ ИЗОБРАЖЕНИЙ, ПОЛУЧЕННЫХ С ВЫСОТЫ ОРБИТЫ ПЕРСПЕКТИВНОГО МИКРОСПУТНИКА

Ю. С. Доброленский<sup>1</sup>, Б. В. Козелов<sup>2</sup>, А. К. Кузьмин<sup>1</sup>, И. А. Маслов<sup>1</sup>, А. Н. Ляхов<sup>3</sup>,  
А. М. Мерзлый<sup>1</sup>, С. А. Пулинец<sup>1</sup>, С. А. Черноус<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН)

<sup>2</sup> Полярный геофизический институт (ПГИ) Кольского научного центра Российской академии наук (КНЦ РАН)

<sup>3</sup> Институт динамики геосфер (ИДГ) Российской академии наук (РАН)

Исследования и диагностика процессов, происходящих в полярной ионосфере Земли, становятся всё более актуальными, так как влияние этих процессов на изменения параметров космической погоды в околоземном пространстве отражается на качестве и надёжности функционирования технологических систем. Использование платформ микроспутников, оснащённых служебными системами нового поколения, для установки соответствующей диагностической аппаратуры и проведения измерений этих параметров является реальной альтернативой дорогостоящим космическим проектам на крупных космических аппаратах.

*Ключевые слова:* аврора, полярная ионосфера, мелкомасштабные структуры, пульсирующие формы, орбитальная диагностика, микроспутник, имаджер, реконструкция изображений, фоновая-спектральная обстановка.

### Список сокращений

- ВУФ — вакуумный ультрафиолет
- КА — космический аппарат
- DMSP — Defense Meteorological Satellite Program
- ESA — Electron Spectrum Analyzer
- IMF — Interplanetary Magnetic Field
- ISEE-3 — International Sun-Earth Explorer
- MLT — Magnetic Local Time
- MAC — Multispectral Auroral Camera

**Доброленский** Юрий Сергеевич — старший научный сотрудник, кандидат физико-математических наук, [dobrolenskiy@iki.rssi.ru](mailto:dobrolenskiy@iki.rssi.ru)

**Козелов** Борис Владимирович — ведущий научный сотрудник, доктор физико-математических наук, [Boris.kozelov@gmail.com](mailto:Boris.kozelov@gmail.com)

**Кузьмин** Александр Константинович — главный специалист, кандидат физико-математических наук, [alkkuzmin@mail.ru](mailto:alkkuzmin@mail.ru)

**Ляхов** Андрей Николаевич — заведующий лабораторией, кандидат физико-математических наук, [alyakhov@idg.chph.ras.ru](mailto:alyakhov@idg.chph.ras.ru)

**Маслов** Игорь Алексеевич — заведующий сектором, [Iam49@mail.ru](mailto:Iam49@mail.ru)

**Мёрзлый** Алексей Михайлович — старший научный сотрудник, кандидат технических наук, [pinega@list.ru](mailto:pinega@list.ru)

**Пулинец** Сергей Александрович — ведущий научный сотрудник, доктор физико-математических наук, [pulse1549@gmail.com](mailto:pulse1549@gmail.com)

**Черноус** Сергей Александрович — старший научный сотрудник, доктор физико-математических наук, [chernouss@pgia.ru](mailto:chernouss@pgia.ru)

MAIN — Multiscale Aurora Imaging Network  
MART — Multiplicative Algebraic Reconstruction Technique  
SIRT — Simultaneous Iterative Reconstruction Technique

Эксперименты на орбитах типа «Молния», включая изображающие в ВУФ-диапазоне спектра (см., например [Germany et al., 1998; Mende et al., 2000]) позволяют в реальном времени получать глобальные картины состояний электронного и протонного авроральных овалов в различных геомагнитных условиях, отражающие мгновенное состояние магнитосферно-ионосферного взаимодействия, проявляющегося в энергетических распределениях высыпающихся заряженных частиц и генерации крупномасштабного электрического поля и токов в различных секторах MLT. Хотя пространственное разрешение ВУФ-имаджеров на орбитах КА Polar [Germany et al., 1998] и Image [Mende et al., 2000] достигало в лучшем случае двух десятков километров, изображения свечения северной полярной верхней атмосферы и ионосферы, включая освещённую сторону, являются незаменимым источником информации для крупномасштабного картографирования фоново-спектральной обстановки в ВУФ-диапазоне [Аксёнов и др., 2015].

Целью перспективного эксперимента с прибором «Летиция-микро» на полярной орбите микроспутника с высотой ~500 км становится исследование процессов в ионосферной плазме, приводящих к генерации мелкомасштабных (~1...2 км) авроральных структур в различных секторах MLT в различных геомагнитных условиях, исследования и мониторинг которых пока не доступны при измерениях с орбит типа «Молния» [Кузьмин, 2011]. Структуры таких масштабов регулярно наблюдаются наземными приборами на немногочисленных работающих станциях и обсерваториях в полярных областях России [Kozelov et al., 2012], а также сети станций других стран, и исследуются с низкоорбитальных полярных зарубежных КА [Obuchi et al., 2008; Yau et al., 2009]. Мелкомасштабные авроральные структуры сопровождаются неоднородностями электронной концентрации в полярной ионосфере и мелкомасштабными токами [Echim et al., 1997], которые отрицательно влияют на среду распространения и фоново-спектральную обстановку. Последними крупными и успешными низкоорбитальными проектами в СССР, нацеленными на эти задачи, были эксперименты на спутниках «Ореол-3» [Angarov et al., 1983] и «ИК-Болгария-1300» [Gogoshev et al., 1983].

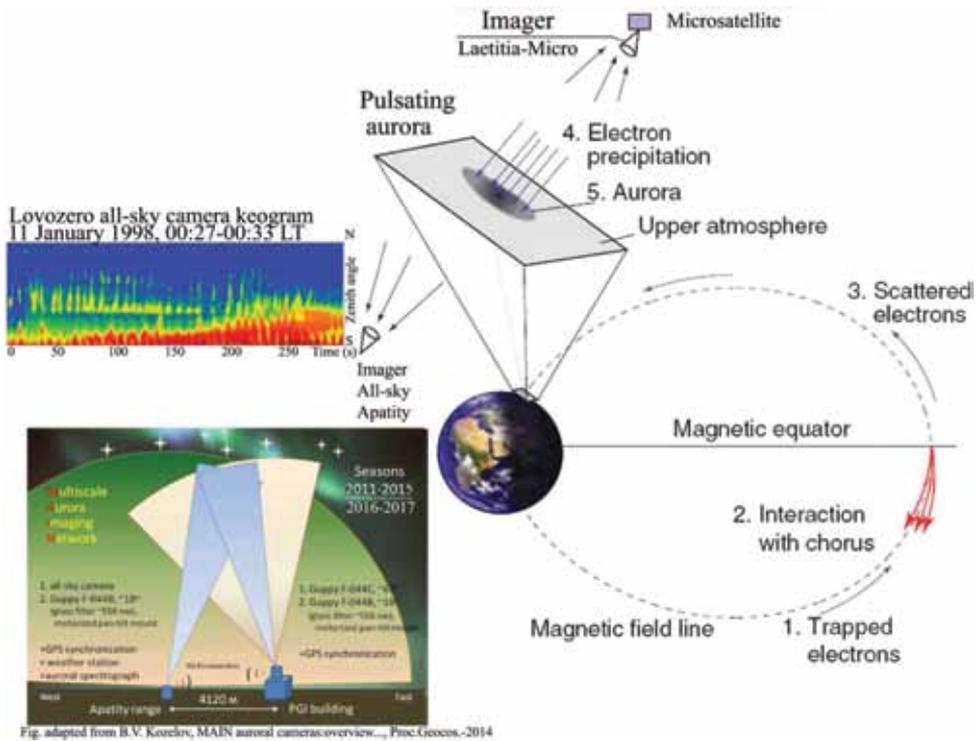
1. Авроральный имаджер «Летиция-микро» предназначен для получения информации о пространственно-временных характеристиках мелкомасштабных авроральных структур и механизмах, приводящих к их генерации, с высоты орбиты ориентированного на Землю микроспутника. К таким структурам можно отнести следующие:

- диффузные и пульсирующие формы (мультиплетные дуги и нерегулярные пятна),
- мелкомасштабные дуги, разделённые «тёмными» промежутками (black aurora);
- узлокализированные по высоте тонкие слои (100...120 км) интенсифицированной аворы;

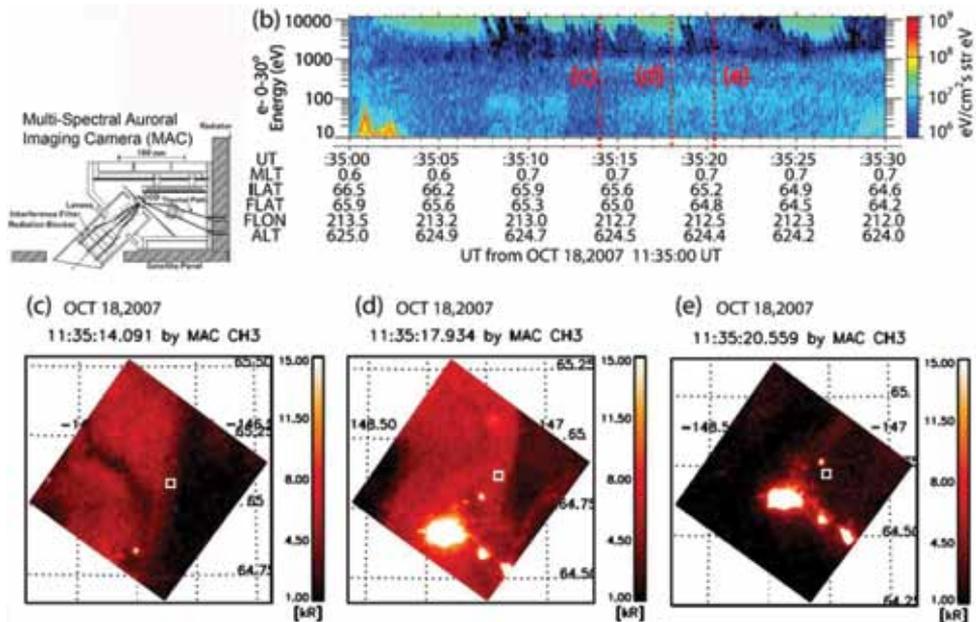
- узкие по ширине (1...2 км) дуги, вытянутые вдоль направления полдень-полночь в полярной шапке, возникающие после мощных геомагнитных бурь во время близких к нулю или отрицательных значений z-компоненты межпланетного магнитного поля;
- мелкомасштабные структуры, наблюдаемые в промежутке (Gap) между крупномасштабными ветвями двойного аврорального овала в условиях событий “Sawtooth” во внешней магнитосфере и солнечном ветре.

Рассмотрим несколько примеров наблюдений перечисленных структур, полученных с орбит низкоапогейных КА и с поверхности Земли.

А. На рис. 1 показана геометрия эксперимента по наблюдениям пульсирующих форм полярных сияний одновременно с Земли (сеть станций ПГИ РАН в окрестностях Апатит) и с орбиты микроспутника. На этом рисунке условно показан наиболее вероятный процесс рассеяния захваченных электронов в магнитной силовой трубке и их взаимодействие с низкочастотными волнами (хорами) во внутренней магнитосфере, приводящие к высыпаниям энергичных электронов и генерации пульсирующих форм в послеполуночном секторе MLT [Nishimura et al., 2010].



**Рис. 1.** Условная геометрия одновременных наблюдений пульсирующих форм полярных сияний с поверхности Земли (комплекс авроральных камер MAIA (ПГИ КНЦ РАН, Апатиты) и с орбиты микроспутника (прибор «Летиция-микро»)



**Рис. 2.** Три последовательных изображения пульсирующего полярного сияния, полученные 18.10.2007 г. в интервале нескольких секунд с помощью мультиспектрального аврорального имаджера MAC [Obuchi et al., 2008] с орбиты японского спутника REIMEI (INDEX) и спектрограмма авроральных высыпающихся электронов, полученная одновременно прибором ESA

На рис. 2 (внизу) показаны три последовательных изображения пульсирующих форм, полученные 18 октября 2007 г. с интервалом в несколько секунд с орбиты японского малого КА REIMEI (INDEX) с помощью аврорального имаджера MAC [Obuchi et al., 2008]. Этот трёхканальный прибор, построенный на основе матриц Sony, имел поле зрения  $\sim 7,4^\circ$ . Для того чтобы в поле зрения имаджера MAC попадала проекция магнитной силовой линии (на изображениях она показана маленькими белыми квадратиками), на которой находился КА в момент экспозиции, космический аппарат специально поворачивался на конкретный угол. Структурированные высыпания энергичных электронов 7...10 кэВ отчётливо видны на панели, показанной вверху этого же рисунка, которая представляет спектрограмму потока электронов в диапазоне энергий от 10 эВ до 10 кэВ, полученную в конусе от 0 до  $30^\circ$  (высыпающиеся) на этом же спутнике в момент экспозиции авроральных изображений имаджера MAC с помощью электростатического анализатора электронов ESA.

**Б.** На рис. 3 вверху показан пример из 12 последовательных изображений множества мелкомасштабных авроральных дуг, вытянутых вдоль геомагнитной широты и разделённых слабоинтенсивными (тёмными) промежутками, называемыми black aurora. Эти изображения получены в канале  $\lambda 557,7$  [OI] аврорального имаджера MAC с высоты орбиты спутника REIMEI 26 октября 2006 г. ( $\sim 652$  км), а спектрограммы потока аврораль-

ных электронов измерены одновременно с помощью прибора ESA в углах  $0...30^\circ$  (высыпающиеся) и  $150...180^\circ$  (отражённые). Проекции магнитной силовой линии, пересекаемой спутником в момент экспозиции, показаны на изображениях маленькими белыми квадратиками.

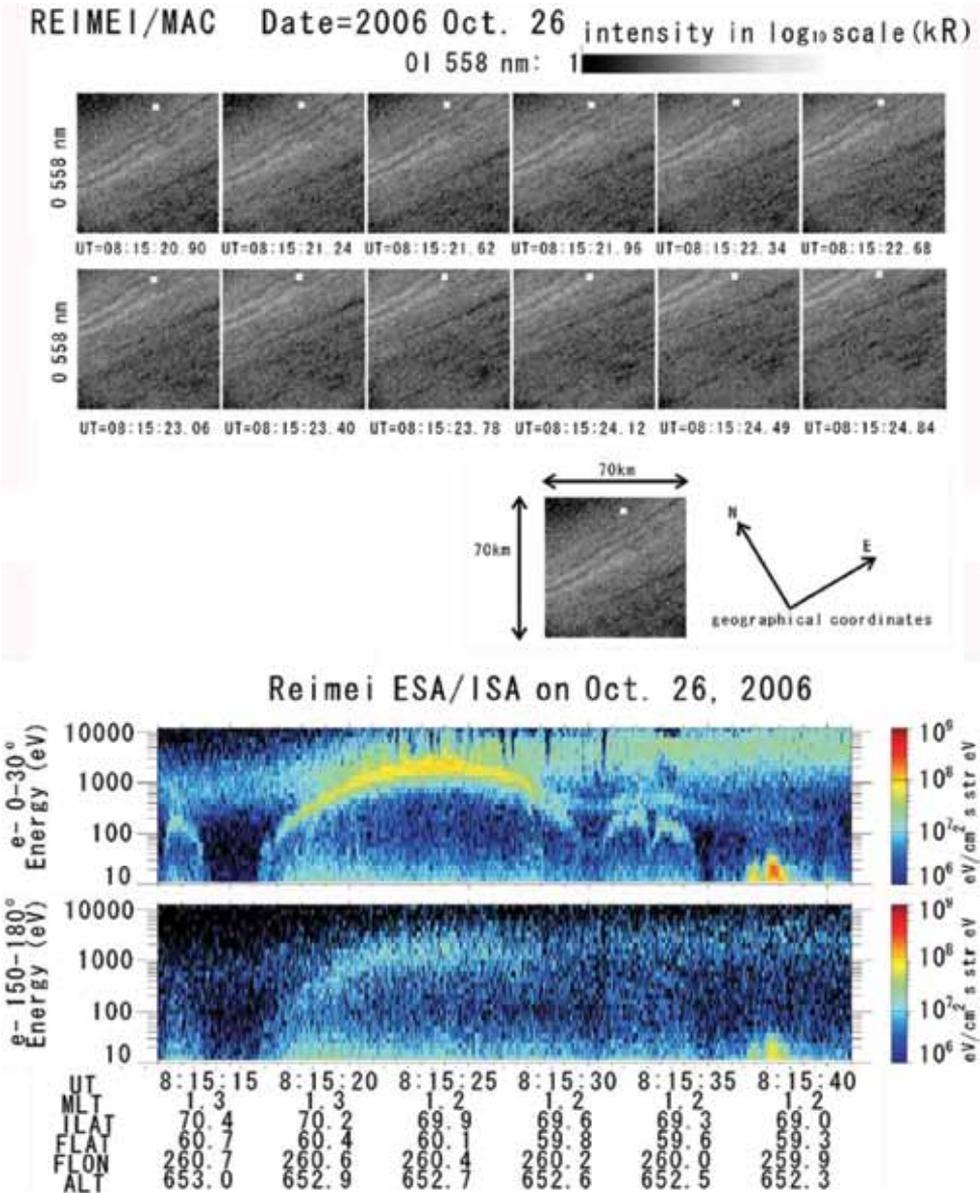
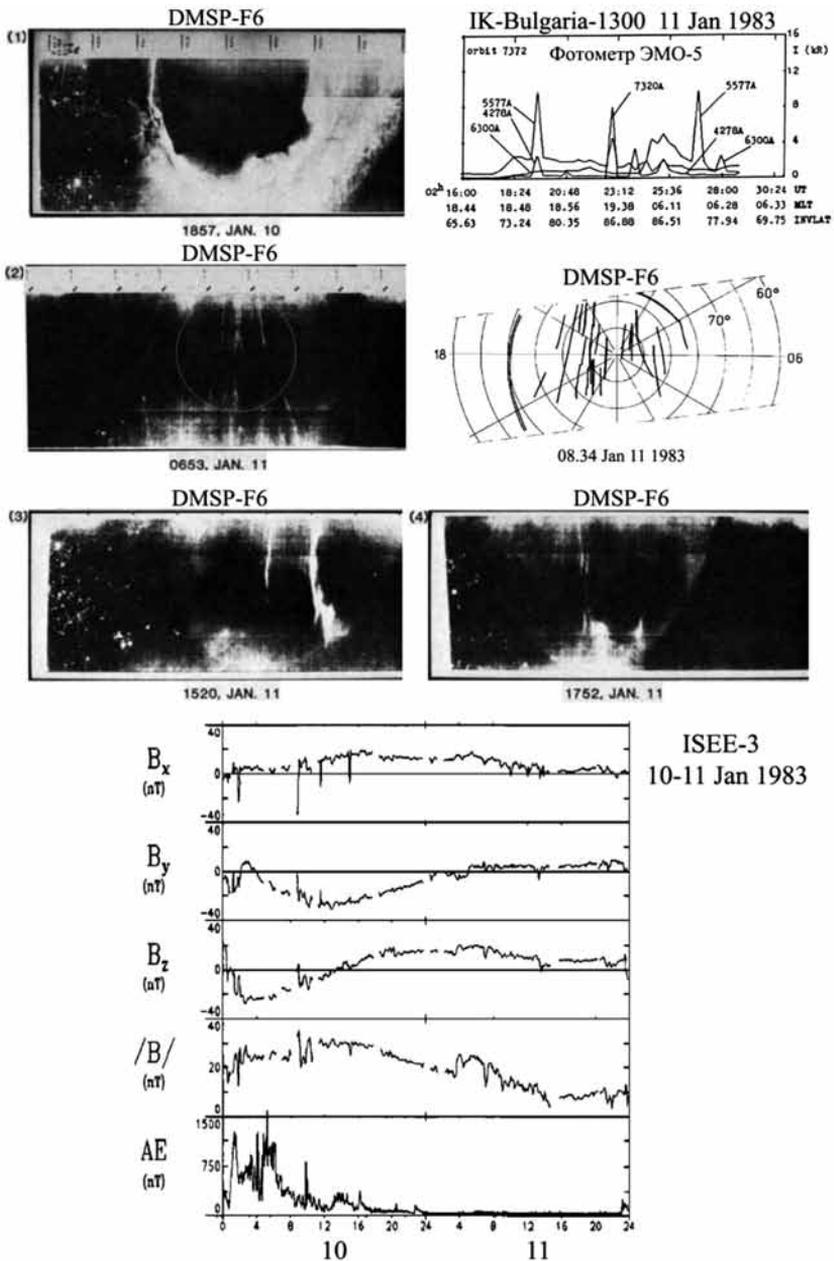


Рис. 3. Последовательность из 12 авроральных изображений (верхняя панель), полученных с помощью аврорального имажера MAC со спутника REIMEI 26 декабря 2006 г. На нижней панели показаны спектрограммы электронов (высыпающихся и отражённых), измеряемых на этом же спутнике одновременно с авроральными изображениями с помощью анализатора электронов ESA [Obuchi et al., 2011]

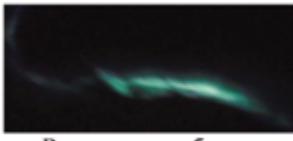


**Рис. 4.** Пример наблюдений мелкомасштабных дуг в полярной шапке в условиях фазы восстановления после мощной геомагнитной бури и в условиях, когда  $B_z$ -компонента межпланетного поля близка к нулю или меняет знак с положительного на отрицательный (нижняя панель). На верхней панели слева и справа (внизу) показаны изображения фототелевизионной развёртки со спутника DMSP F6, а на верхней панели справа показаны фотометрические профили интенсивности авроральных эмиссий, полученные при фотометрических (фотометр ЭМО-5) наблюдениях в надир со спутника «ИК-Болгария-1300» [Israelevich et al., 1988]. Все изображения получены в период 10–11 января 1983 г.

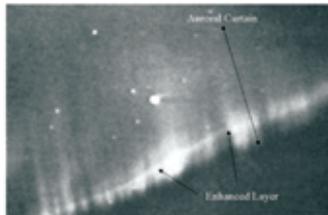
**В.** На рис. 4 (на верхних панелях) показаны примеры фототелевизионных интегральных (в диапазоне видимого спектра) изображений мелкомасштабных дуг в полярной шапке вытянутых примерно вдоль направления полдень-полночь ( $\theta$ -аурога), полученных 11 января 1983 г. с орбиты спутника DMSP F6 в условиях фазы восстановления после мощной геомагнитной бури, когда z-компонента межпланетного магнитного поля уменьшилась почти до нуля (измерения IMF со спутника ISEE-3 показаны на нижней панели). На правой верхней панели показаны широтные профили интенсивности авроральных эмиссий, полученные с помощью фотометра ЭМО-5 при пересечении северной полярной шапки спутником «ИК-Болгария-1300» 11 января 1983 г. примерно на 4 ч раньше изображений, полученных со спутника DMSP F6 [Israelevich et al., 1988].

**Г.** На рис. 5 представлены примеры наблюдений тонких по высоте (не более 1,5...2,5 км) спорадических слоёв усиленной авроральной интенсивности (enhanced aurora), генерация которых, как предполагается, обусловлена верхнегибридной и электронно-циклотронной неустойчивостями в ионосферной плазме. Это явление, как правило, наблюдается в вечернем секторе MLT. На правой верхней панели показаны высотные профили интенсивности авроральных эмиссий, наблюдавшиеся в области enhanced aurora.

- Upper Hybrid and Electron Cyclotron Instability
  - Layers could be localized by maxima in the growth rate at cyclotron harmonics
  - Localization depends on electron energy and may be variable during precipitation



Вид сверху с орбиты



Adapted from: Fig. 4. An example of enhanced aurora, a sporadic arc observed at 13.5° elevation observed in College, Alaska, on January 22, 1993, at 0918:23 UT. (Reproduced from [2]).

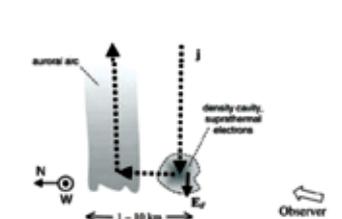


Fig. Geometric configuration of the thin layer of large parallel electric field ( $E_{\parallel}$ ), which is associated with the density cavity in the downward current region. Seen from a southward observation point this region of additional auroral emissions will look like an enhancement of the intensity of the lower portion of the auroral arc, located slightly to the north in this figure (the downward current region may of course also be located to the north of the arc).

- Thin ionization layers observed
- Incoherent-scatter radar detects thin layers of electrons
  - Layer around 110 km during 2105-2120 UT
  - Layer remained for two hours 2000-2200 UT
  - Thickness between 1.5 and 2.5 km
  - Density peak between  $10^5$  and  $10^6 \text{ cm}^{-3}$

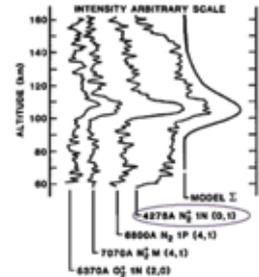


Fig. 9. Altitude profiles through an enhanced auroral layer obtained in several wavelengths using an imaging spectrometer (0.6 s exposure). The flat-topped profile appears in all wavelengths and is narrower than the model profile calculated for a 5-keV Maxwellian electron flux.

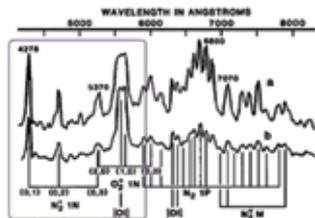


Fig.10. Spectra obtained by an imaging spectrometer with 0.6 s integration. Spectrum a is from the enhanced aurora. Spectrum b is from the normal aurora immediately above the enhanced layer. Vertical profiles for the indicated wavelengths are shown in Figure 9. Note that the amplitude of the 5577 line is unreliable because this emission is overdriven.

**Рис. 5.** Характеристики спорадических слоёв ионизации и свечения в E-области (enhanced aurora) и возможности их наблюдений с орбиты [Johnson et al., 2009]

Д. Имеются документальные факты, подтверждающие наличие тонкой структуры свечения (мелкомасштабные низкоинтенсивные дуги) в диффузных промежутках между относительно интенсивными крупномасштабными ветвями аврорального овала (Double auroral oval), наблюдаемые одновременно с тонкой структурой высыпающихся электронов в условиях повторяющихся зубообразных (Sawtooth) событий во внешней магнитосфере и солнечном ветре. Одно из таких событий, наблюдаемое одновременно с нескольких зарубежных КА 18 апреля 2002 г., было описано в работе [Kuzmin et al., 2014].

2. Поскольку эксперимент с прибором «Летиция-микро» нацелен на фотометрические измерения характеристик мелкомасштабных авроральных структур с помощью координированных наблюдений с орбиты микроспутника (сверху) и с поверхности Земли (снизу) на Кольском полуострове (ПГИ КНЦ РАН, Апатиты), то для измерений с орбиты на борту ориентированного на Землю микроспутника предполагается также использование приборов, измеряющих параметры околоспутниковой плазмы (градиенты магнитного и электрического поля, энергетические распределения высыпающихся заряженных частиц и низкочастотного излучения). С поверхности Земли Полярным геофизическим институтом проводятся регулярные оптические наблюдения одновременно из нескольких точек на Кольском полуострове, в том числе с помощью спектрально-полосовых панорамных камер всего неба (обсерватория Ловозеро) и с помощью системы камер MAIN (Апатиты), включающей триангуляционную пару. Полученные с орбиты последовательности авроральных изображений, с частотой  $\sim 0,5$  с авроральным имаджером, имеющим угол поля зрения более  $\sim 40^\circ$  и спектральную полосу от 350 до 600 нм, также предполагается реконструировать для получения объёмных изображений мелкомасштабных ( $\sim 1...2$  км) авроральных структур. К таким структурам относятся как относительно стационарные и долгоживущие в различных секторах MLT аврорального овала и полярной шапки (диффузные формы и полосы, драпри и узкокализованные по высоте спорадические слои усиленной интенсивности (enhanced aurora) узкие дуги, разделённые относительно тёмными промежутками (black aurora), отдельные лучи и др., так и пульсирующие формы с периодом от нескольких до десятков секунд. Одновременные измерения распределений интенсивности авроры в ограниченном интервале спектра на суточных орбитах, проходящих над Кольским полуостровом, с измерениями сетью наземных приборов, разнесённых на конкретные расстояния, обеспечат возможность взаимного уточнения реконструируемых объёмных изображений тех же самых авроральных структур, которые будут наблюдаться с орбиты и с поверхности Земли одновременно.

Используя задел, полученный при разработке аврорального двухканального имаджера «Летиция» для КА «Зонд» (программа ГЕОФИЗИКА), для установки на микроспутник предлагается разработать одноканальный облегчённый вариант аврорального имаджера. Прибор «Летиция-микро» предполагается создавать на базе задела по разработке прибора «Летиция». На рис. 6 показана оптическая схема одного из каналов с узкополосным ( $\delta\lambda \approx 2,5$  нм) интерференционным фильтром ( $\lambda_{427,8}$  нм)

прибора «Летиция», имеющего угол поля зрения  $30^\circ$ . Угол поля зрения прибора «Летиция-микро» предполагается расширить примерно до  $40^\circ$  одновременно с расширением полосы пропускания фильтра до диапазона  $\lambda 350\text{--}600$  нм, близкого к спектральным полосам приборов сети MAIN. В качестве детектора изображения предполагается использовать матрицу e2V 47-20 с обратной засветкой, имеющую  $1024 \times 1024$  чувствительных элемента (пикселя) и с оцифровкой интенсивности 16 бит. Квантовая эффективность этой матрицы и спектральная полоса пропускания фильтра показаны на верхней панели рис. 7, а на нижней панели этого рисунка приведён авроральный спектр, интегральная интенсивность линий и полос которого будет регистрироваться в спектральной полосе прибора.

Для восстановления объёмных авроральных изображений по серии плоских частично перекрывающихся изображений одной и той же авроральной области свечения (диаметром  $\sim 400$  км), полученных с орбиты (рис. 8), предполагается использовать опыт и адаптировать алгоритмы мультипликативной алгебраической реконструкции MART, используемые в работах [Aso et al., 1998; Frey et al., 1998; Gustavsson, 1992] для обработки и реконструкции наземных изображений одной и той же области свечения, полученных под разными азимутальными углами с нескольких фотометрических станций одновременно. Для этого предполагается модифицировать интерактивную методику одновременных реконструкций SIRT, предложенную в статье [Gilbert et al., 1972].

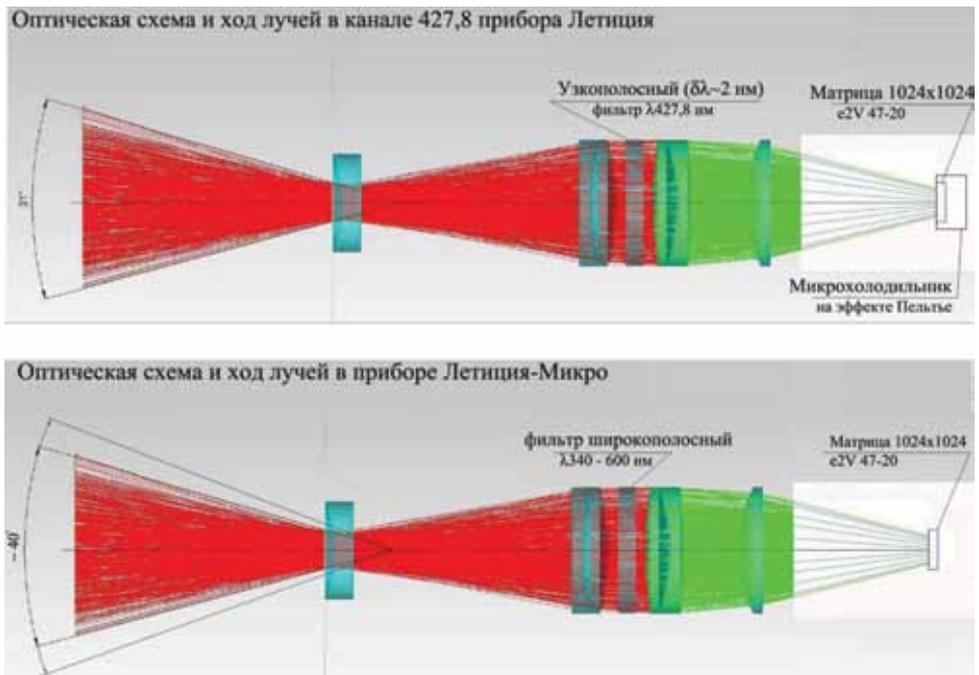


Рис. 6. Адаптация оптической схемы канала  $\lambda 427,8$  нм прибора «Летиция» (КА «Зонд») в оптическую схему прибора «Летиция-микро»

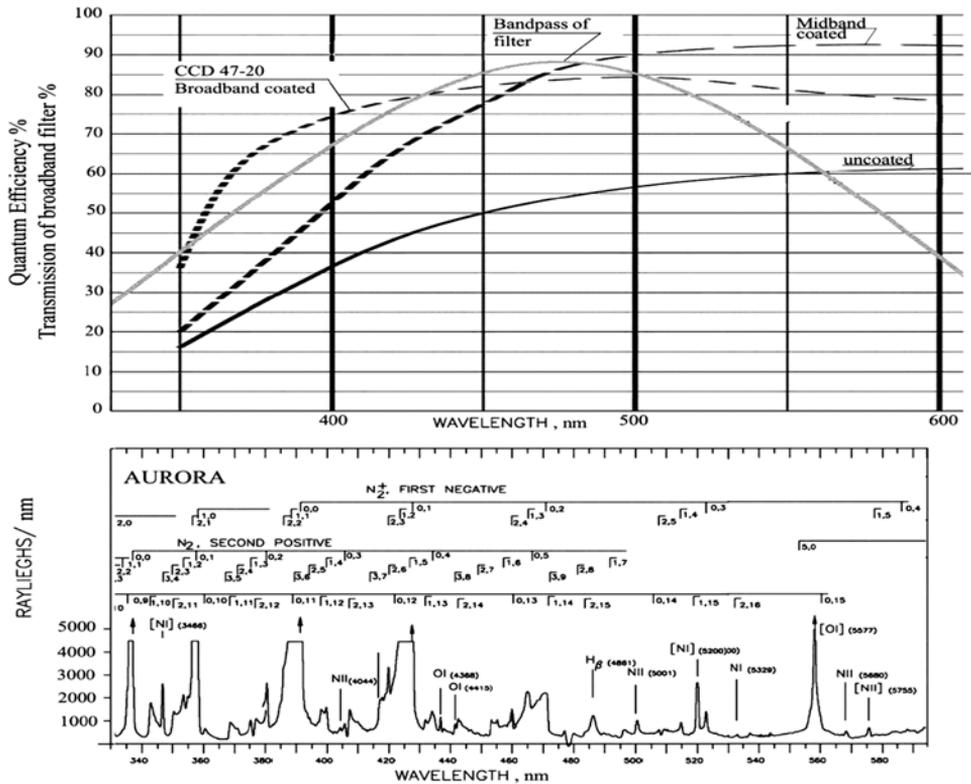


Рис. 7. Авроральный спектр в диапазоне 330...600 нм, типовая квантовая эффективность матрицы e2V 47-20 и полоса пропускания широкополосного фильтра в приборе «Летиция-микро»

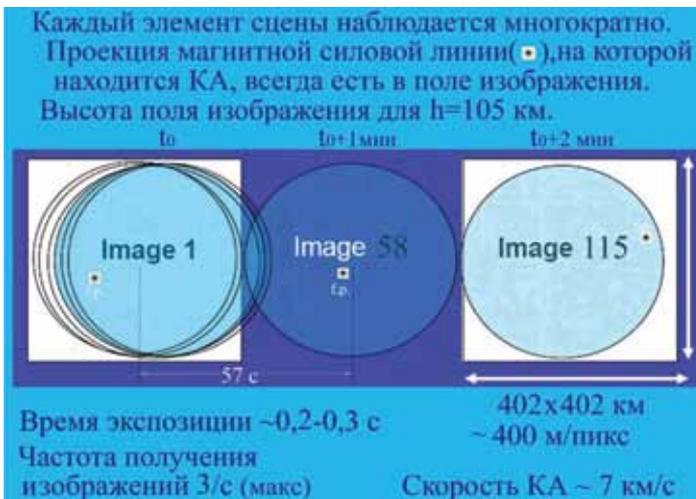


Рис. 8. Последовательности авроральных изображений (матрица 1024×1024) с помощью аврорального имаджера «Летиция-микро» с орбиты микроспутника (адаптировано из работы [Кузьмин, 2011])

**3. Устройство прибора «Летиция-микро»:** имаджер состоит из светозащитной бленды, оптической фильтровой системы, изображающего фотоприёмника (матрицы), схем считывания и оцифровки изображения, управляющего процессора и памяти, интерфейсных схем питания, команд, сбора и передачи информации, питания.

Основные предварительные характеристики прибора:

- моноблок, имеющий габаритные размеры 370 (из них 150 мм бленда) × 80 × 80 мм и массу ≤ 2,8 кг;
- угол поля зрения в диапазоне от 30°(min) до 40°(max) (будет уточнён позднее);
- спектральная полоса  $\lambda$ 350...600 нм;
- максимальная частота съёмки — два изображения в секунду (только на неосвещённом участке орбиты, имеющем максимальную длительность ~25 мин);
- время экспозиции изображения от 0,1 до 0,5 с;
- детектор изображения: матрица 1024 × 1024, оцифровка 16 бит;
- напряжение питания 14 В;
- потребляемая мощность ≤ 10 Вт;
- режим работы матрицы выбирается программными командами, из которых создаются несколько десятков наборов циклограмм ( $N_1-N_{50}$ ), «зашитых» в память прибора.

**4. Предварительные требования к микроспутнику со стороны эксперимента «Летиция-микро»:**

- возможность установки прибора с массой ≤ 2,5 кг так, чтобы ось поля зрения была направлена в надир, а угол поля зрения ( $2\omega \approx 30...40^\circ$ ) не затеняли штанги и антенны;
- орбита должна быть полярной с углом наклона плоскости в пределах 82...98°, апогей-перигей в пределах 500...800 км, с неосвещённым участком длительностью ~25 мин;
- ориентация строительных осей спутника должна быть по трём осям (одна из осей в надир), контроль параметров отклонения ориентации КА по каждой оси на ночной стороне орбиты должен быть не хуже 1 угл. мин;
- посадочное место прибора должно иметь температуру не выше +40 °С, желателен радиатор с теневой стороны спутника для сброса тепла от детектора прибора;
- должна быть обеспечена потребляемая мощность на неосвещённом участке орбиты ≤ 10 Вт;
- учитывая возможную информативность прибора в пределах ~2...6 МБ/с и максимальную длительность полярного неосвещённого участка орбиты ~25 мин, должна быть обеспечена возможность передачи на Землю объёма информации ~2400...7200 МБ на каждом витке, либо бортовая память КА для накопления информации, полученной на «глухих» витках;
- для управления прибором в полёте должна быть обеспечена возможность закладки рабочих циклограмм прибора (на две недели вперёд).

Пожелания к сопутствующему приборному составу комплекса научной аппаратуры на микроспутнике:

- тороидальный электростатический анализатор в двух направлениях для измерений пич-распределений электронов и ионов в диапазоне 10 эВ – 15 кэВ;
- измеритель градиентов магнитного (до 5000 гамм) и электрического полей (до 5 кГц) на одной штанге.

## ВЫВОДЫ

Предложен низкобюджетный вариант проведения экспериментов по исследованиям мелкомасштабных авроральных структур и мониторингу характеристик аврорального овала в его локальных неосвещённых областях. Авторы полагают, что результаты авроральных наблюдений с прибором «Летиция-микро», проводимых по рассматриваемой методике вкупе с плазменными приборами с орбиты перспективного микроспутника и с поверхности Земли одновременно, должны обеспечить новые данные о динамике и электродинамических процессах в системе взаимодействия магнитосферы с ионосферой, приводящих к возбуждению свечения наблюдаемых мелкомасштабных форм, обработка и анализ которых стимулирует разработку технологии решения прикладных задач по мониторингу фоново-спектральной обстановки в полярной ионосфере [Аксёнов и др., 2015].

## ЛИТЕРАТУРА

- [Аксёнов и др., 2015] Аксёнов О. Ю., Аникин В. А., Борисов Ю. А., Кондранин Т. В., Кузьмин А. К., Лапшин В. Б., Ляхов А. Н., Мёрзлый А. М., Потанин Ю. Н., Салтанов П. Я., Свидский П. М., Трёкин В. В. Основы развития перспективной системы контроля состояния фоновой обстановки в полярной ионосфере и ее краткосрочного прогноза с помощью комплексного мониторинга магнитосферно-ионосферного взаимодействия в части авроральной активности с орбит КА и поверхности Земли: Препринт 2015-1. М.: ЦАО, МФТИ, 2015. 39 с.
- [Кузьмин, 2011] Кузьмин А. К. Дистанционная спектрофотометрическая диагностика характеристик авроральной ионосферы с орбит перспективных российских космических аппаратов: препринт. Пр-2161. М.: ИКИ РАН, 2011. 49 с.
- [Angarov et al., 1983] Angarov V. N., Gladyshev V. A., Kuzmin A. K., Muliarchik T. M., Sauvaud J. A. Particle and optical measurements aboard the AUREOL-3 spacecraft (ARCAD 3 project), B-optical measurements // Adv. Space Res. 1983. V. 2. No. 7. P. 81–85.
- [Aso et al., 1998] Aso T., Ejiri M., Urashima A., Miyaoka H. et al. First results of auroral tomography from ALIS-Japan multi-station observations in March 1995 // Earth planet Space. 1998. V. 50. P. 81–86.
- [Echim et al., 1997] Echim M., Ciobanu M., Balan O., Blogau A. et al. Multiple current sheet in a double auroral oval observed from Magion 2 and Magion 3 satellites // Annales Geophysicae. 1997. V. 15. P. 412–423.
- [Frey et al., 1998] Frey H. U., Frey S., Lanchester B. S., Kosh M. Optical tomography of the aurora and EISCAT // Annales Geophysicae. 1998. V. 16. P. 1332–1342.

- [Germany et al., 1998] *Germany G. A., Spann J. F., Parks G. K., Brittnacher M. J.* et al., Auroral observations from POLAR Ultraviolet Imager (UVI) // Geospace Mass and Energy Flow: Results from the International Solar-terrestrial Physics program: Geophys. Monogr. 104 / Ed. Horwitz J. L. et al. Washington, DC USA: AGU, 1998. 149 p.
- [Gilbert, 1972] *Gilbert P.* Interactive methods for the three-dimensional reconstruction of an object from projections // J. Theor. Biol. 1972. V. 36. P. 105–117.
- [Gogoshev et al., 1983] *Gogoshev M. M., Petkov N., Kuzmin A. K., Gogosheva Ts. N.* et al. Airglow atmospheric imager aboard IC-Bulgaria-1300 satellite // Adv. Space Res. 1983. V. 2. No. 7. P. 115–120.
- [Gustavsson, 1992] *Gustavsson B.* A study of feasible tomographic inversion techniques for ALIS: IRF Techn. Rep. 039. Kiruna, Sweden: Swedish Institute of Space Physics, 1992. 37 p.
- [Israelevich et al., 1988] *Israelevich P. L., Podgorny I. M., Kuzmin A. K., Nikolaeva N. S., Dubinin E. M.* Convection and field-aligned currents, related to transpolar arcs, during strongly northward IMF (11 January 1983) // Planet Space Sci. 1988. V. 36. No. 12. P. 1317–1328.
- [Johnson et al., 2009] *Johnson J. R., Choueiri E., Okuda H.* Localization of the cross-field current instability in thin ionization layers and enhanced aurora // J. Geophysical Research. 2009. V. 114. 9 p. doi: 10.1029.
- [Kozelov et al., 2012] *Kozelov B. V., Pilgaev S. V., Borovkov L. P., Yurov V. E.* Multi-scale auroral observations in Apatity: winter 2010–2011 // Geosci. Instrum. Method. Data Syst. 2012. V. 1. 6 p. doi: 10.5194.
- [Kuzmin et al., 2014] *Kuzmin A. K., Merzlyi A. M., Shadrin D. G., Borisov Yu. A., Potanin Yu. N., Banshikova M. A., Chuvashov I. N.* Methodological particularities of creating of remote mapping diagnostical system of ionospheric characteristics from the orbits of three perspective Russian satellites: preprint. M.: MIPT, 2014. 23 p.
- [Mende et al., 2000] *Mende S. B., Heeterks H., Frey H. U., Lampton M.* et al. Far ultraviolet imaging from the IMAGE spacecraft: System design // Space Sci. Rev. 2000. V. 91. No. 1-2. P. 243–270.
- [Nishimura et al., 2010] *Nishimura Y., Bortnik J., Li W., Thorne R. M.* et al. Identifying the driver of pulsating aurora // Science. 2010. V. 330. P. 81–84.
- [Obuchi et al., 2008] *Obuchi Y., Sakanoi T., Yamazaki A., Ino T.* et al. Initial observations of auroras by the multi-spectral auroral camera on board the Reimei satellite // Earth Planet Space. 2008. V. 60. P. 827–835.
- [Obuchi et al., 2011] *Obuchi Y., Sakanoi T., Asamura K., Yamazaki A.* et al. Fine-scale dynamics of black auroras obtained from simultaneous imaging and particle observations with the Reimei satellite // J. Geophys. Res. 2011. V. 116. A00K07. 10 p. doi: 10.1029/2010JA016321.
- [Yau et al., 2009] *Yau A. W., James H. G., Bernhardt P. A., Cogger L. L.* et al. The Canadian enhanced polar outflow probe (e-POP) mission: current status and planned observations and data distribution // Data Science J. 2009. V. 8. P. s38–s44.

## **RESEARCHES OF AURORAL CHARACTERISTICS AND ALTITUDE-LATITUDE EMISSION STRUCTURES OF THE EARTH'S UPPER ATMOSPHERE AND IONOSPHERE BY MEANS OF SPACE RECONSTRUCTION OF AURORAL IMAGES DETECTED FROM THE ORBIT PERSPECTIVE MICROSATELLITE**

*Yu. S. Dobrolenskiy<sup>1</sup>, B. V. Kozelov<sup>2</sup>, A. K. Kuzmin<sup>1</sup>, I. A. Maslov<sup>1</sup>, A. N. Lyahov<sup>3</sup>, A. M. Merzlyi<sup>1</sup>, S. A. Pulinets<sup>1</sup>, S. A. Chernous<sup>2</sup>*

<sup>1</sup> Space Research Institute of Russian Academy of Science (IKI RAN)

<sup>2</sup> Polar Geophysical Institute of Kola Science Centre of Russian Academy of Science (PGI KSC)

<sup>3</sup> Institute of Dynamics of Geosphere of Russian Academy of Science

Researches and diagnostics of the processes in polar ionosphere are all more so actual because its influence to variations of space weather parameters that by tern negative influence to quality and reliability of space and Earth technological systems function. Using of microsatellite platforms for payload measuring ionosphere parameters are real alternative for costly space projects with large satellites.

*Keywords:* aurora, polar ionosphere, small-scale structures, pulsating forms, orbital diagnostic, microsatellite, imager, reconstruction of images, background-spectral conditions.

---

**Dobrolenskiy** Yury Sergeevich — senior scientist, PhD, [dobrolenskiy@iki.rssi.ru](mailto:dobrolenskiy@iki.rssi.ru)

**Kozelov** Boris Vladimirovich — leading scientist, doctor of physical and mathematical sciences, [Boris.kozelov@gmail.com](mailto:Boris.kozelov@gmail.com)

**Kuzmin** Alexander Konstantinovich — main specialist, PhD, [alkkuzmin@mail.ru](mailto:alkkuzmin@mail.ru)

**Lyahov** Andre Nikolaevich — head of laboratory, PhD, [alyakhov@idg.chph.ras.ru](mailto:alyakhov@idg.chph.ras.ru)

**Maslov** Igor Alexeevich — head of division, [Iam49@mail.ru](mailto:Iam49@mail.ru)

**Merzlyi** Alexey Mikhailovich — senior scientist, PhD, [pinega@list.ru](mailto:pinega@list.ru)

**Pulinets** Sergey Alexandrovich — leading scientist, doctor of physical and mathematical sciences, [pulse1549@gmail.com](mailto:pulse1549@gmail.com)

**Chernous** Sergey Alexandrovich — senior scientist, doctor of physical and mathematical sciences, [chernouss@pgia.ru](mailto:chernouss@pgia.ru)

## ПРОЕКТ МИКРОСПУТНИК «ЧИБИС-М». ОПЫТ СОЗДАНИЯ И РЕАЛИЗАЦИИ

*Л. М. Зелёный<sup>1</sup>, С. И. Климов<sup>1</sup>, В. Н. Ангаров<sup>1</sup>, В. Н. Назаров<sup>1</sup>, В. Г. Родин<sup>1</sup>, А. А. Суханов<sup>1</sup>,  
О. В. Батанов<sup>1</sup>, В. М. Готлиб<sup>1</sup>, А. В. Калюжный<sup>1</sup>, В. Н. Каредин<sup>1</sup>, В. М. Козлов<sup>1</sup>,  
И. В. Козлов<sup>1</sup>, Н. А. Эйсмонт<sup>1</sup>, А. А. Ледков<sup>1</sup>, Д. И. Новиков<sup>1</sup>, В. Е. Корепанов<sup>2</sup>,  
Л. Боднар<sup>3</sup>, П. Сегеди<sup>3</sup>, Ч. Ференц<sup>4</sup>, А. П. Папков<sup>5</sup>, А. А. Лизунов<sup>6</sup>*

<sup>1</sup> Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН), Москва, Россия

<sup>2</sup> Львовский центр Института космических исследований Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины (ЛЦ НАНУ-ГКАУ), Львов, Украина

<sup>3</sup> «БиЭль-Электроникс», Шоймар, Венгрия

<sup>4</sup> Университет имени Лоранда Этвёша (ELTE), Будапешт, Венгрия

<sup>5</sup> Общество с ограниченной ответственностью «Научно-исследовательская лаборатория аэрокосмической техники ДОСААФ» (ООО «НИЛАКТ ДОСААФ»), Калуга, Россия

<sup>6</sup> Открытое акционерное общество «Военно-промышленная корпорация «Научно-производственное объединение машиностроения» (ОАО «ВПК «НПО машиностроения»), Реутов, Московская область, Россия

Институтом космических исследований Российской академии наук, Ракетно-космической корпорацией «Энергия» и соисполнителями разработан и реализован комплекс работ, позволивший создать экспериментальную космическую платформу для вывода на орбиту микроспутников (МС) с использованием инфраструктуры Российского сегмента Международной космической станции (МКС).

---

**Зелёный** Лев Матвеевич — директор, доктор физико-математических наук, профессор, академик РАН, lzelenyi@iki.rssi.ru

**Климов** Станислав Иванович — ведущий научный сотрудник, доктор физико-математических наук, профессор, sklimov@iki.rssi.ru

**Ангаров** Вадим Николаевич — заместитель директора СКБ КП ИКИ РАН по основной деятельности, angarov@skbkr.tarusa.ru

**Назаров** Владимир Николаевич — начальник отдела, vnazarov@romance.iki.rssi.ru

**Родин** Вячеслав Георгиевич — помощник директора, rodinmir@iki.rssi.ru

**Суханов** Алмаз Ахмедгалиевич — главный специалист, кандидат технических наук, almaz@iki.rssi.ru

**Батанов** Олег Викторович — руководитель сектора, obat@iki.rssi.ru

**Готлиб** Владимир Михайлович — ведущий научный сотрудник, кандидат технических наук, gotlib@mx.iki.rssi.ru

**Калюжный** Анатолий Викторович — начальник сектора, avk@skbkr.tarusa.ru

**Каредин** Виктор Николаевич — ведущий конструктор, kar@skbkr.tarusa.ru

**Козлов** Вячеслав Максимович — начальник сектора, dzx1944@gmail.com

**Козлов** Игорь Владимирович — главный специалист, igkozlov@iki.rssi.ru

**Эйсмонт** Натан Андреевич — ведущий научный сотрудник, кандидат технических наук, neismont@iki.rssi.ru

**Ледков** Антон Алексеевич — младший научный сотрудник, aledkov@iki.rssi.ru

**Новиков** Денис Игоревич — ведущий конструктор, dnovikov@iki.rssi.ru

**Корепанов** Валерий Евгеньевич — заместитель директора, старший научный сотрудник, доктор технических наук, vakor@isr.lviv.ua

**Боднар** Ласло — инженер-исследователь

**Сегеди** Петер — инженер-исследователь, pszegedi@bl-electronics.hu

**Ференц** Чаба — научный руководитель, профессор, csaba@sas.elte.hu

**Папков** Александр Павлович — главный конструктор, plis@kaluga.ru

**Лизунов** Андрей Аркадьевич — начальник отдела, кандидат технических наук, доцент

В рамках этой работы впервые разработано универсальное транспортно-пусковое устройство для запуска МС с массой 40...50 кг; впервые отработана схема увеличения высоты орбиты грузового корабля «Прогресс» для вывода МС на орбиту после выполнения им основной задачи — доставки грузов на МКС, что обеспечило значительный экономический эффект; разработан полнофункциональный МС-комплекс; отработаны циклы его испытаний и схемы управления полётом космического аппарата, которые могут быть использованы для будущих проектов; создана наземная экономичная инфраструктура сбора и накопления данных, использующая обычные интернет-каналы. Полученные результаты позволяют обеспечить значительную экономию средств при разработке народнохозяйственных, военных и научных МС, их запуске и управлении.

В рамках проекта на базе микроспутникового комплекса был разработан космический аппарат, получивший название «Чибис-М», для исследования физики высотных грозовых разрядов в широком спектре электромагнитных излучений. Микроспутник успешно проработал весь срок баллистического существования (2 года 8 месяцев) и дал ценную информацию о тонкой структуре молниевых разряда, о перколяционных процессах, происходящих при подготовке и во время самого разряда, позволил оценить высоту возникновения разрядов и рассмотреть дискретные механизмы, происходящие в грозовом облаке.

Полученные данные доступны на сервере ИКИ РАН всем российским и зарубежным исследователям, участвовавшим в проекте. Основные результаты работы опубликованы.

*Ключевые слова:* грозовые разряды, верхняя атмосфера, гамма- радио- ультрафиолетовое рентгеновское излучение, пробой на убегающих электронах, микроспутник, бортовая научная аппаратура.

Последнее десятилетие принесло серьёзные изменения в наше понимание природы атмосферных грозовых разрядов (молний), хотя разнообразные проявления атмосферного электричества изучаются не одну сотню лет. Это было связано, прежде всего, с космическими исследованиями. Новый физический процесс, названный — земные гамма-всплески, был неожиданно обнаружен в начале 1990-х гг. космическими астрофизическими обсерваториями. Единичные космические эксперименты и теоретические модели показали, что молниевые разряды сопровождаются исключительно мощными гамма-всплесками (энергия импульсов достигает десятков килоджоулей) и радиочастотными импульсами, которые создают радиоизлучение в широкой полосе частот.

Исследования комплекса этих явлений стало возможным только в результате разработки и внедрения инновационных решений.

## **1. РАЗРАБОТКА И ВНЕДРЕНИЕ ИННОВАЦИОННЫХ РЕШЕНИЙ**

**1.1.** Так как гамма-кванты, ИК- и УФ-излучения сильно поглощаются в атмосфере, возможности наземных исследований подобных процессов сильно ограничены. Оптимальным является их изучение с помощью низкоорбитальных космических аппаратов.

Уникальная по ширине спектра исследуемых электромагнитных излучений, первая в мире целевая обсерватория — микроспутник «Чибис-М», в рамках Программы Президиума Российской академии наук, была создана

в ИКИ РАН в кооперации с другими академическими и университетскими организациями (и не только), в том числе международными.

Для исследования новых физических процессов при высотных атмосферных грозовых разрядах и механизмов их подготовки необходимы комплексные исследования, для проведения которых был создан комплекс научной аппаратуры (КНА «Гроза»), включающий приборы для измерения: гамма-излучений — прибор РГД; инфракрасного (ИК) и (УФ) ультрафиолетового излучения — прибор ДУФ; электромагнитных волн в радиодиапазоне частот с беспрецедентно высоким (лучше долей микросекунд) временным разрешением — прибор РЧА; КНЧ/ОНЧ-излучений — комплекс МВК; видимого диапазона — прибор ЦФК. В состав КНА «Гроза» была включена бортовая система сбора информации (БНД-Ч) и передатчик научной информации (ПРД2.2). Общая масса 10,8 кг и электропотребление ~25 Вт позволили разместить КНА «Гроза» на микроспутниковой платформе.

**1.2.** Инновационным решением при разработке микроспутниковой платформы стало создание общего базового несущего конструктива-трансформера. Основной особенностью этого решения стало то, что микроспутник рассматривался как единый «летающий прибор», в котором платформа способствует реализации целей КНА «Гроза».

Несмотря на малый размер (~40 кг) и низкую стоимость, на микроспутнике «Чибис-М» удалось разместить КНА «Гроза» и комплекс служебной аппаратуры (КСА).

Конструктив может быть использован и для создания новых, недорогих микроспутников (МС) в интересах науки и народного хозяйства.

**1.3.** Вывод МС «Чибис-М» на орбиту в инфраструктуре Российского сегмента МКС (РС МКС) на транспортно-грузовом корабле (ТГК) «Прогресс» стал возможным благодаря инновационному решению о создании транспортно-пускового контейнера (ТПК), обеспечивающего:

- механическую защиту МС «Чибис-М» при транспортировании, погрузочно-разгрузочных и монтажных работах, в том числе, экипажем РС МКС;
- механическую зачехловку раскрывающихся элементов конструкции;
- установку на стыковочном шпангоуте ТГК «Прогресс» и запуск с его борта в автономный полёт МС «Чибис-М».

При запуске новых микроспутников с подобным «Чибис-М» форм-фактором ТПК рассматривается как задающий индустриальный стандарт форм-фактора для вывода их на орбиты с низким наклоном и высотой 300...600 км.

**1.4.** Для «Чибис-М» впервые применительно к классу МС в сотрудничестве с Инженерно-технологическим центром «СКАНЭКС» была разработана система ориентации, базирующаяся на использовании маховиков как исполнительных элементов, в сочетании с электромагнитными катушками. Определение параметров ориентации обеспечивалось измерениями магнитного поля Земли, солнечными датчиками и датчиками угловых скоростей. При этом на борту МС вычислялись параметры орбитального движения и модельного магнитного поля, что также является инновационным

решением. Система управления ориентацией позволяла в автономном режиме решать задачи наведения осей МС в соответствии с задаваемым законом движения около центра масс, включая слежение за Солнцем, центром Земли или иными требуемыми направлениями в пространстве. До настоящего времени такие задачи на космических аппаратах с массой менее 90 кг не решались.

**1.5.** Учитывая наличие на МС раскрываемых элементов (солнечные батареи, антенны, датчики физических приборов), необходимо обеспечить в невесомости их надёжное раскрытие. Эти операции были отработаны на созданном в СКБ КП ИКИ РАН наземном стенде с оригинальной системой обезвешивания, имитирующей невесомость.

**1.6** Объём научных данных на одно регистрируемое событие (молниевый разряд) от КНА «Гроза» по оценкам составляет порядка 10 МБ. За один виток количество регистрируемых событий может составлять от 1 до 30, что даёт порядка 300 Мбит информации. При средней продолжительности сеанса связи с МС на низкой орбите 10...12 мин потребная скорость передачи составит 1 Мбит/с на дальности до 2500 км. Для решения этих задач в состав КНА «Гроза» включён радиопередатчик S-диапазона (ПРД2.2) с антенной, имеющей широкую диаграмму направленности, обращённую в сторону Земли, так как одна из осей МС должна быть ориентирована на Землю.

Использование разрешённого в Регламенте радиосвязи радиоканала позволяет привлечь к приёму и обмену данными наземные станции практически по всему земному шару.

**1.7.** Впервые при запуске МС с помощью ТГК «Прогресс» на целевую орбиту, с увеличенным сроком существования МС, реализована схема с подъёмом высоты орбиты ТГК за счёт использования его гарантированных запасов топлива, т.е. практически без дополнительных финансовых затрат.

**1.8.** Наземный сегмент проекта. Несмотря на небольшие размеры и массу МС, для решения научных задач потребовалось создать информационную систему, не уступающую по своим функциональным характеристикам аналогичным системам более крупных космических проектов. Эту задачу в условиях жёстких ограничений финансового характера удалось решить в полной мере применением инновационных подходов и последних достижений в области информационных технологий. Опыт эксплуатации показал правильность использованных подходов и решений.

Традиционно, для решения всего круга задач по проведению научного космического проекта, создаётся достаточно сложная гетерогенная система, состоящая из разнородных элементов, обеспечивающих решения специфических задач. При этом затраты на интеграцию составляют существенную часть. В проекте «Чибис-М» использована Сервис-ориентированная архитектура (SOA), обеспечивающая возможность интеллектуальной маршрутизации информационных потоков и конфигурирования (а не перепрограммирования сервисов) и т. д.

Впервые в отечественном научном космическом проекте был использован подход, при котором, начиная с самых ранних этапов реализации проекта, включая наземные испытания, использовалась единая унифици-

рованная коммуникационная среда на базе централизованного веб-портала с использованием современных подходов организации сообществ пользователей, получивших общее название Web 2.0.

Развитием изложенного подхода явилось создание виртуального ЦУП (Центра управления полётом), также впервые в отечественном научном космическом проекте, и наземного сегмента проекта (НСП) в виде единой информационной среды на основе международных стандартов, принятых в космической отрасли (такие как CCSDS, Consultative Committee for Space Data Systems — Консультативный комитет космических информационных систем). Такое решение существенно снизило стоимость не только создания, но и сопровождения НСП на фоне повышения надёжности работы применением хорошо отработанных решений.

**1.9.** Выполнение в структуре РАН, в условиях ограниченного финансирования и трудовых ресурсов, малобюджетного проекта «Чибис-М» стало возможным только благодаря принятию всеми участниками проекта ряда организационно-технических инноваций.

В первую очередь это очень тесная органическая взаимосвязь:

- постановщиков эксперимента и конструкторов, рассматривающих микроспутник как единый «летающий прибор», включающий, как уникальные научные приборы КНА «Гроза», так и конструкцию со служебными системами. Важным фактором взаимосвязи явилось включение в КНА «Гроза» прибора БНД-Ч и передатчика ПРД2.2;
- изготовителей аппаратуры и испытателей по специфическим требованиям инфраструктуры Российского сегмента МКС;
- создателей наземного сегмента проекта, обеспечившего управление «Чибис-М» в полёте, приём и оперативный анализ принимаемой телеметрической информации совместно, и постановщиков эксперимента.

Концепция «летающего прибора» позволила существенно сократить объём, и соответственно, затраты на разработку и применение интегрированной нормативно-технической документации при высоком требовании её применения.

Самым эффективным явилось то, что ядром всех этих взаимосвязей были постановщики эксперимента.

## **2. РАЗРАБОТКА, СОЗДАНИЕ И АВТОНОМНЫЕ ИСПЫТАНИЯ ПЕРВОГО МИКРОСПУТНИКА РОССИЙСКОЙ АКАДЕМИИ НАУК**

### **2.1. Обеспечение разработки**

Более чем десятилетний опыт работы по изготовлению научно-исследовательских и научно-образовательных МС, накопленный в ИКИ РАН и его Специальном конструкторском бюро космического приборостроения (СКБ КП ИКИ РАН, Таруса, Калужская обл.), позволил по-новому взглянуть на проблемы разработки базовых конструкций и компоновочных решений при создании платформы «Чибис-М».

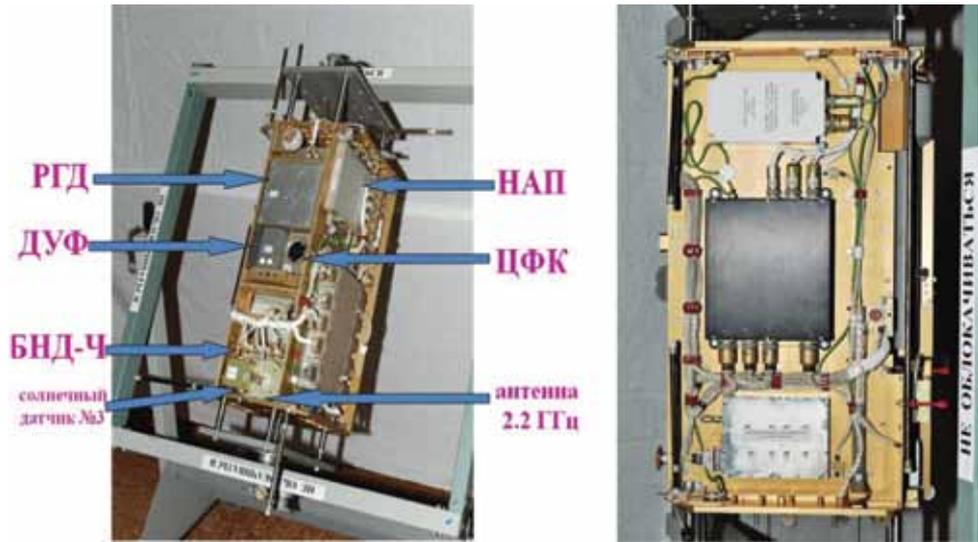


Рис. 1. Размещение приборов КНА «Гроза» на конструктиве микроспутника

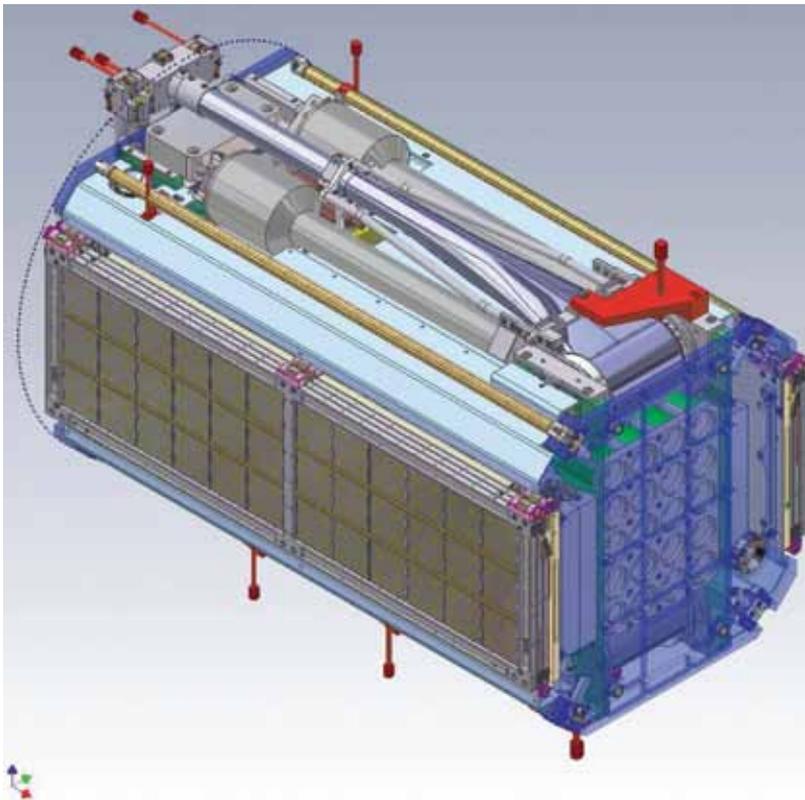


Рис. 2. Общая компоновка МС «Чибис-М» в транспортном положении с зачехленными раскрывающимися элементами перед установкой в транспортно-пусковой контейнер

Первой задачей стало создание общего базового несущего конструктива-трансформера (рис. 1), который отвечает требованиям решаемой научной задачи и ограничениям, определяемым схемой выведения МС на орбиту с помощью ракеты-носителя в качестве попутного груза к основной полезной нагрузке.

Компоновочные работы по оптимальному (с точки зрения научной задачи) размещению научных приборов на базовом конструктиве-трансформере осуществлялись в последовательности, определяемой важностью и приоритетностью получаемой от прибора научной информации.

В проекте МИКРОСПУТНИК «Чибис-М» приоритет принадлежал трём основным приборам КНА «Гроза»: рентген-гамма детектор (РГД), радиочастотный анализатор (РЧА), датчик ультрафиолетового и инфракрасного излучений (ДУФ). Размещение КНА «Гроза» в конструктиве осуществлялось с использованием специализированной компьютерной программы.

Последовательность программного размещения приборов по их научной важности обеспечила необходимые поля зрения и определила оптимальное их размещение в конструктиве (см. рис. 1).

После окончания компоновки КНА «Гроза» проведена компоновка блоков и приборов комплекса служебной аппаратуры (КСА) МС «Чибис-М», обеспечивающего функционирование всех систем и приборов МС в автономном орбитальном полёте.

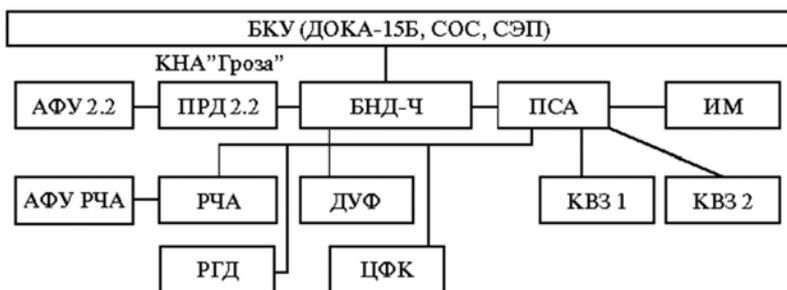
Комплекс служебной аппаратуры состоит:

- из бортового комплекса управления БКУ, включая систему электропитания СЭП, командную и телеметрическую радиолинии и навигационную аппаратуру НАП;
- системы трёхосной ориентации и стабилизации СОС, включая датчики определения ориентации (солнечные датчики, магнитометр, датчики угловых скоростей) и исполнительные устройства, обеспечивающие требуемые развороты МС (по трём осям) в орбитальном полёте вокруг центра масс, а также трёхосную стабилизацию в заданном положении (гравитационная штанга, двигатели-маховики, электромагнитные устройства (ЭМУ));
- пассивной системы обеспечения требуемого теплового режима (тепловые радиаторы, спецпокрытия, экранно-вакуумная термоизоляция).

В результате принятых компоновочных решений была сформирована конструкция платформы в целом (рис. 2).

## 2.2. Комплекс научной аппаратуры — КНА «Гроза»

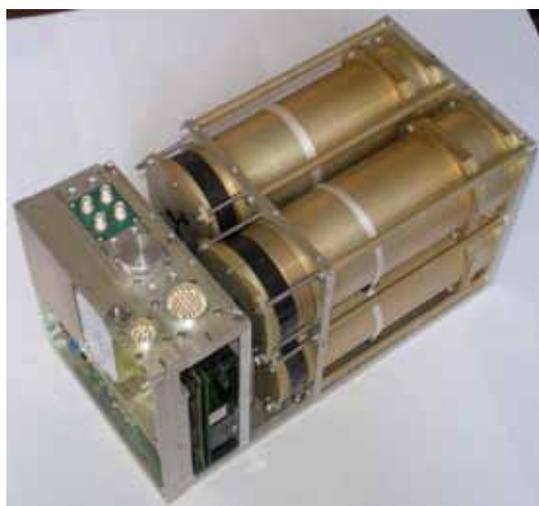
Состав научной аппаратуры является комплексным (рис. 3) и уникальным по широте охвата энергетического диапазона. Это обусловлено тем, что фактом регистрации молниевых разряда («события») является выработка КНА «Гроза» единого триггера события на основе совпадения триггеров физических приборов (РГД, РЧА, ДУФ). Алгоритмы выработки этих триггеров разработаны на основе моделей физических механизмов развития грозового разряда.



**Рис. 3.** Структурная схема «Чиби́с-М»: АФУ — антенно-фидерное устройство; ПСА — процессор спектрального анализа; ИМ — индукционный магнитометр; КВЗ — комбинированный волновой зонд; БКУ — бортовой комплекс управления; ДОКА-15Б — аппаратура дистанционного контроля; СОС — система ориентации и стабилизации; СЭП — система электропитания; КНА «Гроза» — комплекс научной аппаратуры

Основываясь на этих принципах, по единому Техническому заданию (ТЗ), разработанному ИКИ РАН, была проведена разработка и изготовление приборов с заданными физическими параметрами, объединённых в комплекс научной аппаратуры — КНА «Гроза», включающий:

- рентген-гамма детектор (рис. 4) — РГД (НИИЯФ МГУ) с диапазоном рентгеновского и гамма-излучения 0,02...1,0 МэВ; масса — 3,53 кг;
- УФ- и ИК-детектор (рис. 5) — ДУФ (НИИЯФ МГУ) спектра излучения от УФ (180...400 нм) до ИК (650...800 нм); масса — 0,6 кг;
- радиочастотный анализатор (рис. 6) — РЧА (ИКИ РАН) в диапазоне частот 26...48 МГц; масса — 1,0 кг;
- цифровую камеру (рис. 7) — ЦФК (ИКИ РАН) с пространственным разрешением 300 м и экспозицией 15 кадр/с; масса — 0,45 кг;



**Рис. 4.** Рентген-гамма детектор



Рис. 5. УФ- и ИК-детектор



Рис. 6. Радиочастотный анализатор

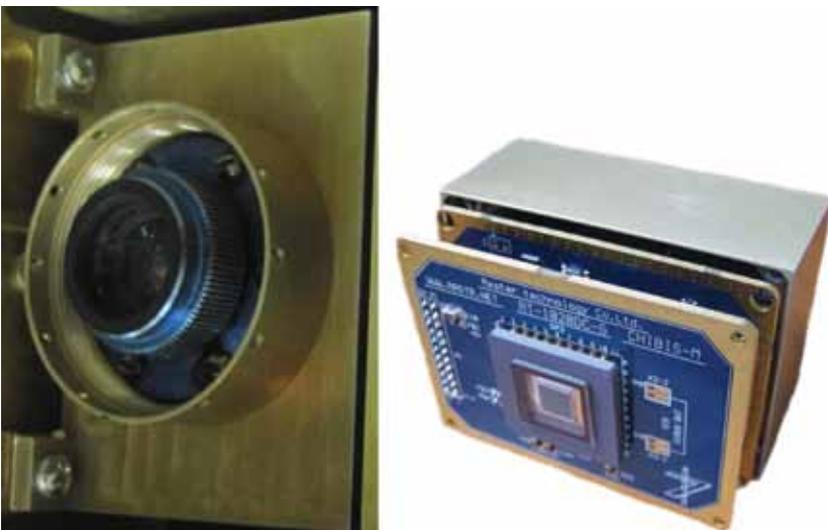


Рис. 7. Цифровая камера



Рис. 8. Магнитно-волновой комплекс



Рис. 9. Блок накопления данных



Рис. 10. Передатчик НЕМО

- магнитно-волновой комплекс (рис. 8) в диапазоне частот 100...40 000 Гц — МВК: индукционный магнитометр и комбинированный волновой зонд (ЛЦ ИКИ НАН и НКА Украины), процессор спектрального анализа (Университет Этвёша, Венгрия) (масса — 1,2 кг);
- блок накопления данных БНД-Ч (ИКИ РАН, рис. 9); масса — 0,9 кг;
- передатчик НЕМО 2,2 ГГц с антенной (рис. 10) — ПРД2.2 (ИКИ РАН); масса — 0,3 кг.

Разработка космического эксперимента, оснащённого специальным комплексом научной аппаратуры — КНА «Гроза», и ориентированного на исследования разрядов на больших высотах, является уникальным проектом по количеству и скорости измеряемых одновременно параметров. Подобный проект до настоящего времени нигде в мире не проводился, несмотря на возрастающий интерес к проблеме происхождения и механизма разрядов в верхних слоях атмосферы.

Каждый прибор КНА «Гроза» имеет кольцевую память (КП) фиксированного размера на несколько событий. Такая система впервые в мировой практике используется для исследования атмосферных грозовых процессов. Общий размер памяти прибора определяется максимальной длительностью события этого прибора, который задают постановщики эксперимента. Длительность события может регулироваться по командам. Пример: РЧА — 1 с, РГД — 20 мс, ДУФ — 100 мс. Телекомандами с Земли могут задаваться и другие параметры оцифровки события: период оцифровки (дискретизация по времени), критерий «событие произошло» (СП, триггер), размер «до» и «после» события. В КП пишется только событие, соответствующее критерию СП.

### 2.3. Разработка системы вывода микроспутника «Чибис-М» на автономную орбиту

Параллельно с разработкой и изготовлением конструктива-трансформера были проведены работы по транспортно-пусковому контейнеру (рис. 11).



Рис. 11. Конструктив ТПК. Справа — механизм выдвижения

Для выполнения задачи вывода микроспутниковой платформы из ТПК был разработан механизм выдвижения, обеспечивающий выход МС «Чибис-М» из ТПК и сообщение скорости отделения 0,5 м/с.

Основной специфической особенностью всего проекта стала идея, что микроспутник «Чибис-М» (как указывалось выше) рассматривался как единый «летающий прибор», в котором служебные системы способствуют реализации целей КНА «Гроза» по фундаментальным комплексным исследованиям процессов при высотных атмосферных грозовых разрядах.

### 2.3. Изготовление и наземные испытания лётного образца микроспутника «Чибис-М»

Изготовление лётного образца микроспутника «Чибис-М» осуществлялось в СКБ КП ИКИ РАН (Таруса, Калужская обл.).

Полная сборка МС «Чибис-М» представлена на рис. 12.

При проведении наземных испытаний космических аппаратов (КА) в организациях космической промышленности используется большой парк испытательного оборудования, как правило, уникального для каждого образца КА или их серии. При проведении испытаний МС «Чибис-М» использовались как стандартные средства (вибростенды, климатические камеры и др.), так и вновь разработанные, отвечающие специфике МС. Важнейшим специфическим оборудованием явился стенд обезвешивания, обеспечивающий имитацию невесомости при работе на орбите.

Испытания полностью собранного лётного образца «Чибис-М» проводились при размещении на стенде, прежде всего, в целях имитации раскрытия механических элементов конструкции, в первую очередь, гравитационной штанги (рис. 13).

На стенде проводилась отработка циклов заряда-разряда аккумуляторов системы электропитания от солнечных батарей (рис. 14). Испытания системы ориентации (СОС) также проводились на стенде с введением дополнительно системы катушек Гельмгольца (рис. 15), имитирующей магнитное поле Земли, являющееся репером для магнитометра СОС. На стенде настраивались приёмо-передающие антенны служебной радиолинии (рис. 16).

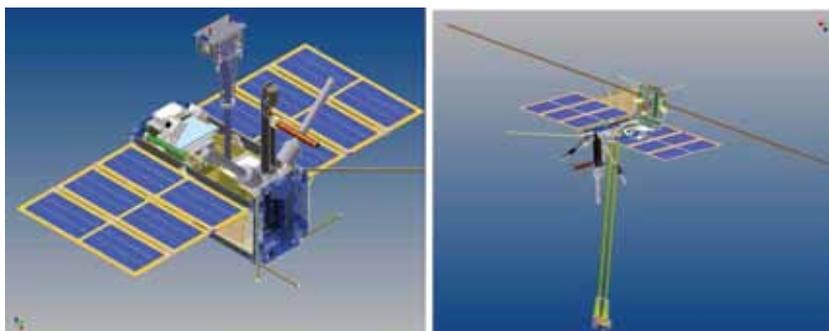
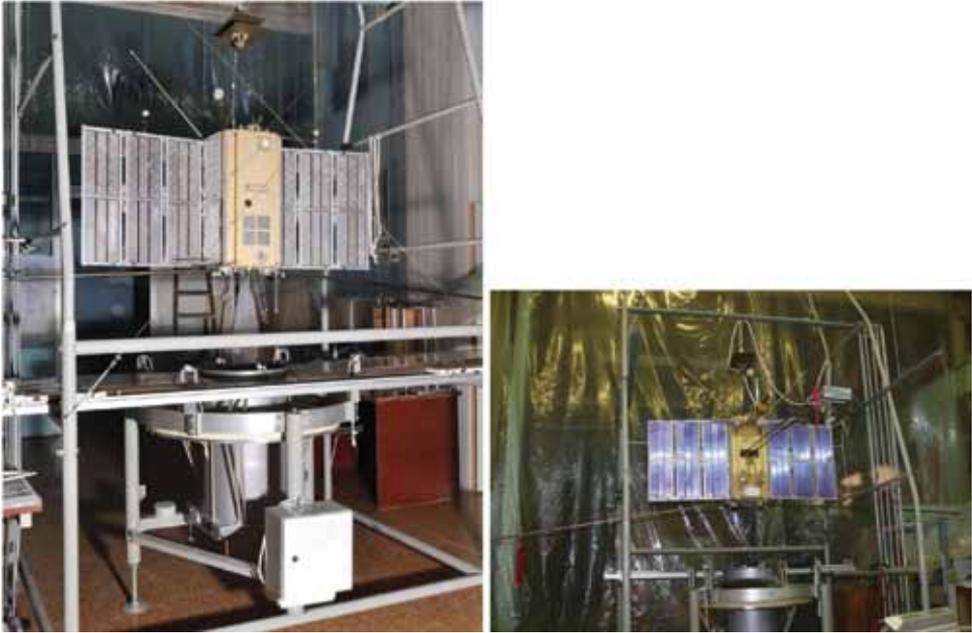


Рис. 12. Общий вид микроспутника «Чибис-М»: слева — с не раскрытой гравитационной штангой; справа — с раскрытой



**Рис. 13.** Размещение микроспутника «Чибис-М» на стенде обезвешивания при проведении наземных испытаний на раскрытие систем, в том числе механизма гравитационной штанги (справа с красным флажком)



**Рис. 14.** Проверка солнечных батарей «Чибис-М»



Рис. 15. Испытания системы ориентации в катушках Гельмгольца, вид сверху



Рис. 16. Настройка приёмно-передающих антенн служебной радиолинии ДОКА



**Рис. 17.** Антенна и пульт управления антенной станции «ТАРУСА»

#### **2.4. Испытания станции приёма научной и телеметрической информации «ТАРУСА»**

Проверка готовности станции «ТАРУСА» (рис. 17) к приёму научной телеметрической информации (НТМИ) осуществлялась в соответствии с требованиями ТЗ и разработанной программой и методикой испытаний (ПМИ). В соответствии с ПМИ проведены испытания программного наведения антенны, диаграммы направленности антенны, эффективности линейного тракта станции. Результаты испытаний подтвердили заданные характеристики станции:

- ширина диаграммы направленности  $1,5 \pm 0,2^\circ$  по уровню 3 дБ;
- движение антенны по программе с ошибкой не более  $0,2^\circ$ ;
- эффективное превышение шумов Солнца над внутренними шумами системы более 16 дБ, что соответствует отношению  $S/T \approx 0,08 \dots 0,1$ .

Проверка проведена без замечаний для двух скоростей передачи информации — 1 и 0,5 Мбит/с.

#### **2.5. Конструкторско-доводочные испытания микроспутника «Чибис-М»**

Конструкторско-доводочные испытания (КДИ) проводятся для всех космических аппаратов в целях подтверждения их технических характеристик.

Для микроспутника «Чибис-М» объём, методика и последовательность определялись его техническими характеристиками.

*Основные технические характеристики  
микроспутника «Чибиc-М»*

**Масса**

общая . . . . .	40 кг
КНА «Гроза» . . . . .	10,8 кг
служебная аппаратура . . . . .	12,6 кг
конструкция и система терморегулирования . . . . .	16,6 кг

**Орбита** . . . . . круговая высотой ~500 км

**Время гарантийного существования** . . . . . не менее 1 года

**Система ориентации и стабилизации (СОС)**

основная — электромеханическая (электромаховики) с магнитодинамическим (электромагниты) демпфированием; дублирующая — гравитационная (штанга) точность определения ориентации . . . . . до 2 угл. град навигация. . . . . по системе GPS-ГЛОНАСС
--

**Система передачи данных**

борт-Земля для передачи информации от КНА . . . . .	1 Мбит/с
радиочастота передачи информации от КНА . . . . .	2270 МГц
объём накопительной памяти КНА . . . . .	256 МБ
минимальный суточный объём информации от КНА . . . . .	100 МБ
радиочастоты командной и служебной линий . . . . .	145 и 435 МГц

**Система бортового энергоснабжения (СЭП)**

мощность . . . . .	~50 Вт среднесуточная
напряжение . . . . .	12±3 В
ёмкость БХБ . . . . .	9,5 А·ч
суммарная площадь солнечных батарей. . . . .	0,53 м <sup>2</sup>

Часть КДИ проводились на оборудовании ИКИ РАН: термовакуумные испытания в камере с охлаждением жидким азотом; виброиспытания; испытания по параметрам электромагнитной совместимости (рис. 18).

**2.6. Испытания в Ракетно-космической корпорации «Энергия»**

Особое внимание на этапе наземных испытаний уделялось экспериментальной отработке средств расчёвки и отделения микроспутника в условиях действия факторов открытого космического пространства, проведённой с использованием большой вакуумной камеры РКК «Энергия».

В ходе подготовки к проведению термовакуумных испытаний ТПК с микроспутником специалистами РКК «Энергия» был проведён тепловой расчёт, максимально учитывавший условия эксплуатации ТПК с МС в составе МКС и ТКГ «Прогресс-М» на орбите высотой 500 км. В результате был определён диапазон температуры на момент отделения МС, составивший от -10 до +32,6 °С, что находилось в пределах допустимых по ТЗ эксплуатационных значений (от -40 до +50 °С).

Стенд обезвешивания СКБ КП с установленным в нём ТПК с образцом КДИ «Чибиc-М» был помещён в термовакуумную камеру (рис. 19).

В результате проведения этих испытаний было обеспечено подтверждение, при заданных тепловых условиях, надёжного выведения «Чибиc-М» из ТПК и автоматического раскрытия элементов конструкции после отделения (рис. 20).



**Рис. 18.** ИКИ РАН, Москва. Испытания «Чибис-М» в экранированной камере: слева — по параметрам электромагнитной совместимости; справа — на устойчивость к внешним излучениям



**Рис. 19.** ОАО «РКК «Энергия», г. Королёв. Слева — загрузка стэнда обезвешивания в термовакуумную камеру; справа — размещение ТПК с образцом КДИ «Чибис-М» в термовакуумной камере. Вид сверху

## 2.7. Приёмо-сдаточные испытания микроспутника «Чибис-М»

Приёмо-сдаточные испытания лётного образца микроспутника «Чибис-М» проводились в СКБ КП ИКИРАН с участием разработчиков, включая зарубежных, всех систем и устройств.

По окончании в СКБ КП ИКИ РАН приёмо-сдаточных испытаний лётного образца «Чибис-М» была произведена, под контролем технических служб, окончательная упаковка микроспутника «Чибис-М» в транспортно-пусковой контейнер (рис. 21).

После проведения полного цикла наземных отработочных испытаний и технической экспертизы, получения положительных заключений, ТПК с микроспутником «Чибис-М» был поставлен в РКК «Энергия» для проведения входного контроля.

После успешного прохождения в РКК «Энергия» входного контроля и автономных испытаний, в соответствии с требованиями нормативно-технической документации, ТПК с микроспутником «Чибис-М» отправлен на технический комплекс (ТК) космодрома Байконур для выполнения завершающего этапа предполётной подготовки.



**Рис. 20.** ОАО «РКК «Энергия», г. Королёв. Момент выхода МС «Чибис-М» из ТПК и раскрытие солнечных батарей в ходе проведения термовакуумных испытаний



**Рис. 21.** СКБ КП ИКИ РАН. Окончательная упаковка МС «Чибис-М» в транспортно-пусковой контейнер



**Рис. 22.** Технический комплекс Байконур. ТПК с МС «Чибис-М», установленный на транспортировочной раме в грузовом отсеке ТГК «Прогресс М-13М»: 1 — ТПК с МС «Чибис-М»; 2 — транспортировочная рама

### 2.8. Завершающий этап предполётной подготовки микроспутника «Чибис-М»

Заключительные операции на ТК Байконур по зарядке аккумуляторов МС и проверке работоспособности механических узлов ТПК с МС проводились непосредственно перед их установкой в грузовой корабль. После проверок ТПК с «Чибис-М» был размещён в грузовом отсеке ТГК «Прогресс М-13М» на транспортировочную раму (рис. 22), закреплённую на силовом каркасе корабля с учётом требуемого направления перегрузок.

30 октября 2011 г. корабль «Прогресс М-13М» стартовал к МКС.

## 3. ТРЕНИРОВКИ КОСМОНАВТОВ

Для выполнения космического эксперимента с микроспутником «Чибис-М» необходимо было провести следующие основные операции на РС МКС с участием космонавтов, а также на автономном участке полёта «Прогресс М-13М» под контролем ЦУП-М (г. Королёв):

- фотографирование оборудования после разгрузки корабля «Прогресс-М»;
- фотографирование ТПК с МС после его монтажа на стыковочном агрегате (СтА) корабля «Прогресс-М» и передача информации на Землю; анализ действий экипажа по подготовке микроспутника «Чибис-М» к запуску;

- разгерметизация грузового отсека корабля «Прогресс-М», в котором установлен транспортно-пусковой контейнер с подготовленным к запуску микроспутником;
- расстыковка ТГК с МКС, сопровождающаяся проведением съёмки этого процесса экипажем с помощью ручных видеокамер или автоматически с помощью телекамеры, установленной на агрегатном отсеке стыковочного модуля (СМ);
- формирование специальной орбиты ТГК высотой 480...500 км для отделения полезной нагрузки (микроспутника «Чибис-М»);
- проведение траекторных измерений для расчёта вектора состояния микроспутника «Чибис-М» в момент его отделения;
- построение специальной ориентации корабля «Прогресс-М» для отделения микроспутника;
- отделение микроспутника «Чибис-М» от ТГК; контроль этого процесса с использованием ТВ-камеры корабля «Прогресс-М»;
- сход с орбиты и затопление корабля «Прогресс-М» в заданном районе Мирового океана.



**Рис. 23.** «Научно-исследовательский испытательный центр подготовки космонавтов имени Ю. А. Гагарина» (НИИ ЦПК). Тренировка членов экипажа МКС-29/30 А. Шкаплера и А. Иванишина с тренажёром макетом ТПК с микроспутником. А. Иванишин (НИИ ЦПК), С. Киреевичев (РКК «Энергия»), А. Калужный (СКБ КП ИКИ РАН), А. Шкаплеров (НИИ ЦПК)



**Рис. 24.** РС МКС. Космонавт О. Кононенко и А. Шкаплеров проводят подготовительные работы ТПК с «Чибис-М»

Перечисленные операции были тщательно проработаны при тренировках космонавтов (рис. 23) и включены в номинальный план полёта российского сегмента МКС.

#### **4. РАБОТЫ НА БОРТУ РОССИЙСКОГО СЕГМЕНТА МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ**

На борту российского сегмента МКС работы по проекту «Чибис-М» осуществлялись по этапам:

- Транспортировка сборки ТПК с микроспутником «Чибис-М» (ТПК-МС) на РС МКС транспортно-грузовым кораблём (ТГК) «Прогресс-М-13М».
- Хранение сборки ТПК-МС в структуре РС МКС.
- Внутрикорабельная деятельность (ВнуКД). Установка в стартовое положение сборки ТПК-МС на шпангоуте стыковочного агрегата «Прогресс М-13М».
- Транспортировка на ТГК «Прогресс-М-13М» сборки ТПК-МС в точку запуска микроспутника «Чибис-М».
- Выход микроспутника «Чибис-М» на автономную орбиту.
- Реализация научной программы по исследованию грозовых разрядов в атмосфере Земли.

Запуском транспортно-грузового корабля «Прогресс-М-13М» начался первый этап лётных испытаний.

«Прогресс-М-13М» доставил 02.11.2011 г. на российский сегмент МКС сборку ТПК-МС на хранение в функционально-грузовой блок.

Перед отделением от МКС выполнившего свои функции ТГК «Прогресс-М-13М» российские космонавты О. Кононенко и А. Шкаплеров 19 января 2012 г., в рамках внутрикорабельной деятельности, провели подготовительные работы со сборкой ТПК-МС. Подключили к ТПК кабель подзарядки аккумуляторов «Чибис-М» и командной линии на срабатывание электроспуска механизма вывода «Чибис-М» из ТПК.

Заключительной операцией была установка сборки ТПК-МС на шпангоуте стыковочного агрегата «Прогресс М-13М» (рис. 24).

Важнейшим этапом лётных испытаний стала отстыковка «Прогресс М-13М» от МКС, проведённая 24.01.2012 г. и зафиксированная космонавтами, показавшая штатное расположение сборки ТПК-МС, что обеспечивало штатный переход к следующему этапу лётных испытаний — работе на орбите.

В процессе выполнения разработанной специалистами РКК «Энергия» специальной операции по поднятию орбиты «Прогресс М-13М» достиг высоты 513 км. Этот важный манёвр обеспечил работу «Чибис-М» на орбите в течение двух лет и восьми месяцев, что почти на порядок больше, чем было бы без совершения этого манёвра.

Во время манёвра по поднятию орбиты ТГК «Прогресс М-13М» проводилась подзарядка аккумуляторной батареи, что повысило надёжность включения аппаратуры «Чибис-М» после нахождения его в условиях хранения в течение трёх месяцев на РС МКС.

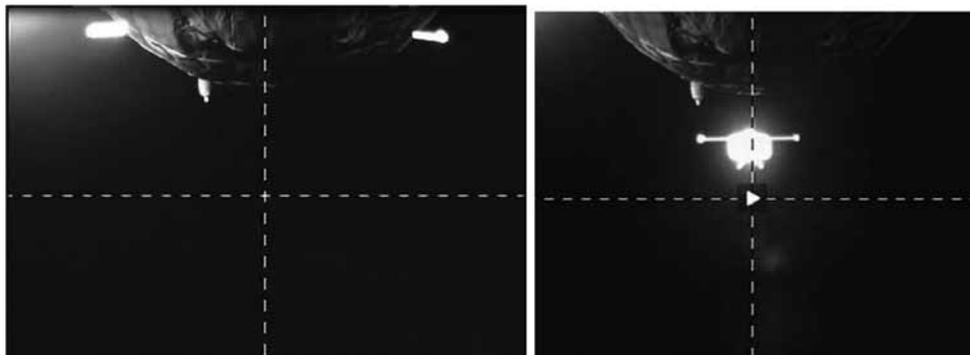


Рис. 25. Отделение МС «Чибис-М» от МКС

25 января 2012 г. микроспутник «Чибис-М» с помощью пускового контейнера стартовал с борта транспортного грузового корабля «Прогресс М-13М», находящегося в автономном полёте. Старт микроспутника был осуществлён в 03:18:30 московского времени по команде из ЦУП-М. Момент отделения был рассчитан так, чтобы это происходило на освещённом участке орбиты при определённом положении вектора скорости ТК и направления на Солнце. Это обеспечивало хорошую экспозицию (рис. 25).

Видеосъёмка с «Прогресс М-13М», продолжавшаяся ~9 мин и передававшаяся в режиме реального времени в ЦУП-М, зафиксировала, что все системы «Чибис-М» (солнечные панели, антенны аппаратуры дистанционного обслуживания космического аппарата ДОКА 15Б, антенны прибора РЧА) раскрыты.

По истечении времени, по изменению движения МС, было зафиксировано, что произошло программное включение системы ориентации.

По данным баллистической службы ЦУП-М академический микроспутник «Чибис-М» был выведен на орбиту с параметрами:

- минимальная высота над поверхностью Земли — 497,535 км;
- максимальная высота над поверхностью Земли — 513,607 км;
- период обращения — 94,55 мин;
- наклонение — 51,62°.

## 5. РЕАЛИЗАЦИЯ НАУЧНОЙ ПРОГРАММЫ ПРОЕКТА МИКРОСПУТНИК «ЧИБИС-М»

Обеспечение реализации научной программы проекта осуществлялось созданным в ИКИ РАН Наземным сегментом проекта (НСП, рис. 26).

Центральный узел системы располагается в ИКИ РАН, где размещаются основные средства обработки и архивации информации. Как и в большинстве космических проектов, НСП «Чибис-М» обеспечил информационную поддержку задач управления полётом, а также распределения, обработки и архивации научной телеметрической информации. Однако, в отличие от традиционных систем, рассматриваемый комплекс имеет ряд

свойств инновационного характера, позволивших расширить функциональные характеристики наземного сегмента при снижении затрат на реализацию проекта в целом.

Следует отметить, что приём научной телеметрической информации осуществляется на основе международных стандартов CCSDS, это обеспечивает возможность её приёма на различных пунктах космической связи как у нас в стране, так и за рубежом без существенной переделки имеющихся средств. Все узлы НСП объединены по общедоступной сети Интернет без использования дорогостоящих специализированных каналов связи.

Посетители (незарегистрированные пользователи) регулярно заходят на сайт, в основном в описательную часть портала, несмотря на то, что им доступны также: главная страница, описание проекта, новости, некоторые разделы форума, ссылки. Зарегистрированные пользователи используют данные портала для предварительной и первичной обработки информации и её физической интерпретации.

За два года восемь месяцев работы «Чибис-М» на орбите с ним было проведено:

- 987 сеансов управления служебными системами;
- 857 сеансов сброса научной информации;
- посылка на борт более 10 тыс. команд по управлению режимами работы приборов КНА «Гроза» и служебных систем;
- приём телеметрических данных 24,8 Гб.

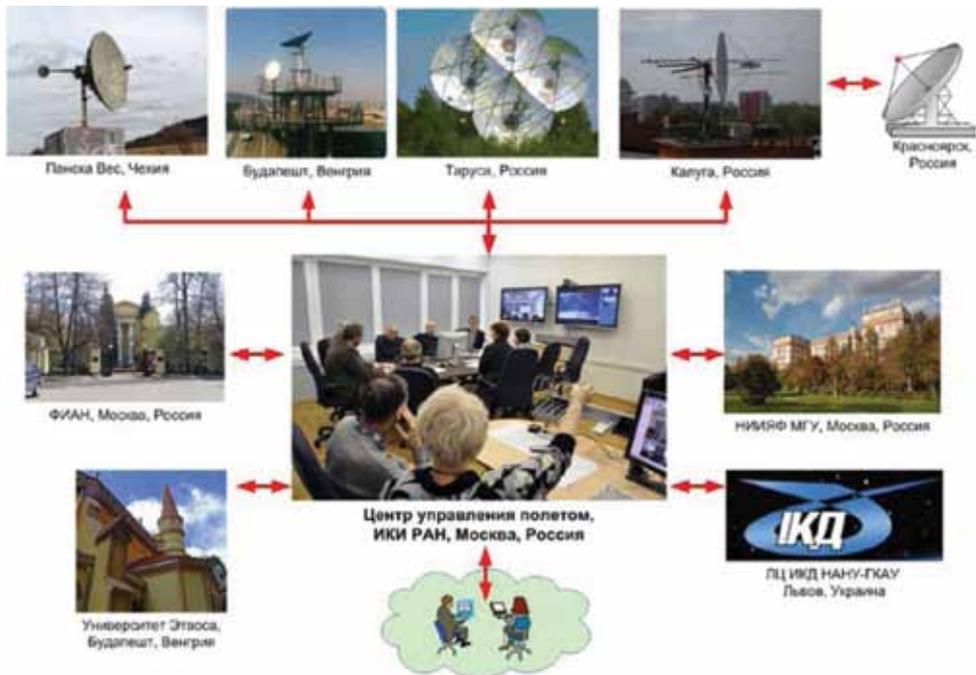


Рис. 26. Наземный сегмент проекта МИКРОСПУТНИК «ЧИБИС-М»

Основной сброс научной информации осуществлялся на наземный комплекс управления (НКУ) СКБ КП ИКИ РАН.

В соответствии с разрабатываемыми месячными графиками подготовки полётных циклограмм в НСП формировались недельные циклограммы проведения сеансов связи с МС «Чиби́с-М». Отчёты об объёмах выданных команд и принятой телеметрической информации регулярно докладывались на заседаниях главной оперативной группы управления (ГОГУ) и выкладывались на сайт «Чиби́с-М» (<http://chibis.cosmos.ru/>).

Научная телеметрическая информация, согласно заложенным на борт МС циклограммам, принималась НКУ во время сеансов связи по радиоканалу 2,2 ГГц потоком со скоростью 1 Мбит/с.

Перечень еженедельных работ, проводимых с помощью НКУ:

- на борт «Чиби́с-М» закладывались 200–300 команд на управление режимами работы приборов КНА «Гроза»;
- 4–8 сеансов связи с МС по приёму научной информации, накопленной в бортовой памяти приборов БНД и ПСА.

#### Статистика по НКУ наземного сегмента

НКУ	Телеметрия	Всего кадров	Сбойных кадров	Всего сессий
Таруса	БНДЧ	8 411 632	892 562(10,61 %)	573
Калуга	БНДЧ	7 255 786	232 8145(32,09 %)	378
Калуга	ДОКА	13 574 699	10 569 146(77,86 %)	967
Будапешт	БНДЧ	12 985 435	3 801 343(29,27 %)	591
Панска Вес	БНДЧ	7 496 697	954 176(12,73 %)	358
ИКИ РАН	БНДЧ	84 285	84 228(99,93 %)	27
Таруса 2	БНДЧ	5 426 560	678 466(12,50 %)	374

Статистика полученной телеметрической информации по приборам КНА «Гроза» за период 25.01.2012–25.08.2014 г.:

Прибор	РГД	ДУФ	РЧА	ЦФК	МВК	БНДЧ
Объём [ГБ]	0,28	0,44	8,11	1,21	14,30	1,05

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

На сайте <http://chibis.cosmos.ru> отражены все этапы работ и научно-технические данные по проекту МИКРОСПУТНИК «ЧИБИ́С-М», включая сборник статей с описанием научных задач и приборов «КНА «Гроза» и опубликованные к настоящему времени труды.

Как отмечалось, на МС «Чиби́с-М» проводились фундаментальные исследования сверхмощных электромагнитных излучений, включая гамма-диапазон, возникающих при высотных атмосферных грозовых разрядах. Эти излучения воздействуют как на окружающее космическое пространство, так и на технические средства, находящиеся в атмосфере и космосе. Эти явления довольно редки, поэтому необходимо накопление измерен-

ных физических параметров, чтобы затем дать определённые прикладные рекомендации.

Полученные с микроспутника «Чибис-М» данные существенно уменьшили имеющиеся неопределённости существующих гипотез о процессах, происходящих при молниевых разрядах, и одновременно дали новые результаты, требующие нового подхода к решению поставленных задач.

Проводимые научным сообществом «Чибис-М» на семинарах и конференциях научно-методические обсуждения свидетельствуют о значимости полученных результатов для потребителей текущей информации о состоянии электрической системы ионосфера — атмосфера, а также для исследователей атмосферного электричества. Это может способствовать развитию относительно новому разделу науки — атмосферно-ионосферное электричество — учитывающему, что ионосфера является важным интерфейсом в процессах взаимодействия системы солнечный ветер — магнитосфера — ионосфера — атмосфера — литосфера.

В «Долгосрочную программу научно-прикладных исследований и экспериментов, планируемых на российском сегменте МКС» включены эксперименты:

- «Мониторинг окружающей космической среды электромагнитно-чистыми микроспутниками, интегрированными в инфраструктуру Международной космической станции». Шифр «Трабант»;
- «Разработка микроспутника для исследования природы высотных молний и сопутствующих им процессов в атмосфере и ионосфере Земли на базе микроспутника «Чибис» с использованием грузового корабля «Прогресс». Шифр — «Чибис-АИ».

В основе этих экспериментов используется опыт разработки проекта МИКРОСПУТНИК «ЧИБИС-М».

## **ПЕРЕЧЕНЬ ПУБЛИКАЦИЙ ПО ПРОЕКТУ МИКРОСПУТНИК «ЧИБИС-М» ЗА 2009–2014 гг.**

- Ангаров В. Н., Козлов В. М., Новиков А. А., Наганов С. А., Шестаков С. А.* Блок накопления данных для КНА «Гроза» // Миссия «Чибис -М»: Сб. тр. выездного семинара / Под ред. Р. Р. Назирова. М.: ИКИ РАН, 2009. Сер. «Механика, управление и информатика». С. 90–97.
- Гарипов Г. К., Свертилов С. И., Яшин И. В.* Физические характеристики и алгоритмы выработки триггеров прибором РГД // Миссия «Чибис -М»: Сб. тр. выездного семинара / Под ред. Р. Р. Назирова. М.: ИКИ РАН, 2009. Сер. «Механика, управление и информатика». С. 49–58.
- Гарипов Г. К., Свертилов С. И., Яшин И. В.* Физические характеристики и алгоритмы выработки триггеров прибором ДУФ // Миссия «Чибис -М»: Сб. тр. выездного семинара / Под ред. Р. Р. Назирова. М.: ИКИ РАН, 2009. Сер. «Механика, управление и информатика». С. 58–63.
- Готлиб В. М., Каредин В. Н., Тоньшев А. К., Гаретов В. Ю.* Радиочастотный анализатор-регистратор молниевой активности для микроспутника «Чибис-М» // Миссия «Чибис -М»: Сб. тр. выездного семинара / Под ред. Р. Р. Назирова. М.: ИКИ РАН, 2009. Сер. «Механика, управление и информатика». С. 72–78.

- Гуревич А. В., Зелёный Л. М., Климов С. И. Космическая миссия «Чибис-М» // Экология и жизнь. 2011. Т. 7(116). С. 50–56.
- Гуревич А. В., Зелёный Л. М., Климов С. И. Научные задачи миссии «Чибис-М» // Миссия «Чибис -М»: Сб. тр. выездного семинара / Под ред. Р. Р. Назирова. М.: ИКИ РАН, 2009. Сер. «Механика, управление и информатика». С. 7–26.
- Зелёный Л. М., Гуревич А. В., Климов С. И., Ангаров В. Н., Батанов О. В., Богомолов А. В., Богомолов В. В., Вавилов Д. И., Владимиров Г. А., Гарипов Г. К., Готлиб В. М., Добриян М. Б., Долгонос М. С., Ивлев Н. А., Калюжный А. В., Каредин В. Н., Карпенко С. О., Козлов В. М., Козлов И. В., Корепанов В. Е., Лизунов А. А., Ледков А. А., Назаров В. Н., Панасюк М. И., Папков А. П., Родин В. Г., Сегеди П., Свертилов С. И., Суханов А. А., Ференц Ч., Эйсмонт Н. А., Яшин И. В. Академический микроспутник «Чибис-М» // Космич. исслед. 2014. Т. 52. № 2. С. 93–105.
- Зелёный Л. М., Гуревич А. В., Климов С. И., Ангаров В. Н., Боднар Л., Гарипов Г. К., Готлиб В. М., Добриян М. Б., Калюжный А. В., Карпенко С. О., Козлов В. М., Козлов И. В., Корепанов В. Е., Лизунов А. А., Марков А. В., Назаров В. Н., Новиков Д. И., Панасюк М. И., Папков А. П., Родин В. Г., Свертилов С. И., Суханов А. А., Ференц Ч., Эйсмонт Н. А., Яшин И. В. Академический микроспутник «Чибис-М» (Космический эксперимент «Микроспутник на российской сегменте Международной космической станции): Препринт. Пр-2166. М.: ИКИ РАН, 2012. 23 с.
- Зелёный Л. М., Гуревич А. В., Климов С. И., Вавилов Д. И., Готлиб В. М., Долгонос М. С. и др. Академический микроспутник «Чибис-М». Итоги работы: Препринт. Пр-2174. М.: ИКИ РАН, 2014.
- Климов С. И. Эксперимент на академическом микроспутнике «Чибис-М» // Земля и Вселенная. 2013. № 3. С. 17–27.
- Корепанов В. Е., Марусенков А. А., Беляев С. М., Климов С. И., Зелёный Л. М., Новиков Д., Ференц Ч., Лихтенбергер Я., Боднар Л. Хвильовий експеримент на мікросупутнику «ЧІБІС-М» // Космічна наука і технологія. 2010. Т. 16. № 3. С. 69–77 (на укр. яз.).
- Миссия «Чибис -М»: Сб. тр. выездного семинара / Под ред. Р. Р. Назирова. М.: ИКИ РАН, 2009. Сер. «Механика, управление и информатика». 139 с. URL: <http://www.cosmos.ru/books/2009chibis-m.pdf>.
- Новиков Д. И., Климов С. И., Корепанов В. Е., Марусенков А. А., Ференц Ч., Лихтенбергер Я., Боднар Л. Магнитно-волновой комплекс микроспутника «Чибис-М» для изучения электромагнитных параметров космической погоды // Миссия «Чибис -М»: Сб. тр. выездного семинара / Под ред. Р. Р. Назирова. М.: ИКИ РАН, 2009. Сер. «Механика, управление и информатика». С. 78–89.
- Dudkin D., Pilipenko V., Korepanov V., Klimov S., Holzworth R. Electric field signatures of the IAR and Schumann resonance in the upper ionosphere detected by Chibis-M microsatellite // J. Atmospheric and Solar-Terrestrial Physics. 2014. V. 117. P. 81–87.
- Gotlib V. M., Karedin V. N., Klimov S. I., Kozlov V. M., Kozlov I. V., Vavilov D. I., Dolgonosov M. S., Garipov G. K., Svertilov S. I., Bogomolov V. V., Yashin I. V., Korepanov V. E., Bodnar L., Ferencz Cs. Academic microsatellite “Chibis-M”. Algorithm of the formation of high altitude atmospheric lightning trigger testing // Small Satellites for Earth Observation. Digest of the 9<sup>th</sup> Intern. Symp. Intern. Academy of Astronautics (IAA). Berlin, April 8–12, 2013 / Eds. R. Sandau, H.-P. Roeser, A. Valenzuela. Berlin: Wissenschaft und Technik Verlag, 2013. P. 121–124.
- Klimov S., Ferencz C., Bodnar L., Szegedi P., Steinbach P., Gotlib V., Novikov D., Belyayev S., Marusenkov A., Ferencz O., Korepanov V., Lichtenberger J., Hamar D. First results of MWC SAS3 electromagnetic wave experiment on board of the Chibis-M satellite // Advances in Space Research. 2014. V. 54. P. 1717–1731.

- Klimov S., Novikov D., Korepanov V., Marussenkov A., Ferencz C., Lichtenberger J., Bodnar L.* The study of electromagnetic parameters of space weather, micro-satellite “CHIBIS-M” // Small Satellites for Earth Observation. New Developments and Trends / Eds. R. Sandau, H.-P. Röser, A. Valenzuela. Springer-Verlag, Berlin Heidelberg, 2010. P. 95–102.
- Klimov S. I., Petrukovich A. A., Zelenyi L. M.* Global monitoring of the electromagnetic parameters of space weather in the frame of the ISS infrastructure // Proc. ‘2012 ESA Workshop on Aerospace EMC’. Venice, Italy (ESA SP-702, May 2012). s4\_10klimov.pdf.
- Nazarov V., Nazirov R., Zelenyi L., Angarov V., Batanov O., Bodnar L., Eismont N., Gotlib V., Karedin V., Klimov S., Korotkov F., Kozlov I., Ledkov A., Melnik A., Papkov A., Rodin V., Ryabova A., Shmelauer Ya., Tretiakov A.* Ground segment and operations for microsatellite “Chibis-M”: Learned lessons, current status and prospective evolutions // Small Satellites for Earth Observation. Digest of the 9<sup>th</sup> Intern. Symp. Intern. Academy of Astronautics (IAA). Berlin, April 8–12, 2013 / Eds. R. Sandau, H.-P. Roeser, A. Valenzuela. Berlin: Wissenschaft und Technik Verlag, 2013. P. 217–220.
- Nazirov R., Nazarov V., Gotlib V., Angarov V., Klimov S., Batanov O., Korotkov F., Ledkov A., Markov Y., Tretiakov A., Svertilov S., Papkov A.* Low-cost ground segment for Russian Academia-University science space missions // SpaceOps 2012. AIAA-2012-1293615. URL: <http://www.spaceops2012.org/proceedings/documents/id1293615-Paper-003.pdf>.
- Panasyuk M. I., Bogomolov V. V., Garipov G. K., Grigoryan O. R., Denisov Yu. I., Khrenov B. A., Klimov P. A., Lazutin L. L., Svertilov S. I., Vedenkin N. N., Yashin I. V., Klimov S. I., Zelenyi L. M., Makhmutov V. S., Stozkov Y. I., Svirzhevsky N. S., Klimenko V. V., Mareev E. A., Shlyugaev Y. V., Korepanov V. E., Park I. H., Salazar H. I., Rothkaehl H.* Transient Luminous Event Phenomena and Energetic Particles Impacting the Upper Atmosphere: Russian Space Experiment Programs. Transient luminous event phenomena and energetic particles impacting the upper atmosphere: Russian space experiment programs // J. Geophysical Research. 2010. V. 115. A00E33. doi:10.1029/2009JA014763, 2010.

## “MICROSATELLITE “CHIBIS-M” PROJECT. EXPERIENCE OF CREATING AND REALIZATION

*L. M. Zelenyi<sup>1</sup>, S. I. Klimov<sup>1</sup>, V. N. Angarov<sup>1</sup>, V. N. Nazarov<sup>1</sup>, V. G. Rodin<sup>1</sup>, A. A. Sukhanov<sup>1</sup>, O. V. Batanov<sup>1</sup>, V. M. Gotlib<sup>1</sup>, A. V. Kalyuzhny<sup>1</sup>, V. N. Karedin<sup>1</sup>, V. M. Kozlov<sup>1</sup>, I. V. Kozlov<sup>1</sup>, N. A. Eismont<sup>1</sup>, A. A. Ledkov<sup>1</sup>, D. I. Novikov<sup>1</sup>, V. E. Korepanov<sup>2</sup>, L. Bodnar<sup>3</sup>, P. Szegedi<sup>3</sup>, Cs. Ferencz<sup>4</sup>, A. P. Papkov<sup>5</sup>, A. A. Lizunov<sup>6</sup>*

<sup>1</sup> Space Research Institute of Russian Academy of Sciences (IKI RAN), Moscow, Russia

<sup>2</sup> Lviv Centre of Institute for Space Research of the National Academy of Sciences of Ukraine and the State Space Agency of Ukraine (LC ISR NASU SSAU), Lviv, Ukraine

<sup>3</sup> “BL Electronics”, Solymár, Hungary

<sup>4</sup> Eötvös Loránd University (ELTE), Budapest, Hungary

<sup>5</sup> Limited Liability Company “Scientific Research Laboratory of aerospace equipment DOSAAF” (“NILAKT DOSAAF”), Kaluga, Russia

<sup>6</sup> Open joint stock company “Military and industrial corporation JSC “MIC “Mashinostroyenia” (JSC MIC Mashinostroyenia), Reutov, Moscow region, Russia

Space Research Institute of Russian Academy of Sciences (IKI RAN), Rocket and space Corporation “Energia”, co-developed was implemented a complex of works, which allowed

to create an experimental space platform for delivery in orbit microsattellites (MS) using the Infrastructure of the Russian segment of the International space station (ISS).

In this framework, first developed universal mobile-launching device for launching MS with a mass of 40...50 kg; for the first time the scheme of increasing the height of the orbit of the cargo ship Progress to launch the MS into orbit after running them the main problem of delivery of cargo to the ISS, which has provided significant economic benefits; developed a fully functional MS complex; worked out the cycles of testing and control circuitry flight of the spacecraft, which can be used for future projects; created ground economical infrastructure of data acquisition using the usual Internet channels. The obtained results allow us to provide significant savings in the development of the national economic, military and scientific MS start-up and management.

In the framework of the project on the basis of microsattelite complex was developed spacecraft, dubbed the Chibis-M for studies of the physics of high-altitude lightning discharges in a wide range of electromagnetic radiation. Microsatellite successfully worked for the entire term ballistic existence (2 years, 8 months) and gave valuable information about the fine structure of the lightning discharge, percolation processes in the preparation and during the discharge, allowed us to estimate the height of the occurrence of discharges and consider the discrete mechanisms occurring in a thunderstorm cloud.

The obtained data are available on the server IKI RAN for all Russian and foreign researchers involved in the project. The main results are published.

*Keywords:* lightning discharges, upper atmosphere, gamma- radio- ultraviolet- X-rays, runaway breakdown, microsattelite, onboard scientific equipment.

---

**Zelenyi** Lev Matveevich — director, doctor of physical and mathematical sciences, professor, academician, lzelenyi@iki.rssi.ru

**Klimov** Stanislav Ivanovich — leading researcher, doctor of physics and mathematics, professor, sklimov@iki.rssi.ru

**Angarov** Vadim Nikolaevich — deputy director on core activities, angarov@skbcp.tarusa.ru

**Nazarov** Vladimir Nikolaevich — chief of division, vnazarov@romance.iki.rssi.ru

**Rodin** Vyacheslav Georgievich — assistant director, rodimir@iki.rssi.ru

**Sukhanov** Almaz Ahmedgalievich — leading specialist, PhD, almaz@iki.rssi.ru

**Batanov** Oleg Viktorovich — head of section, obat@iki.rssi.ru

**Gotlib** Vladimir Mihaylovich — leading researcher, PhD, gotlib@mx.iki.rssi.ru

**Kalyuzhny** Anatoli Viktorovich — head of the sector, avk@skbcp.tarusa.ru

**Karedin** Viktor Nikolaevich — leading designer, kar@skbcp.tarusa.ru

**Kozlov** Vyacheslav Maksimovich — head of sector, dzx1944@gmail.com

**Kozlov** Igor Vladimirovich — leading specialist, igkozlov@iki.rssi.ru

**Eismont** Natan Andreevich — leading researcher, PhD, neismont@iki.rssi.ru

**Ledkov** Anton Alekseevich — junior researcher, aledkov@iki.rssi.ru

**Novikov** Denis Igorevich — leading designer, dnovikov@iki.rssi.ru

**Korepanov** Valeri Evgenevich — deputy director, senior researcher, doctor of technical sciences, vakor@isr.lviv.ua

**Bodnar** Laszlo — research engineer

**Szegedi** Peter — research engineer, pszegedi@bl-electronics.hu

**Ferencz** Csaba — scientific advisor, professor, csaba@sas.elte.hu

**Papkov** Aleksandr Pavlovich — chief designer, plis@kaluga.ru

**Lizunov** Andrey Arkadevich — chief of division, PhD, docent

## ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ ОБРАЗЕЦ ЦЕЛЕВОГО ОБОРУДОВАНИЯ НАУЧНО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО НАНОСПУТНИКА

*А. С. Инчин, Ю. Р. Шпади, А. Ю. Лозбин, М. Ю. Шпади, П. А. Инчин, Г. М. Аязбаев,  
Р. Ж. Быкаев, Л. И. Майлибаева*

Дочернее товарищество с ограниченной ответственностью (ДТОО) Институт космической техники и технологии (ИКТТ), Республика Казахстан, Алматы

В статье приводится описание экспериментального образца целевого оборудования научно-технологического космического аппарата (далее — экспериментальный образец). Экспериментальный образец был создан в Институте космической техники и технологии в рамках проекта «Разработать научно-методическое и технологическое обеспечение для создания, испытаний и эксплуатации целевого оборудования научно-технологического космического аппарата (НТКА)» республиканской бюджетной программы «Прикладные научные исследования в области космической деятельности». Приводится описание научных и технологических задач экспериментального образца, краткое описание технических и программных средств, входящих в его состав и служащих для полноценного исполнения научных и технологических задач, поставленных перед этим оборудованием.

*Ключевые слова:* наноспутник, полезная нагрузка, магнитное поле Земли, полное электронное содержание в ионосфере.

### ВВЕДЕНИЕ

Формирование космической отрасли в Республике Казахстан, согласно государственной программе по форсированному индустриально-инновационному развитию Республики Казахстан на 2010–2014 гг., напрямую связано с совершенствованием её научной и научно-технологической базы. Продвижение инноваций и технологической модернизации в космической сфере будет способствовать созданию отечественных образцов научного оборудования космических аппаратов научного и научно-технологического назначения. На это и ориентирован исполняемый проект: «Разработать научно-методическое и технологическое обеспечение для создания, испытаний и эксплуатации целевого оборудования научно-технологического космического аппарата (НТКА)» республиканской бюджетной

---

**Инчин** Александр Сергеевич — заведующий лабораторией, заместитель директора по науке, кандидат технических наук, [inchinas@mail.ru](mailto:inchinas@mail.ru)

**Шпади** Юрий Рейнгольдович — ведущий научный сотрудник, кандидат физико-математических наук, [yu-shpadi@yandex.ru](mailto:yu-shpadi@yandex.ru)

**Лозбин** Анатолий Юрьевич — заместитель заведующего лабораторией, магистр физики, [lozbin@mail.ru](mailto:lozbin@mail.ru)

**Шпади** Максим Юрьевич — научный сотрудник, [mshpadi@mail.ru](mailto:mshpadi@mail.ru)

**Инчин** Павел Александрович — старший научный сотрудник, [powerover@mail.ru](mailto:powerover@mail.ru)

**Аязбаев** Галымжан Маратович — ведущий инженер-программист, [galiman85@mail.ru](mailto:galiman85@mail.ru)

**Быкаев** Рахим Женисович — ведущий инженер-программист, [rakhim.b@mail.ru](mailto:rakhim.b@mail.ru)

**Майлибаева** Людмила Исмаиловна — ведущий научный сотрудник, кандидат технических наук, [mailibayeva@mail.ru](mailto:mailibayeva@mail.ru)

программы «Прикладные научные исследования в области космической деятельности».

В рамках данной программы в 2014 г. был разработан экспериментальный образец комплекта целевой аппаратуры НТКА, включающий компоненты научного оборудования космического аппарата (КА), систему управления целевой аппаратурой КА и программные средства для их функционирования.

Научно-технологический КА относится к классу наноспутников. В то же время он обладает полноценными функциональными возможностями. Научный блок аппаратуры (полезная нагрузка) является составной частью НТКА. Учитывая, что создание НТКА и соответствующей наземной инфраструктуры — сложный, многоэтапный процесс, созданию отечественного казахстанского КА должна предшествовать подготовительная работа — от научно-изыскательских разработок и имитационного моделирования бортового научного оборудования до создания экспериментальных образцов научных приборов и необходимых для их функционирования технических и программных средств. В связи с этим проект рассматривается как подготовительный этап к созданию научного оборудования будущих казахстанских КА научного и научно-технологического назначения.

## **1. НАУЧНЫЕ И ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ЗАДАЧИ, РЕШАЕМЫЕ С ПОМОЩЬЮ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ОБРАЗЦА**

Требовалось разработать экспериментальный образец целевого бортового оборудования НТКА, содержащий комплекты аппаратуры:

- для измерения вектора магнитного поля Земли;
- проведения радиозатменных наблюдений и соответствующее программное обеспечение.

Все электронные платы экспериментального образца должны быть представлены в форм-факторе 96×90 мм для применения его на наноспутниках класса CubeSat (формат малых искусственных спутников Земли для исследования космоса, имеющих объём 1 л и массу не более 1,33 кг).

В научные задачи входит исследование:

- магнитного поля Земли на спутниковой высоте;
- высотного распределения полного электронного содержания в ионосфере методом радиопросвечивания.

Технологические задачи включают обработку технологий:

- проектирования электронных спутниковых компонент;
- программирования ПЛИС (программируемая логическая интегральная схема);
- сбора и обработки информации с научных приборов, формирования единого выходного файла для отправки.

## 2. СОСТАВ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ОБРАЗЦА

Экспериментальный образец целевого бортового оборудования НТКА и бортового вычислительного комплекса (БВК) с системой сбора и накопления целевой информации предназначен для проверки предполагаемых решений и уточнения отдельных характеристик для использования при разработке лётного образца целевого бортового оборудования НТКА и БВК.

Экспериментальный образец целевого бортового оборудования НТКА состоит из трёх измерительных приборов, предназначенных для изучения магнитного поля Земли в различных диапазонах частот (до 20 кГц), ионосферной плазмы на спутниковых высотах около 650 км и БВК для сбора и обработки научных данных.

Экспериментальный образец целевого бортового оборудования НТКА исполнен в форм-факторе CubeSat, т.е. основные требования ко всем техническим решениям — это соблюдение геометрических размеров, которые не должны превышать габаритных размеров космического аппарата типа CubeSat-3U. Все электронные платы изготавливаются по «сэндвич»-технологии на базе шины РС/104.

Экспериментальный образец целевого бортового оборудования НТКА и БВК состоит из печатных плат (компонентов):

- феррозондового магнитометра (ФМ) с датчиком;
- индукционного магнитометра (ИМ) с датчиком;
- аппаратуры радиозатменных измерений с GPS-антенной;
- БВК.

Все эти компоненты, соединённые вместе, представляют собой полезную нагрузку, предназначенную для установки на борт НТКА (рисунок).



Экспериментальный образец целевого бортового оборудования НТКА в сборе

## 2.1. Феррозондовый магнитометр

Прибор ФМ предназначен для измерения значений и знаков проекций вектора индукции магнитного поля на три размещённых ортогонально магниточувствительных элемента (феррозонда), которые производят измерения трёх компонент главного геомагнитного поля с частотой 250 Гц. Данный прибор разработан во Львовском центре института космических исследований Национальной академии наук Украины Национального космического агентства Украины (ЛЦ ИКИ НАНУ НКАУ) [Forslund et al., 2008].

### *Основные технические характеристики феррозондового магнитометра*

Напряжение питания постоянного тока	5,0±0,2 В
Диапазон измерения каждой проекции вектора индукции магнитного поля, не менее	±60 000 нТл
Смещения нуля, не более (для каждой компоненты)	2000 нТл
Погрешность определения смещения нуля при калибровке, не более	50 нТл
Уровень шума на частоте 10 Гц, не более	30 пТл ср.кв./√Гц
Неортогональность осей магнитной чувствительности, не более	±0,5°
Диапазон измеряемых частот вектора индукции магнитного поля (по уровню 3 дБ)	0...100 Гц
Частота измерений (оцифровки)	250 Гц
Количество разрядов цифрового кода	20
Объём внутренней энергонезависимой памяти	512 МБ
Максимальная потребляемая мощность, не более	0,4 Вт
Габариты, не более:	
• печатной платы узла электроники	96×90×13 мм
• датчика	20×20×21 мм
Масса, не более:	
• печатной платы узла электроники	0,04 кг
• датчика	0,025 кг

## 2.2. Индукционный магнитометр

Прибор ИМ предназначен для измерения значений вектора индукции переменного магнитного поля на три размещённые ортогонально индукционные катушки, которые проводят измерения трёх компонент переменного магнитного поля с частотой 20 кГц (40 960 измерений в секунду по каждой компоненте).

На данном этапе работ не ставилось задачи о точности измерений и калибровке ИМ. Фактически, требовалось отработать приём и обработку информационно потоков с данного прибора. Вопросы, связанные с точностью измерений, будут рассматриваться на стадии создания лётного образца оборудования.

Для лётного образца ИМ планируется использовать датчик SMILE, разработанный в Львовском центре института космических исследований Национальной академии наук Украины Национального космического агентства Украины [Belyayev et al., 2009].

Вопросы электромагнитной совместимости ФМ и ИМ также будут рассматриваться на стадии создания лётного образца.

*Основные запланированные технические характеристики датчика ИМ*

Частотный диапазон . . . . .	40...20 000 Гц
Коэффициент преобразования . . . . .	20 мВ/нТл
Уровень шума:	
• 100 Гц . . . . .	10 пТл/√Гц
• 1 кГц . . . . .	0,5 пТл/√Гц
• 10 кГц . . . . .	0,12 пТл/√Гц
Потребляемая мощность . . . . .	<600 мВт
Размеры . . . . .	19×19×19 мм
Масса . . . . .	12 г

**2.3. Аппаратура для проведения радиозатменных измерений**

Такая аппаратура предназначена для определения высотного распределения полного электронного содержания в ионосфере методом радиопросвечивания. Она представляет собой печатную плату интерфейса стандарта CubeSat PC/104 размером 96×90 мм с размещённой на ней платой двухчастотного GPS-приёмника Novatel серии OEM615 и вынесенной GPS-антенной Antcom G5Ant-1AT1.

*Основные технические характеристики навигационного приёмника*

Точность:	
• позиционирования по L1 . . . . .	1,5 м
• позиционирования по L1/L2 . . . . .	1,2 м
• постобработанного сигнала . . . . .	5 мм
• определения времени . . . . .	20 нс
• определения скорости . . . . .	0,03 м/с
• измерений по коду C/A L1 . . . . .	6 см
• измерений по коду P(Y) L2 . . . . .	25 см
• фазовых измерений L1 . . . . .	0,75 мм
• фазовых измерений L2 . . . . .	2 мм
Диапазон рабочих температур . . . . .	-40...+85 °С
Габариты платы интерфейса (с GPS-приёмником) . . . . .	96×96×11 мм
Габариты платы приёмника . . . . .	46×71×6 мм
Масса платы интерфейса с платой приёмника в сборе . . . . .	106 г
Напряжение питания постоянного тока . . . . .	3,3±0,15 В
Энергопотребление . . . . .	1,8 Вт

*Основные технические характеристики навигационной антенны*

Рабочие частоты . . . . .	L1: 1575,42±12 МГц
	L2: 1227,60±12 МГц

Поляризация .....	Правая круговая
Коэффициент стоячей волны по напряжению .....	<1,5:1
Входное сопротивление .....	50 Ом
Габариты .....	50,8×50,8×13,5 мм
Масса .....	68 г
Напряжение питания постоянного тока .....	3,3 В
Энергопотребление .....	1 Вт
Диапазон рабочих температур .....	−55...+85 °С

#### 2.4. Бортовой вычислительный комплекс

Комплекс БВК является составной частью научной полезной нагрузки и выполняет следующие функции:

- инициализация всех сопряжённых научных приборов;
- приём и обработка команд управления приборами;
- управление работой научных приборов (включение/выключение, установка режимов работы);
- сбор и обработка данных с научных приборов;
- формирование пакетов данных для передачи на наземный комплекс управления (НКУ);
- защита и передача пакета данных на НКУ.

В ядре БВК реализуется программный комплекс, предназначенный для выполнения всех вышеприведённых функций.

Программная структура БВК содержит следующие компоненты управления:

- контроллер индукционного магнитометра;
- контроллер феррозондового магнитометра;
- двухчастотный GPS-контроллер;
- менеджер потока с научных приборов;
- контроллер памяти SDRAM на 32 МБ;
- центральный блок управления;
- формирователь пакетов;
- блок БПФ;
- контроллер файловой системы;
- служебной системы;
- контроллер карты внешнего хранения;
- системы защиты и коррекций пакетов.

### 3. ПРОГРАММНО-МАТЕМАТИЧЕСКИЕ СРЕДСТВА ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ОБРАЗЦА

Разработано математическое обеспечение полезной нагрузки в виде следующих алгоритмов:

- алгоритм учёта ориентации при векторных спутниковых измерениях;

- алгоритм БПФ для вычисления модуля спектра данных индукционного магнитометра.

Разработаны программные средства экспериментального образца комплекса полезной нагрузки, состоящие:

- из комплекса программной логики для интегральных схем (ПЛИС);
- программы планирования выборочных радиозатменных измерений;
- программы расчёта полного электронного содержания ионосферы.

Остановимся подробнее на программном обеспечении радиозатменного эксперимента на наноспутнике. Использование сигналов глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС) позволяет решать задачи не только геоинформационного характера, но и многие задачи геодезии, метеорологии, геодинамики, климатологии, геофизики. Широкое распространение получил метод радиозатменного зондирования атмосферы и ионосферы, позволяющий по характеристикам сигналов ГНСС определять такие параметры как температура, влажность, давление и плотность атмосферы, а также полное электронное содержание в ионосфере.

За последние 15 лет интерес к методу вырос многократно, сегодня исследователи имеют свободный доступ к обширной базе данных радиозатменных измерений (COSMIC project. URL: <http://cdaac-www.cosmic.ucar.edu/cdaac>). Разрабатываются и новые группировки спутников для этих целей (<http://www.cosmic.ucar.edu/cosmic2/>; <http://www.planetiq.com/planetiq-hires-timothy-puckorius-as-senior-vice-president-of-business-development/>; [http://geooptics.com/?page\\_id=58](http://geooptics.com/?page_id=58)). Бурное развитие космической техники позволяет проводить подобные измерения на наноспутниках, что существенно сокращает затраты на изготовление и развёртывание таких группировок спутников. Успешность миссий CANX-2 [Kahr, 2011], PSSCT-2 [Bishop et al., 2012], Sense SV 1,2 [Kalamaroff et al., 2013] подтверждает такую возможность.

Радиозатменный эксперимент ионосферы планируется провести и на разрабатываемом казахстанском наноспутнике научно-технологического назначения. Однако ограниченные возможности наноспутников по потребляемой энергетике и объёмам передаваемой информации на Землю не позволяют полноценно проводить подобные эксперименты. Возникает необходимость планирования программы измерений, например, только над определёнными регионами Земли и в определённых диапазонах высот. Современные навигационные приёмники (НП) позволяют настраивать каналы на приём только необходимых спутников, удовлетворяющих условиям радиозатменного мониторинга. Это позволяет существенно сократить энергопотребление аппаратуры и объёмы передаваемой информации.

Для реализации метода избирательных радиозатменных наблюдений разработано программно-математическое обеспечение, включающее программу планирования экспериментов и программу расчёта полного электронного содержания с пространственно-временной привязкой.

Программа планирования радиозатменных экспериментов позволяет на основе данных о положении низкоорбитального искусственного спутника Земли (ИСЗ) и спутников ГНСС рассчитать временные интервалы

для проведения радиозатменных экспериментов с учётом признака нахождения точки перигея луча между спутниками ИСЗ и ГНСС относительно центра Земли, в заданном высотном и пространственном интервале, а также положения антенны приёма сигналов ГНСС на ИСЗ и её характеристик. Исследователь получает возможность рассчитать временную диаграмму проведения радиозатменных измерений для каждого спутника ГНСС, отобразить трассы пролётов спутников на географической карте и в полярной системе координат. После выбора интересующих временных интервалов, программа позволяет сформировать командный файл управления НП.

Другая программа позволяет по данным о фазах и псевдодальностях на частотах L1/L2 спутников GPS рассчитать значения полного электронного содержания в лучевой трубке между низкоорбитальным спутником и спутником ГНСС, отобразить полученные данные в графическом виде, а также сохранить результаты расчётов в формате NetCDF для последующего анализа и распространения.

Для отработки методики использовались НП NovAtel FlexPak6 и антенна GPS-702-GG. В качестве блока управления экспериментом использовалась отладочная плата на базе ПЛИС Altera Cyclone IV, для которой было разработано программное обеспечение управления НП и антенной на основе командных файлов, сформированных в программе планирования.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Авторами статьи созданы экспериментальный образец научного спутникового оборудования и соответствующее программное обеспечение для проверки предполагаемых решений и уточнения отдельных характеристик при разработке лётного образца целевого бортового оборудования научно-технологического космического аппарата и бортового вычислительного комплекса.

## ЛИТЕРАТУРА

- [Belyayev et al., 2009] *Belyayev S., Ivchenko N., Korepanov V., Marusenkov A.* The SMILE fluxgate sensor: performance and possibilities of improvement // EGU General Assembly. 19–24 April, 2009, Vienna, Austria. 2009. P. 748.
- [Bishop et al., 2012] *Bishop R., Hinkley D., Stoffel D., Ping D., Straus P., Burbaker T.* First Results from the GPS Compact Total Electron Content Sensor (CTECS) on the PSSCT-2 Nanosat // 26<sup>th</sup> Annu. AIAA/USU Conf. Small Satellites. 2012. 7 p. URL: <http://digitalcommons.usu.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=1088&context=smallsat>.
- [Forslund et al., 2008] *Forslund A., Belyayev S., Ivchenko N., Olsson G., Edberg T., Marusenkov A.* Miniaturized digital fluxgate magnetometer for small spacecraft applications // Measurement Science and Technology. 2008. V. 19. 015202. 10 p.
- [Kahr, 2011] *Kahr E.* In-Orbit Performance of the CanX-2 Nanosatellite's GPS Receiver / Department of Geomatics Engineering. UCGE Reports. 2011. Number 20329. 164 p. URL: <http://www.geomatics.ucalgary.ca/graduatetheses>.
- [Kalamaroff et al., 2013] *Kalamaroff K., Thompson D., Cooke D., Gentile L., Bonito N., La Tour P., Sondecker G., Bishop R., Nicholas A., Doe R.* Space Environment Nano-

Sat Experiment (SENSE) — A New Frontier in Operational Space Environmental Monitoring (2013) // American Geophysical Union, Fall Meeting, 2013. Abstract #SA31B-02.

## THE PROTOTYPE OF SCIENTIFIC PAYLOAD FOR SCIENCE AND TECHNOLOGICAL NANO-SATELLITE

*A. S. Inchin, Yu. R. Shpadi, A. Yu. Lozbin, M. Yu. Shpadi, P. A. Inchin, G. M. Ayazbayev, R. Z. Bykayev, L. I. Mailibayeva*

Institute of Space Techniques and Technologies, Almaty, Republic of Kazakhstan

The description of an experimental sample of the scientific payload for science and technological spacecraft is provided in this article. The experimental sample was created at Institute of Space Techniques and Technologies in the frame of the project “To develop scientific, methodological and technological support for creation, tests and operation of scientific payload for the Science and Technological Spacecraft”. This project is a part of the republican budgetary program “Applied Scientific Researches in the field of Space Activity”. The description of scientific and technological problems of an experimental sample, the short technical description and the software which are its part and serving for full execution of the scientific and technological tasks set for this equipment is provided.

*Keywords:* nanosatellite, payload, Earth’s magnetic field, total electron content in ionosphere.

---

**Inchin** Alexander Sergeevich — head of laboratory, deputy director on science, PhD, [inchinas@mail.ru](mailto:inchinas@mail.ru)

**Shpadi** Yuri Reingoldovich — leading specialist, PhD, [yu-shpadi@yandex.ru](mailto:yu-shpadi@yandex.ru)

**Lozbin** Anatoliy Yurievich — deputy head of laboratory, master of degree in physics, [lozbin@mail.ru](mailto:lozbin@mail.ru)

**Shpadi** Maxim Yurievich — researcher, [mshpadi@mail.ru](mailto:mshpadi@mail.ru)

**Inchin** Pavel Alexandrovich — senior researcher, [powerover@mail.ru](mailto:powerover@mail.ru)

**Ayazbayev** Ghalymzhan Maratovich — leading software engineer, [galiman85@mail.ru](mailto:galiman85@mail.ru)

**Bykayev** Rakhim Zjenisovich — leading software engineer, [rakhim.b@mail.ru](mailto:rakhim.b@mail.ru)

**Mailibayeva** Lyudmila Ismailovna — leading specialist, PhD, [mailibayeva@mail.ru](mailto:mailibayeva@mail.ru)

## О ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ НАБЛЮДЕНИЙ С МАЛЫХ СПУТНИКОВ И ЧИСЛЕННЫХ МОДЕЛЕЙ ДЛЯ МОНИТОРИНГА ОТКЛИКА АТМОСФЕРЫ НА ВНЕШНЕЕ ВОЗДЕЙСТВИЕ

А. А. Криволицкий<sup>1</sup>, А. А. Куколева<sup>2,1</sup>, Т. Ю. Вьюшкова<sup>1</sup>, Л. А. Черепанова<sup>1</sup>, Г. К. Гарипов<sup>3</sup>

<sup>1</sup> Центральная аэрологическая обсерватория (ЦАО) Росгидромет

<sup>2</sup> Московский государственный университет гражданской авиации (МГТУ ГА)

<sup>3</sup> Научно-исследовательский институт ядерной физики имени Д. В. Скобельцына Московского государственного университета имени М. В. Ломоносова (НИИЯФ МГУ)

Предлагается концепция исследования и мониторинга солнечно-атмосферных связей, основанная на непрерывных измерениях потоков солнечной электромагнитной радиации и корпускулярных потоков различной природы, состава атмосферы, которые могут оперативно вводиться в имеющиеся глобальные численные модели атмосферы Земли. Это позволит осуществлять также прогноз изменений режима атмосферы, её динамики в диапазоне высот 10...130 км, создаст новые возможности для изучения механизмов солнечно-атмосферных связей. В настоящее время пока нет отечественных спутниковых измерений солнечной электромагнитной радиации, которые необходимы для решения этой задачи. В работе приводится краткий обзор состояния вопроса по разделам: введение, спутниковые измерения солнечной радиации и корпускулярных потоков, использование численных моделей для исследования отклика атмосферы на внешнее воздействие, заключение, библиография.

*Ключевые слова:* солнечно-атмосферные связи, цикл солнечной активности, спутниковые наблюдения, атмосферный озон.

### ВВЕДЕНИЕ

Возможности, которые предоставляют малые спутники для исследования солнечно-атмосферных связей, в частности, и в целом для мониторинга атмосферы, несомненно, перспективны. В то же время следует отметить разобщённость усилий, предпринимаемых в настоящее время: исследование в виде отдельных проектов по использованию микроспутников разного класса, отсутствие общей задачи. Представляется актуальным и перспективным в рамках Секции солнечно-земных связей разработать комплексную программу, нацеленную на мониторинг (и прогноз) изменений, вызванных вариациями космической и солнечной радиации.

---

**Криволицкий** Алексей Александрович — заведующий лабораторией, кандидат физико-математических наук, [krivolutsky@mail.ru](mailto:krivolutsky@mail.ru)

**Куколева** Анна Александровна — научный сотрудник, кандидат физико-математических наук, [a.kukoleva@mstuca.aero](mailto:a.kukoleva@mstuca.aero)

**Вьюшкова** Татьяна Юрьевна — ведущий научный сотрудник, [Tatyanyavuskova@rambler.ru](mailto:Tatyanyavuskova@rambler.ru)

**Черепанова** Лидия Александровна — старший научный сотрудник, [cherepanova2010146@rambler.ru](mailto:cherepanova2010146@rambler.ru)

**Гарипов** Гали Карымович — старший научный сотрудник, [ggkmsu@yandex.ru](mailto:ggkmsu@yandex.ru)

Известно, что для ионосферы важны потоки рентгеновской и жёсткой ультрафиолетовой радиации, а для атмосферы ниже 100 км и озоносферы — потоки более длинноволновой ультрафиолетовой (УФ) радиации (100...400 нм). Известно также [Криволуцкий, Репнев, 2009], что корпускулярные потоки, попадающие на высоты средней атмосферы (10...100 км) в полярных районах Земли и вызывающие ионизацию в этой области, инициируют дополнительное образование окислов азота и водорода, разрушающих озон. Последнее обстоятельство приводит к изменениям параметров нейтральной атмосферы (температуры и ветра). Сильные возмущения при этом происходят также в нижней ионосфере, состояние которой необходимо контролировать (и прогнозировать) для решения многих прикладных задач.

Таким образом, на первом этапе необходимо ставить задачу создания отечественных приборов, измеряющих солнечную радиацию в широком диапазоне длин волн, включая УФ-область, для осуществления непрерывного мониторинга с помощью запуска микроспутников.

Решение фундаментальных задач изучения механизмов солнечно-атмосферных связей возможно путём мониторинга состояния атмосферы и возмущений её параметров на основе данных непрерывных измерений солнечной радиации и корпускулярных потоков, химического состава и температуры атмосферы (в настоящее время соответствующие приборы отсутствуют). Другой путь решения указанных задач — численное моделирование атмосферных процессов, использующее измерения электромагнитной и корпускулярной радиации в качестве входных параметров. Следует отметить, что зарубежные исследования используют оба подхода.

В лаборатории химии и динамики атмосферы Центральной аэрологической обсерватории (Росгидромет) разработаны трёхмерные глобальные модели, позволяющие реализовать второй путь уже сейчас [Криволуцкий и др. 2012, 2015а, б].

В настоящей работе даётся краткий обзор исследований по мониторингу солнечной электромагнитной и корпускулярной радиации со спутников, а также результаты численного моделирования, иллюстрирующие воздействие процессов солнечной активности на химический состав, температуру и циркуляцию атмосферы.

## 1. ВАРИАЦИИ СОЛНЕЧНОЙ РАДИАЦИИ

### 1.1. Электромагнитная радиация

На рис. 1 отражены история и современное состояние мониторинга солнечной радиации со спутников (следует отметить отсутствие российских спутников). На рис. 2 изображены результаты спутниковых измерений «солнечной постоянной» в течение трёх циклов солнечной активности (ЦСА), представленные разными авторами: а) Physikalisch-Meteorologisches Observatorium Davos (PMOD) [Fröhlich, 2006]; б) Active Cavity Radiometer Irradiance Monitor (ACRIM) [Willson, Mordvinov, 2003]; в) Institut Royal Meteorologique Belgique (IRMB) [Dewitte et al., 2004].

Спутниковые наблюдения изменчивости солнечного спектра с 11-летним циклом солнечной активности (ЦСА) по данным за три солнечных цикла (20-й, 21-й и 22-й) показали вариации примерно 100 % и более в области  $\leq 140 \dots 155$  нм, 70 % — для длин волн около 160 нм, 50 % — для 170 нм и 20 % — для 180 нм [Rottman et al., 2001]. Таким образом, вариации спектра в ЦСА уменьшаются с увеличением длины волны. В области длин волн более 100 нм важным источником ионизации и диссоциации в атмосфере является эмиссионная линия водорода Ly $\alpha$  (121,6 нм), интенсивность которой в ЦСА может меняться в два раза (или более) от  $2,5 \dots 3,0 \cdot 10^{11}$  до  $4,0 \dots 6,0 \cdot 10^{11}$  фотон·см $^{-2}$ ·с $^{-1}$ .

Измерения активности Солнца со спутников, проведённые в период 23-го цикла, показали, что затянувшийся минимум активности в этом ЦСА сопровождался беспрецедентным понижением потока УФ-радиации: интенсивность в минимуме активности в диапазоне 200...400 нм отклонения от среднего уровня была в 2–4 раза сильнее, чем по измерениям и модельным расчётам для соответствующих минимумов более ранних циклов [Ball et al., 2011; DeLand, Sebula, 2012; Lean, DeLand, 2012; Matthew et al., 2012; Pagaran et al., 2011; Unruh et al., 2012]. Это уменьшение интенсивности УФ-радиации сопровождалось ростом интенсивности в видимом и ближнем ИК-диапазоне (рис. 3). Следует отметить, что при этом вариации интегрального потока солнечной радиации в цикле малы (~0,1 %). Зафиксировать такие слабые колебания на фоне ошибок измерений стало возможно лишь в результате долговременного мониторинга со спутников на протяжении нескольких циклов активности [Gray et al., 2010; Haigh, 2003].

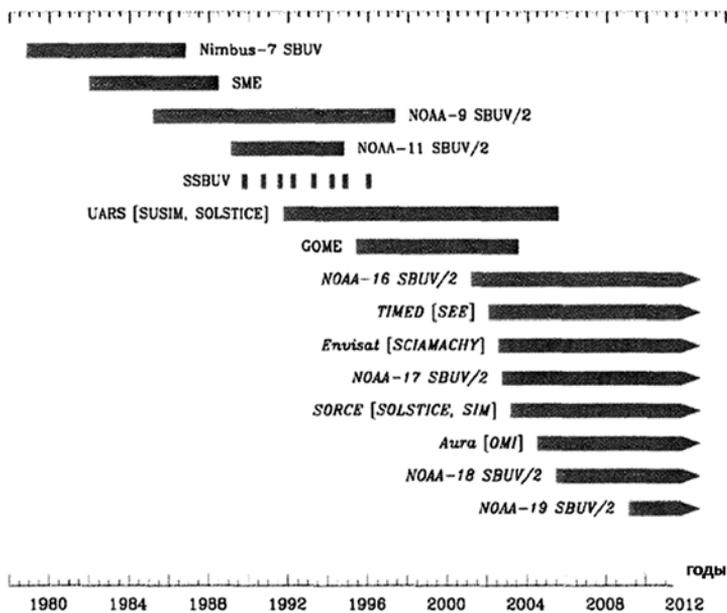
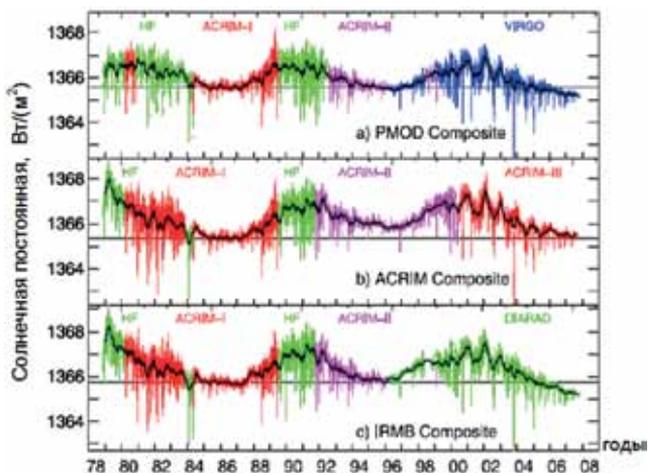
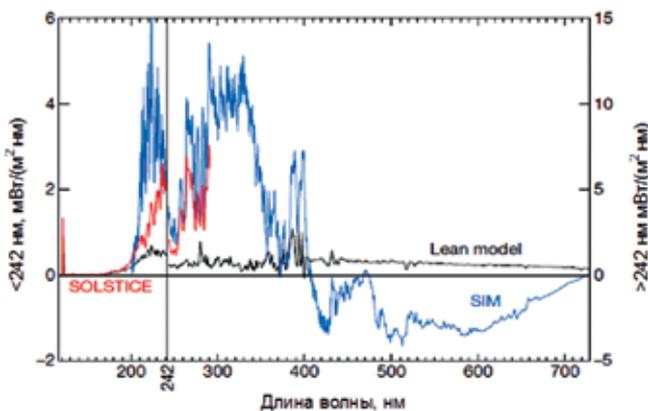


Рис. 1. История спутниковых наблюдений УФ-излучения Солнца [Matthew et al., 2012]. По горизонтали — время (годы)



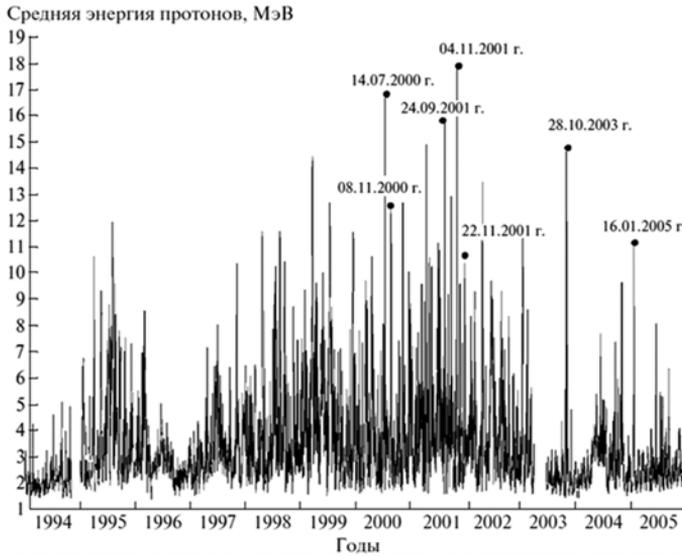
**Рис. 2.** Изменения солнечной постоянной 1978–2007 гг. по данным разных моделей: а) PMOD (TSIPMOD); б) ACRIM (TSIACRIM); в) IRMB (TSIIRMB). Тонкие чёрные линии — 81-дневные скользящие средние, горизонтальные чёрные линии проведены через минимум около 1985 г. (между 21-м и 22-м ЦСА). Для каждого графика по горизонтальной оси — годы. По [Gray et al., 2010]



**Рис. 3.** Разница спектральной плотности излучения Солнца [ $\text{мВт}\cdot\text{м}^{-2}\cdot\text{нм}^{-1}$ ] в период 23-го ЦСА между 2004 г. (максимум ЦСА) и 2007 г. (минимум ЦСА) в диапазоне 180...700 нм по данным наблюдений SORCE/SIM (синий цвет), SORCE/SOLSTICE (красный цвет) и модели Lean (чёрный цвет). По [Haigh, 2010]

## 1.2. Корпускулярная радиация

Корпускулярные потоки энергичных частиц (электронов, протонов) приводят к возмущениям ионосферы, магнитного поля Земли, а также изменениям состава атмосферы в полярных регионах. На рис. 4 изображены среднесуточные потоки энергии солнечных протонов в диапазоне энергий 1...100 МэВ (по данным измерений со спутников GOES). Пики на приведённом рисунке соответствуют сильным протонным вспышкам.



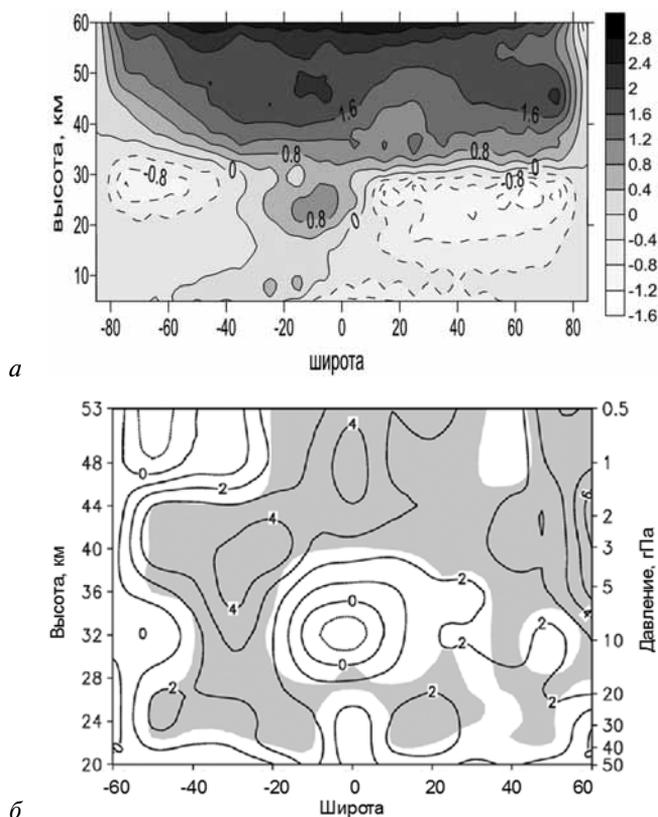
**Рис. 4.** Среднесуточные потоки энергии солнечных протонов в диапазоне энергий 1...100 МэВ (по данным измерений со спутников GOES)

Впервые разрушение озона в высоких широтах, вызванное солнечными энергичными протонами, были зафиксированы по измерениям содержания озона со спутника Nimbus 4 после вспышки на Солнце 4 августа 1972 г. [Fabian et al., 1979]. Анализ данных измерений показал, что озон в стратосфере высоких широт северного полушария был сильно разрушен, при этом величина эффекта уменьшалась по мере уменьшения широты. Таковы и результаты ракетного эксперимента в высоких широтах южного полушария в октябре 1989 г. в период сильных геомагнитных возмущений и высыпаний частиц [Zadorozhny et al., 1994]. Теоретические исследования этого эффекта [Porter et al., 1976; Solomon, Crutzen, 1981] показали, что ионизация атмосферы, вызванная торможением энергичных частиц, приводит к дополнительному образованию атомов азота (которые конвертируются в дальнейшем в NO), радикала OH и атомного кислорода. Первые две компоненты каталитически разрушают озон.

## 2. ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ОТКЛИКА АТМОСФЕРЫ

### 2.1. Моделирование реакции атмосферы на вариации ультрафиолетовой радиации

Отдельные участки спектра излучения Солнца сильно отличаются по воздействию на атмосферу, по высоте поглощения. Информация об изменениях спектральной плотности излучения Солнца чрезвычайно важна для понимания механизмов атмосферных процессов и их прогноза. Численное моделирование соответствующих изменений в атмосфере — мощный инструмент в этих исследованиях.



**Рис. 5.** Изменения в содержании озона [%] между максимумом и минимумом активности Солнца: *а* — рассчитанные по трёхмерной фотохимической модели ARM для января, среднее для гринвичского меридиана; *б* — полученные на основе спутниковых наблюдений [Soukharev, Hood, 2006]

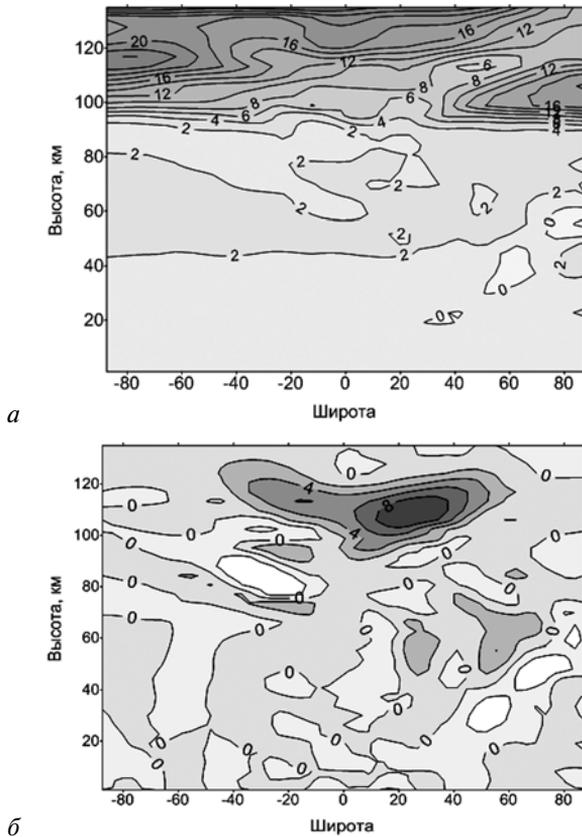
Далее будут представлены результаты расчётов этих эффектов по модели общей циркуляции атмосферы ARM (Atmospheric Research Model) (см. [Криволицкий и др., 2015а, б]), созданной в ЦАО Росгидромет.

На рис. 5*а* представлено зонально-осреднённое поле изменений озона в ЦСА [%], для января согласно расчётам ARM. Были использованы данные о вариациях спектра для условного «среднего цикла» активности Солнца, основанные на данных [Брасье, Соломон, 1987; Matthew et al., 2012; Rottman et al., 2001]. Согласно расчётам, отклик в содержании озона в стратосфере не превышает 2...3 %, увеличиваясь в мезосфере и достигая 7...8 %. Поле изменений  $O_3$  смещено относительно экватора в сторону южного полушария вследствие сезонных различий инсоляции в полушариях.

На рис. 5*б* изображён отклик среднегодовых значений озона в ЦСА по наблюдениям со спутника UARS (Upper Atmosphere Research Satellite) прибором HALOE (Halogen Occultation Experiment), полученный с помощью регрессионного анализа [Soukharev, Hood, 2006]. Интересным на рис. 5*б* становится наличие минимума экваториального отклика озона в стратосфере. Возможно, в дальнейшем этот экспериментальный факт

потребуется специального исследования. Видно, что поле отклика озона по расчётам и наблюдениям до 50 км качественно соответствуют, но и различия существенны. Они связаны и с различием периодов осреднения, начальных данных, а также с недостатками модели. Подобные несоответствия характерны и для большинства зарубежных моделей [Ermolli et al., 2013]. Для их корректировки и улучшения необходимы длительные ряды наблюдений за атмосферой и излучением Солнца.

Изменения в глобальном распределении озона (и молекулярного кислорода), вызванные вариациями УФ-радиации Солнца, приводят к соответствующим вариациям радиационного баланса и динамики атмосферы. На рис. 6 представлены результаты расчётов изменений глобальных полей температуры (а) и зонального ветра (б) между максимумом и минимумом активности Солнца для января. При реализации численных сценариев изменения радиации вводились в радиационный блок нагрева модели ARM. Эти результаты, как и многие зарубежные аналоги, качественно отражают наблюдаемый эффект [Брасье, Соломон, 1987], но требуют дальнейшей проработки с учётом новейших данных измерений состава атмосферы и излучения Солнца.



**Рис. 6.** Изменения температуры [K] (а) и скорости зонального ветра [м/с] (б) для января в цикле активности Солнца (расчёт по модели общей циркуляции ARM)

## 2.2. Моделирование воздействия протонных вспышек на полярную атмосферу

Различными группами был выполнен цикл работ по фотохимическому моделированию отклика озона на солнечное протонное событие (СПС) различной мощности [Funke et al., 2011; Jackman et al., 2001; Krivolutsky et al., 2006]. Ниже представлены результаты расчётов воздействия солнечных протонов в период одной из наиболее сильных вспышек 23-го ЦСА 14 июля 2000 г. (рис. 7).

Для расчёта скоростей ионизации частицами использовались данные спутника GOES-10 в различных (интегральных) каналах энергий (>5, >10, >30, >50, >100, >370, >480, >640 МэВ) и методика [Vitt, Jackman, 1996]. Считалось, что внутри полярной шапки это поле попадающих частиц (и, следовательно, ионизации) изотропно. На рис. 7 представлены рассчитанные в модели изменения (в [%]) содержания озона, вызванные СПС 14 июля 2000 г. для северной полярной области на 70° с. ш., а также результаты обработки наблюдений спутника UARS (прибор HALOE) [Куколева и др., 2010]. Из рисунка видно, что озон в верхней стратосфере и мезосфере практически полностью разрушен (рис. 7а), что подтверждается анализом наблюдений (рис. 7б).

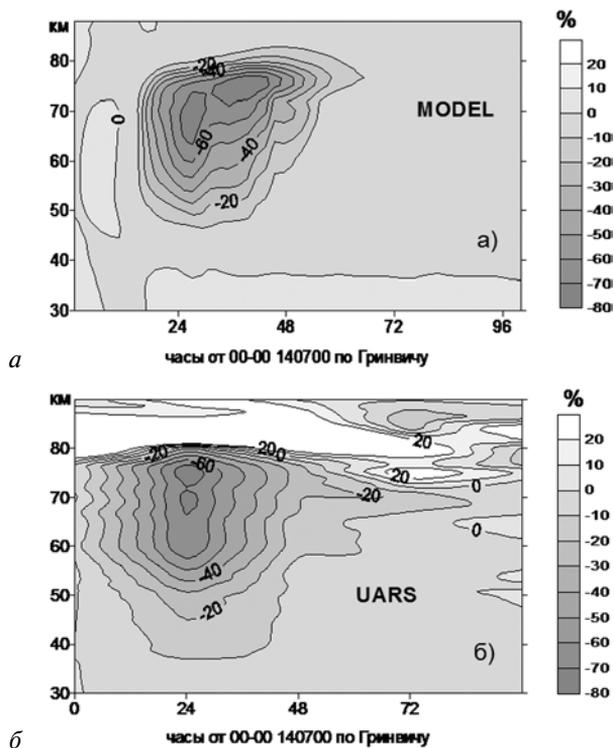


Рис. 7. Уменьшение [O<sub>3</sub>] [%] в результате СПС 14.07.2000 г., 70° с. ш.: а — по спутниковым данным UARS [Куколева и др., 2010]; б — по модельным расчётам ARM

### 3. ВОЗМОЖНОСТИ МОНИТОРИНГА ОПТИЧЕСКОГО ИЗЛУЧЕНИЯ АТМОСФЕРЫ ЗЕМЛИ И СОЛНЦА С МИКРОСПУТНИКОВ С ПОМОЩЬЮ СОВРЕМЕННЫХ ДЕТЕКТОРОВ

Для малых спутников характерны малая масса аппарата, низкая стоимость, быстрая реализация проекта. Важным преимуществом, снижающим стоимость проекта, является возможность попутного запуска, как одного, так и серии из нескольких спутников в качестве попутного груза. Серия спутников повышает надёжность выполнения проекта за счёт возможности перераспределения задачи вышедшего из строя спутника на оставшиеся спутники непосредственно в ходе эксперимента. Другой важной особенностью серии спутников является возможность вести синхронные измерения в нескольких точках Земли и отслеживать пространственную динамику процессов в атмосфере.

Основное требование к аппаратуре, предназначенной для таких спутников, является её универсальность, надёжность, малая масса и мощность потребления. При круглосуточном непрерывном наблюдении вариаций свечения и вспышечной активности атмосферы требуется измерительная аппаратура с широким диапазоном измерений, превышающим пять порядков, что необходимо при изменении освещённости атмосферы на дневной и ночной стороне орбиты, а временное разрешение — от нескольких наносекунд до нескольких минут в зависимости от временных характеристик вспышек. При длительных измерениях должна обеспечиваться долговременная стабильность аппаратуры в пределах точности измерений.

Одним из таких приборов, который соответствует отмеченным выше требованиям, является детектор ультрафиолетового и инфракрасного излучения, разработанный в НИИЯФ МГУ [Garipov et al., 2005]. В базовой версии детектор имеет массу менее 500 г, потребляет менее 2,5 Вт, содержит четыре канала для регистрации излучений в диапазоне от 115 до 850 нм. В качестве фотосенсоров используются фотоэлектронные умножители (ФЭУ), охваченные системой автоматической регулировки усиления, которая удерживает детектор в линейном режиме во всём диапазоне освещённостей, как на ночной, так и на дневной стороне орбиты. При максимальном усилении чувствительность детектора начинается с нескольких фотоэлектронов. Полоса пропускания фотосенсоров определяется свойствами ФЭУ и светофильтрами. При мониторинге прямого излучения Солнца для ослабления и рассеяния света используются сферы Ульбрихта для каждого ФЭУ.

С помощью двух таких детекторов, один из которых ориентирован на Землю, а другой — на Солнце, возможны одновременные наблюдения со спутников с солнечно-синхронной орбитой оптических явлений и на Солнце и в атмосфере Земли.

Другой интересной особенностью предлагаемого детектора, является то, что в универсальной комплектации, кроме излучения атмосферы, можно регистрировать излучение сцинтилляционного кристалла или пластика при мониторинге гамма-излучений или заряженных частиц космических излучений так, как это было сделано на микроспутнике «Татьяна-2» [Vedenkin et al., 2011].

Следует отметить работы, ведущиеся в НИИЯФ МГУ, по созданию приборов для регистрации корпускулярной ионизирующей радиации. Датчики, измеряющие корпускулярные потоки, были установлены на нескольких космических аппаратах (включая малые спутники) и хорошо себя зарекомендовали. Обзор этих работ был сделан на 40-й Ассамблее КОСПАР в Москве в 2014 г. [Myagkova, Krivolutsky, 2014].

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Авторы надеются, что представленный материал в достаточной степени иллюстрирует уже имеющийся отечественный потенциал для решения задач в области солнечно-атмосферных связей. Одной из таких задач является, по мнению авторов, мониторинг изменений атмосферных параметров (в том числе озона и других малых газовых составляющих атмосферы), основанный на непрерывных измерениях потоков солнечной электромагнитной радиации и корпускулярных потоков различной природы, которые могут оперативно вводиться в имеющиеся глобальные численные модели атмосферы Земли. Создание компактных отечественных приборов позволило бы подойти вплотную к осуществлению моделирования отклика на изменения этой радиации с помощью численных моделей. Важную роль могут играть созданные численные модели.

Авторы сознательно сопроводили текст достаточно обширной библиографией, давая возможность читателю шире познакомиться с этой современной и быстро развивающейся областью солнечно-земной физики.

## ЛИТЕРАТУРА

- [Брасье, Соломон, 1987] *Брасье Г., Соломон С.* Аэрономия средней атмосферы. Л.: Гидрометеоздат, 1987. 413 с.
- [Криволицкий, Репнев, 2009] *Криволицкий А. А., Репнев А. И.* Воздействие космических факторов на озоносферу Земли. М.: ГЕОС, 2009.
- [Криволицкий и др., 2012] *Криволицкий А. А., Вьюшкова Т. Ю., Виссинг М., Черепанова Л. А., Захаров Г. Р.* Трёхмерное моделирование изменений в атмосфере Земли, вызванных солнечной активностью // Солнечно-земная физика. 2012. Т. 21.
- [Криволицкий и др., 2015а] *Криволицкий А. А., Вьюшкова Т. Ю., Черепанова Л. А., Куколева А. А., Репнев А. И.* Трёхмерная глобальная фотохимическая модель CHARM. Учёт вклада солнечной активности // Геомагнетизм и аэрономия. 2015. Т. 55. № 1. С. 64–93.
- [Криволицкий и др., 2015б] *Криволицкий А. А., Черепанова Л. А., Вьюшкова Т. Ю., Репнев А. И.* Трёхмерная глобальная численная фотохимическая модель CHARM-I. Учёт процессов области D ионосферы // Геомагнетизм и аэрономия. 2015. Т. 55. № 3.
- [Куколева и др., 2010] *Куколева А. А., Криволицкий А. А., Ондрашкова А.* Изменения химического состава атмосферы в полярных областях Земли после протонной вспышки на Солнце 14 июля 2000 г. (фотохимическое моделирование) // Космич. исслед. 2010. Т. 48. № 1. С. 58–71.

- [Ball et al., 2011] *Ball W. T., Unruh Y. C., Krivova N. A., Solanki S., Harder J. W.* Solar irradiance variability: a six-year comparison between SORCE observations and the SATIRE model // *Astron. Astrophys.* 2011. V. 530. A71. doi: 10.1051/0004-6361/201016189.
- [DeLand, Cebula, 2012] *DeLand M. T., Cebula R. P.* Solar UV variations during the decline of Cycle 23 // *J. Atmospheric and Solar-Terrestrial Physics.* 2012. V. 77. P. 225–234. doi: 10.1016/j.jastp.2012.01.007
- [Dewitte et al., 2004] *Dewitte S., Crommelynck D., Mekaoui S., Joukoff A.* Measurement and uncertainty of the long-term total solar irradiance trend // *Sol. Phys.* 2004. V. 224. P. 209–216. doi: 10.1007/s11207-005-5698-7.
- [Ermolli et al., 2013] *Ermolli I. K., Matthes T., Dudok de Wit et al.* Recent variability of the solar spectral irradiance and its impact on climate modeling // *Atmospheric Chemistry and Physics.* 2013. V. 13. P. 3945–3977. doi: 10.5194/acp-13-3945-2013.
- [Fabian et al., 1979] *Fabian P., Pyle J. A., Wells R. J.* The August 1972 solar proton event and the atmospheric ozone layer // *Nature.* 1979. V. 277. P. 458–460.
- [Fröhlich, 2006] *Fröhlich C.* Solar irradiance variability since 1978: Revision of the PMOD composite during solar cycle 21 // *Space Sci. Rev.* 2006. V. 125. P. 53–65. doi: 10.1007/s11214-006-9046-5.
- [Garipov et al., 2005] *Garipov G. K., Khrenov B. A., Panasyuk M. I., Tulupov V. I., Shirokov A. V., Yashin I. V., Salazar U. I.* UV radiation from the atmosphere: Results of the MSU “Tatiana” satellite measurements // *Astroparticle Physics.* 2005. V. 24. P. 400–408.
- [Gray et al., 2010] *Gray L. J. et al.* Solar influences on climate // *Rev. Geophys.* 2010. V. 48. Iss. 4. RG4001. doi: 10.1029/2009RG000282.
- [Funke et al., 2011] *Funke B., Baumgaertner A., Calisto M., Egorova T., Jackman C. H., Kieser J., Krivolutsky A., Lopez-Puertas M., Marsh D. R., Reddmann T., Rozanov E., Salmi S.-M., Sinnhuber M., Stiller G. P., Verronen P. T., Versick S., von Clarmann T., Vyushkova T. Y., Wieters N., Wissing J. M.* Composition changes after the “Halloween” solar proton event: the High Energy Particle Precipitation in the Atmosphere (HEPPA) model versus MIPAS data intercomparison study // *Atmos. Chem. Phys.* 2011. V. 11. P. 9089–9139. URL: [www.atmos-chem-phys.net/11/9089/2011/](http://www.atmos-chem-phys.net/11/9089/2011/) doi: 10.5194/acp-11-9089-2011.
- [Haigh, 2003] *Haigh J. D.* The effects of solar variability on the Earth’s climate // *Philos. Trans. R. Soc. London.* 2003. Ser. A. V. 361. P. 95–111. doi: 10.1098/rsta.2002.1111.
- [Haigh et al., 2010] *Haigh J. D., Winning A. R., Toumi R., Harder J. W.* An influence of solar spectral variations on radiative forcing of climate // *Nature.* V 467. Iss. 7316. P. 696–699.
- [Jackman et al., 2001] *Jackman C., McPeters R. D., Labow G. J., Fleming E. L.* Northern Hemisphere atmospheric effects due to the July 2000 solar proton event // *Geophys. Res. Lett.* 2001. V. 28. No. 15. P. 2883–2886.
- [Krivolutsky et al., 2006] *Krivolutsky A. A., Klyuchnikova A. V., Zakharov G. R., Vyushkova T. Yu., Kuminov A. A.* Dynamical response of the middle atmosphere to solar proton event of July 2000: Three-dimensional model simulations // *Advances in Space Research.* 2006. V. 37. P. 1602–1613.
- [Lean, DeLand, 2012] *Lean J. L., DeLand M. T.* How Does the Sun’s Spectrum Vary? // *J. Climate.* 2012. V. 25. P. 2555–2560. doi: 10.1175/JCLI-D-11-00571.1.
- [Matthew et al., 2012] *Matthew T. et al.* Solar UV variations during the decline of the cycle 23 // *J. Atmos. Solar-Terr. Phys.* 2012. V. 77 P. 225–234.
- [Myagkova, Krivolutsky, 2014] *Myagkova I., Krivolutsky A.* Measurements of SEP events during 23 and 24 solar cycles by polar w altitude Russian space missions: use for calculations of ozone layer response: abstr. // 40<sup>th</sup> COSPAR Scientific Assembly.

- 2–10 August 2014, Moscow, Russia. Abstr. C2.3-8-14. URL: <http://adsabs.harvard.edu/abs/2014cosp...40E2210M>.
- [Paganan et al., 2011] *Paganan J., Harder J. W., Weber M., Floyd L. E., Burrows J. P.* Intercomparison of SCIAMACHY and SIM vis-IR irradiance over several solar rotational timescales // *Astron. Astrophys.* 2011. V. 528. A67. doi: 10.1051/0004-6361/201015632.
- [Porter et al., 1976] *Porter H. S., Jackman C. Green A. E. S.* Efficiencies for production of atomic nitrogen and oxygen by relativistic proton impact in air // *J. Chem. Phys.* 1976. V. 65. P. 154.
- [Rottman et al., 2001] *Rottman G., Woods T., Snow M., DeToma G.* The solar cycle variation in ultraviolet irradiance // *Adv. Space Res.* 2001. V. 27. No. 12. P. 1927–1933
- [Solomon, Crutzen, 1981] *Solomon S., Crutzen P.* Analysis of the August 1972 solar proton event including chlorine chemistry // *J. Geophys. Res.* 1981. V. 86. P. 1140–1151.
- [Soukharev, Hood, 2006] *Soukharev B. E., Hood L. L.* Solar cycle variation of stratospheric ozone: Multiple regression analysis of long-term satellite data sets and comparisons with models // *J. Geophys. Res.* 2006. V. 111. D20314.
- [Unruh et al., 2012] *Unruh Y. C., Ball W. T., Krivova N. A.* Solar Irradiance Models and Measurements: A Comparison in the 220–240 nm wavelength band // *Surveys in Geophysics.* 2012. V. 33. P. 475–481. doi: 10.1007/s10712-011-9166-7.
- [Vedenkin et al., 2011] *Vedenkin N. N., Garipov G. K., Klimov P. A., Klimenko V. V., Mareev E. A., Martinez O., Morozenko V. S., Park I., Panasyuk M. I., Ponce E., Salazar H., Tulupov V. I., Khrenov B. A., Yashin I. V.* Atmospheric ultraviolet and red-infrared flashes from Universitetsky-Tatiana-2 satellite data // *J. Experimental and Theoretical Physics.* 2011. V. 113. No. 5. P. 781–790.
- [Vitt, Jackman, 1996] *Vitt F. M., Jackman C. H.* A comparison of sources of odd nitrogen production from 1974 through 1993 in the Earth's middle atmosphere as calculated using a two-dimensional model // *J. Geophys. Res.* 1996. V. 101. P. 6729–6739.
- [Willson, Mordvinov, 2003] *Willson R. C., Mordvinov A. V.* Secular total solar irradiance trend during solar cycles 21–23 // *Geophys. Res. Lett.* 2003. V. 30(5). 1199. doi: 10.1029/2002GL016038.
- [Zadorozhny et al., 1994] *Zadorozhny A. V., Kiktenko V. N., Kokin G. A., Chizhov A. F., Shtirkov O. V.* Middle atmosphere response to the solar proton events of October 1989 using the results of rocket measurements // *J. Geophys. Res.* 1994. V. 99. P. 21 059–21 069.

## ON THE POSSIBILITY OF USING OBSERVATIONS WITH SMALL SATELLITES AND NUMERICAL MODELS FOR MONITORING THE RESPONSE OF THE ATMOSPHERE TO EXTERNAL IMPACT

*A. A. Krivolutsky<sup>1</sup>, A. A. Kukoleva<sup>2,1</sup>, T. Yu. Vyuskova<sup>1</sup>, L. A. Cherepanova<sup>1</sup>, G. K. Garipov<sup>3</sup>*

<sup>1</sup> Central Aerological Observatory (CAO)

<sup>2</sup> Moscow State Technical University of Civil Aviation (MSTU CA)

<sup>3</sup> Skobeltsyn Institute of Nuclear Physics, Lomonosov Moscow State University

The concept of research and monitoring of solar-atmospheric relationships based on continuous measurements of the fluxes of solar electromagnetic radiation and corpuscular streams of different nature and composition of the atmosphere is proposed. These data can be entered in the global numerical models of the Earth's atmosphere, and the results will allow the prediction mode changes of the atmosphere, its dynamics in the altitude range 10...130 km, will create new

opportunities for studying mechanisms of solar-atmospheric relationships. Currently there is no satellite measurements of solar electromagnetic radiation in Russia, which is required to solve this problem. This paper presents a brief overview of the status of the issue.

*Keywords:* Solar-atmosphere relationships, cycle of the solar activity, observations from satellite, atmospherical ozone.

---

**Krivolutsky** Alexei Alexandrovich — head of laboratory, PhD, krivolutsky@mail.ru

**Kukoleva** Anna Alexandrovna — researcher, PhD, a.kukoleva@mstuca.aero

**Vyuskova** Tatyana Yurievna — leading researcher, Tatyanyuskova@rambler.ru

**Cherepanova** Lidiya Alexandrovna — senior researcher, cherepanova2010146@rambler.ru

**Garipov** Gali Karymovich — senior researcher, ggkmsu@yandex.ru

## СОЗДАНИЕ ГРУППИРОВКИ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДЛЯ ОСУЩЕСТВЛЕНИЯ РАДИАЦИОННОГО МОНИТОРИНГА В ОКОЛОЗЕМНОМ КОСМИЧЕСКОМ ПРОСТРАНСТВЕ

*М. И. Панасюк<sup>1</sup>, И. В. Яшин<sup>1</sup>, И. А. Брильков<sup>1</sup>, Н. А. Власова<sup>1</sup>, В. В. Калегает<sup>1</sup>,  
А. С. Ковтюх<sup>1</sup>, В. И. Оседло<sup>1</sup>, М. В. Подзолко<sup>1</sup>, В. И. Тулунов<sup>1</sup>, В. М. Рябиков<sup>2</sup>,  
М. В. Туманов<sup>2</sup>*

<sup>1</sup> Научно-исследовательский институт ядерной физики им. Д. В. Скобельцына Московского государственного университета им. М. В. Ломоносова (НИИЯФ МГУ)

<sup>2</sup> Открытое акционерное общество (ОАО) «Научно-исследовательский институт электромеханики» (НИИЭМ)

Потоки ионизирующих излучений в околоземном космическом пространстве варьируются на порядки величины, поэтому имеющиеся усреднённые эмпирические модели радиационных поясов Земли не всегда могут служить для оценки радиационных условий на орбитах. НИИЯФ МГУ совместно с НИИЭМ ведут разработку группировки малых спутников для оперативного мониторинга радиационных условий в околоземном космическом пространстве. Несколько малых космических аппаратов должны быть выведены на разные круговые или эллиптические орбиты, измерять пространственно-энергетическое распределение потоков энергичных протонов и электронов в околоземном пространстве и оперативно передавать данные измерений на Землю через спутниковые системы ретрансляции данных. На данном этапе рассматриваются, просчитываются и отбираются оптимальные варианты орбит космических аппаратов группировки, а также состава и размещения измерительной аппаратуры.

Разработка ведётся в рамках 1-го этапа научно-исследовательской работы по контракту между Министерством образования и науки РФ и МГУ № RFMEFI60414X0127. Соисполнитель: НИИЭМ. Индустриальный партнёр: ВНИИЭМ (Всероссийский научно-исследовательский институт электромеханики имени А. Г. Иосифьяна).

*Ключевые слова:* малый космический аппарат, радиационные пояса Земли, спектрометр протонов и электронов, орбиты спутников.

---

**Панасюк** Михаил Игоревич — директор, доктор физико-математических наук, профессор, panasyuk@sinp.msu.ru

**Яшин** Иван Васильевич — заведующий отделом космических излучений, кандидат физико-математических наук, ivn@eas.sinp.msu.ru

**Брильков** Иван Анатольевич — младший научный сотрудник, nomad@srd.sinp.msu.ru

**Власова** Наталия Андреевна — старший научный сотрудник, кандидат физико-математических наук, nav19iv@gmail.com

**Калегает** Владимир Владимирович — заведующий отделом оперативного космического мониторинга, доктор физико-математических наук, klg@dec1.sinp.msu.ru

**Ковтюх** Александр Семёнович — старший научный сотрудник, кандидат физико-математических наук, kovtyukhas@mail.ru

**Оседло** Владислав Ильич — заместитель директора по научной работе, кандидат физико-математических наук, osedlo@mail.ru

**Подзолко** Михаил Владимирович, научный сотрудник, spacerad@mail.ru

**Тулунов** Владимир Иванович — ведущий научный сотрудник, кандидат физико-математических наук, tulupov@taspd.sinp.msu.ru

**Рябиков** Виктор Михайлович — главный конструктор систем управления движением, кандидат технических наук

**Туманов** Михаил Владимирович — начальник центра научно-технического и информационного обеспечения, mikhael.tumanov@niiem.ru

## **ВВЕДЕНИЕ**

Увеличение срока функционирования космических аппаратов (КА) на околоземных орбитах и использование в их составе элементов, чувствительных к воздействию ионизирующих излучений, ставит в повестку дня необходимость проведения непрерывного мониторинга состояния космической среды, так как существующих модельных представлений не всегда достаточно для прогноза радиационного воздействия на бортовые системы КА. Измерения космической радиации на спутниках за предыдущие годы показали, что все виды космических излучений испытывают значительные (на порядки величины) вариации, обусловленные солнечной активностью и геомагнитными возмущениями. Основными задачами проектируемой спутниковой группировки и наземного центра данных являются:

- оперативная оценка уровня радиации, в основном потоков захваченных электронов с энергиями от десятков килоэлектронвольт до  $\sim 10$  МэВ и протонов с энергиями от сотен килоэлектронвольт до сотен мегаэлектронвольт радиационных поясов Земли, а также энергичных частиц от солнечных вспышек для широкого диапазона используемых орбит;
- апробация и уточнение существующих и разработка новых, в том числе динамических, моделей пространственно-энергетического распределения потоков энергичных заряженных частиц в окрестности Земли;
- получение экспериментальных данных для решения проблем физики магнитосферы Земли.

## **1. АКТУАЛЬНЫЕ МНОГОСПУТНИКОВЫЕ ГРУППИРОВКИ С БЛИЗКИМИ ЗАДАЧАМИ**

В СССР ещё в 1960-х гг. под руководством директора НИИЯФ МГУ академика С. Н. Вернова началась работа над созданием сети спутников для мониторинга космической радиации; в основу легли измерения на специализированных искусственных спутниках Земли (ИСЗ) на эллиптических орбитах серий «Электрон» и «Прогноз», и серийных спутниках связи «Молния» и «Космос». В настоящее время аппаратура НИИЯФ для измерений потоков заряженных частиц устанавливается на специализированные научно-исследовательские ИСЗ серий «Метеор», «КОРОНАС» (низкоорбитальные), «Электро» (геостационарные), а также спутники навигационной системы ГЛОНАСС (глобальная навигационная спутниковая система).

Из существующих многоспутниковых систем мониторинга космической радиации необходимо отметить систему наблюдений американского агентства NOAA (National Oceanic and Atmospheric Administration), действующую с 1970-х гг., в которой для геофизических целей используются КА серии POES (Polar-orbiting Operational Environmental Satellite) на низких полярных орбитах и геостационарные ИСЗ серии GOES (Geostationary Operational Environmental Satellite). В данный момент одновременно функ-

ционируют три-четыре КА POES и 2 КА GOES. В 2012 г. на высокоэллиптическую околоэкваториальную орбиту были выведены два КА NASA (National Aeronautics and Space Administration) Van Allen Probes, предназначенных для изучения структуры и характеристик радиационных поясов. КА стабилизированы вращением вокруг оси, направленной на Солнце, что даёт возможность измерений пичч-углового распределения потоков частиц. Также можно отметить китайско-европейский проект DOUBLE STAR. Два КА TC-1 и TC-2 были выведены в 2004 г. на высокоэллиптические околоэкваториальную и полярную орбиты для исследований динамических процессов в магнитосфере.

На каждой из серий указанных спутников установлена идентичная аппаратура для измерений потоков плазмы и энергичных электронов и ионов с энергиями вплоть до единиц и сотен мегаэлектронвольт соответственно, магнитного и электрического полей и волн.

Технические достижения в области уменьшения размеров и энергопотребления управляющих и электронных систем позволяют создавать всё более совершенные спутники малого размера.

В МГУ реализуется программа создания малых космических аппаратов (МКА). В 2005 и 2009 гг. состоялись успешные запуски КА «Университетский-Татьяна» и «Университетский-Татьяна-2» массой 31,6 и 90 кг соответственно на низкие околополярные орбиты с целью изучения влияния солнечной и геомагнитной активности на радиационную обстановку, а также ультрафиолетовых свечений в атмосфере Земли [Садовничий и др., 2007, 2011]. В частности, КА «Университетский-Татьяна», проработавший на орбите более 2 лет, имел на борту детектор электронов с энергиями от 0,04 до  $>18$  МэВ и протонов с энергиями от 0,8 до  $>100$  МэВ.

Можно отметить группировку из пяти малых спутников NASA THEMIS (Time History of Events and Macroscale Interactions during Substorms) массой 77 кг, запущенных в 2007 г. на околоэкваториальные высокоэллиптические орбиты для изучения геомагнитных бурь и имевших на борту, в том числе, два разнонаправленных детектора энергичных электронов и протонов с энергиями вплоть до нескольких мегаэлектронвольт.

В ближайшие годы планируются запуски новых серий спутников для изучения космической среды.

Нужно отметить, что ни одна из существующих спутниковых группировок не удовлетворяет в полной мере задаче оперативного мониторинга радиационных условий в околоземном пространстве.

## 2. МОДЕЛИ РАДИАЦИОННЫХ ПОЯСОВ

Сегодня для оценки радиационных условий на орбитах ИСЗ используются созданные на основе спутниковых измерений усреднённые эмпирические модели пространственно-энергетического распределения потоков протонов и электронов радиационных поясов Земли. Наиболее известны американские модели AP8 и AE8 [Sawyer, Vette, 1979; Vette, 1991] (рис. 1); в настоящее время разрабатываются новые модели AP9 и AE9 [Ginet et al., 2013]. В НИИЯФ МГУ также разработаны модели радиационных поясов

Земли [Гецелев и др., 1991; Панасюк и др., 1983а, б], которые легли в основу отечественных стандартов [ГОСТ 25645.138-86; ГОСТ 25645.139-86; ОСТ 134-1034-2003].

Однако реальные потоки заряженных частиц в окрестности Земли даже в спокойных условиях испытывают весьма значительные вариации, связанные с солнечной активностью, изменением магнитного поля Земли и плотности верхней атмосферы. На рис. 2 показаны вариации потоков релятивистских электронов по измерениям на КА серий GOES и «КОРОНАС» с 1994 по 2011 г. [Мягкова, 2011]. Как видно из графика, вариации значений потоков электронов по измерениям этих спутников составляют более двух порядков величины.

Ещё более значительное изменение потоков может происходить краткосрочно во время магнитосферных возмущений.

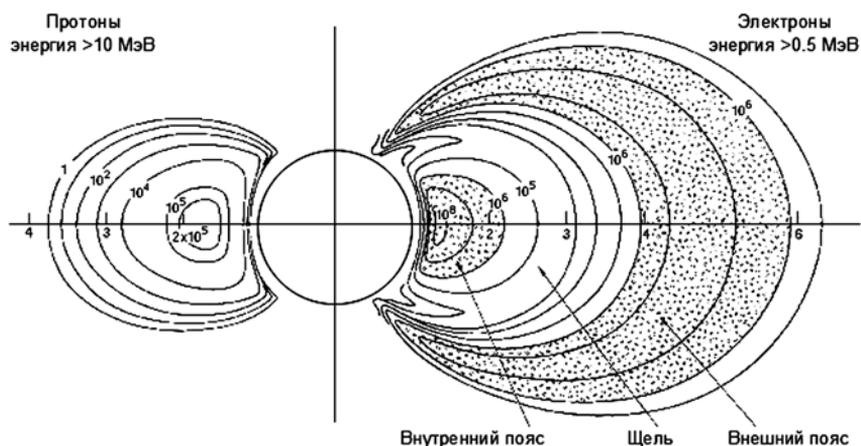


Рис. 1. Потоки протонов с энергией >10 МэВ и электронов с энергией >0,5 МэВ по моделям AP8 и AE8 в плоскости магнитного меридиана

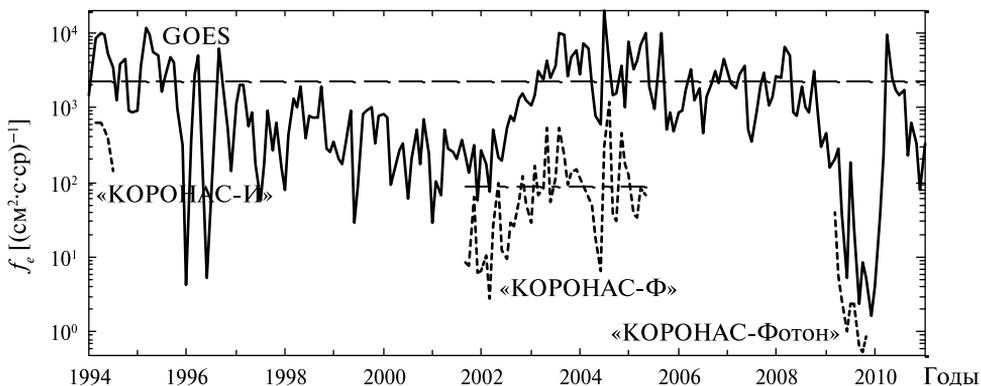


Рис. 2. Среднемесячные потоки электронов с энергиями >2 МэВ на КА серий GOES и >1...1,5 МэВ на КА серий «КОРОНАС» с 1994 по 2011 г. Пунктиром показаны средние значения потоков на орбитах этих ИСЗ по модели AE8 для активной фазы солнечного цикла

Кроме того, после сильных геомагнитных бурь неоднократно наблюдалось образование новых мощных радиационных поясов, которые затем могут существовать в течение времени до нескольких недель или месяцев [Mullen et al., 1991].

Таким образом, реальная картина потоков энергичных электронов и протонов может существенно отличаться от той, которую дают имеющиеся модели радиационных поясов Земли. Это обуславливает необходимость оперативного спутникового мониторинга условий на орбитах ИСЗ.

### 3. ВАРИАНТЫ КОНФИГУРАЦИИ ОРБИТ И ДЕТЕКТОРОВ

Для описания пространственного распределения потоков частиц в радиационных поясах используются  $L, B$ -координаты [McIlwain, 1966]. Параметр  $L$  для дипольного магнитного поля представляет собой расстояние в радиусах Земли от центра диполя до вершины силовой линии в плоскости магнитного экватора. Он задаёт дрейфовую оболочку движения частиц.  $B$  — индукция магнитного поля. Идея создаваемой группировки — предоставлять оперативные измерения, при помощи которых можно рассчитывать значения потоков в любой точке данной  $L$ -оболочки в зависимости от  $B$  (высотный ход потоков), *тем самым рассчитывать потоки для произвольной орбиты.*

**3.1.** Первая рассмотренная нами идея — измерения зависимости потоков от угла к силовой линии (питч-угловое распределение) узконаправленным детектором за счёт вращения КА. Используя их, по теореме Лиувилля можно рассчитать потоки вдоль силовой линии в области больших значений  $B$ , а для меньших  $B$  экстраполировать высотный ход с некоторой погрешностью, используя степенную зависимость. Направление магнитной силовой линии в данной точке должно проходить близко к плоскости вращения детектора для охвата в том числе малых питч-углов, что нужно для пересчёта потоков на низкие орбиты.

Можно выбрать вытянутую экваториальную орбиту с высотой апогея 4...6 радиусов Земли для охвата орбит типа ГЛОНАСС/GPS и геостационарной. При этом нужна ориентация КА достигается его вращением вокруг оси, направленной на Солнце. Такую орбиту имели, например, КА Explorer-45 и Van Allen Probes. Минусом является большой период орбит и высокая стоимость запуска.

Для неэкваториальных орбит высота может быть снижена вплоть до ~8000 км. Однако при этом необходима активная ориентация КА по магнитному полю, одновременно с его вращением и ориентацией солнечных батарей. Это очень сложная техническая задача.

Кроме указанных проблем, надо отметить сложность детальных питч-угловых измерений потоков как таковых. Необходимо выполнять измерения узконаправленным детектором в течение интервалов времени <100...200 мс. При этом скорости счёта будут малы, особенно для малых питч-углов и мегаэлектронвольтных энергий. Это внесёт значительный «статистический шум» в результаты измерений.

**3.2.** Подход, который взят нами за основу, — измерения всенаправленных потоков в нескольких точках каждой  $L$ -оболочки. Для остальных точек данной  $L$ -оболочки высотный ход потоков будет рассчитываться путём интерполяции и экстраполяции с использованием известных эмпирических закономерностей.

Пересечение  $L$ -оболочки в нескольких разных точках можно обеспечить выводом нескольких КА на разные орбиты. Такой вариант спутниковой группировки, включающий три ИСЗ на круговых орбитах: солнечно-синхронных на высотах  $\sim 650$  и  $1700$  км и на орбите высотой  $8000$  км и наклонением  $60^\circ$ , показан на рис. 3а.

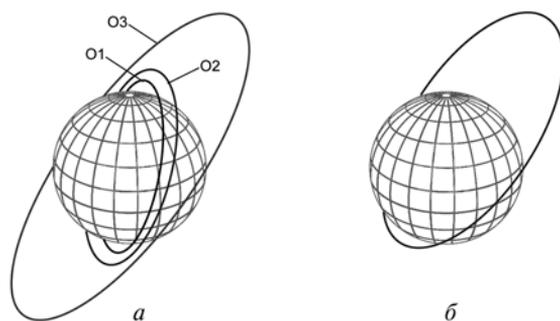
На рис. 4 показаны области, в которых эти орбиты пересекают радиационные пояса электронов и протонов на разных  $L$ -оболочках. На графиках видна характерная форма высотного хода: область медленного степенного уменьшения потоков для малых  $B$ , «завал» потоков на низких высотах и промежуточная область на высотах  $1500\dots 2000$  км. Орбиты О3, О1 и О2 выбраны таким образом, чтобы пересекать  $L$ -оболочки в соответствующих трёх областях. Это важно для точности интерполяции высотного хода потоков на  $L$ -оболочках.

К минусам данной схемы группировки можно отнести её низкую устойчивость к потере одного из спутников.

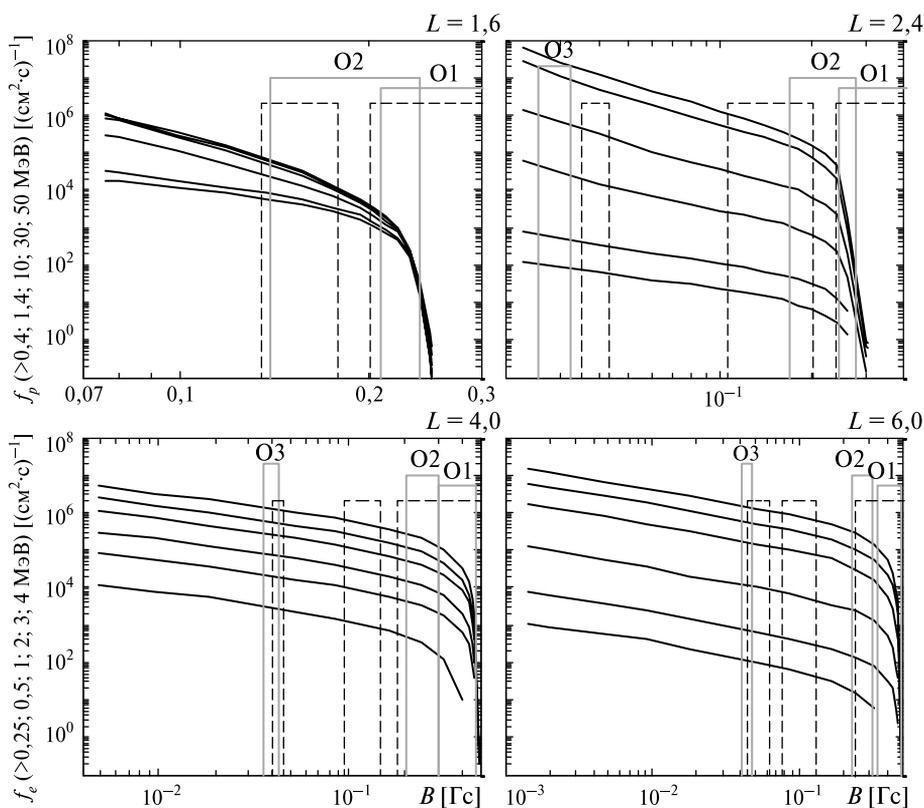
Альтернативный вариант — использование эллиптических орбит. На рис. 3б показана такая орбита, имеющая высоты перигея и апогея  $700$  и  $8000$  км, аргумент перигея  $310^\circ$ , наклонение  $63,435^\circ$  и период  $\sim 3$  ч. На рис. 4 пунктиром показаны области, в которых эта орбита пересекает радиационные пояса электронов и протонов на разных  $L$ -оболочках.

На рис. 4 видно, что данная орбита для разных  $L$ -оболочек пересекает все три указанные выше области, где наблюдается разный характер высотного хода. При этом на каждом витке КА будет пересекать  $L$ -оболочки в 2–4 разных точках. Теоретически для рассматриваемой задачи мониторинга радиационных условий достаточно одного спутника на такой орбите. Для увеличения надёжности группировки и частоты измерений можно поместить два-три ИСЗ на эллиптические орбиты с указанными параметрами, но с разной долготой восходящего узла и в разных фазах орбитального движения.

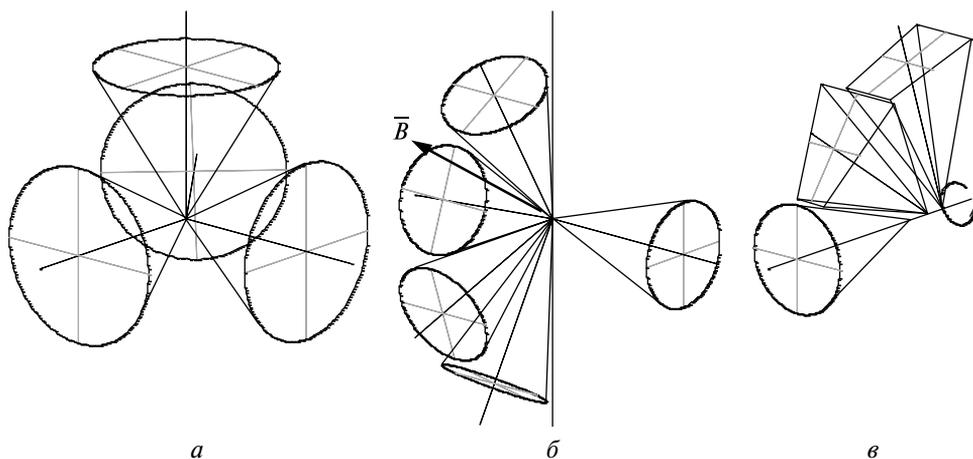
Но для эллиптических орбит существует проблема изменения аргумента перигея. Его скорость в основном определяется 2-й зональной гармоникой гравитационного потенциала Земли и описывается формулой  $d\omega/dt = 4,982(R_3/a)^{3,5}(1 - e^2)^{-2}(5 \cos^2 i - 1)$  град/сут. Как следует из формулы, имеется «стабильное» наклонение  $i = 63,435^\circ$ , при котором уход аргумента перицентра из-за влияния 2-й зональной гармоники отсутствует. Это наклонение и выбрано для нашей орбиты. Но при ошибке в величине наклона на  $0,5^\circ$  уход аргумента перицентра составит  $0,035$  град/сут или  $\sim 40^\circ$  за 3 года. При этом спутники перестанут «видеть» внешний пояс  $L = 4$  и  $6$  на высотах  $< 1500$  км и  $> 6500$  и  $4600$  км соответственно, т. е. функциональность группировки сильно деградирует. При целевом запуске обычно обеспечивается точность лучше  $0,05^\circ$ , но при попутном запуске нескольких ИСЗ она может быть хуже. Даже при условии достаточной точности вывода необходимы более детальные баллистические расчёты.



**Рис. 3.** Варианты группировки, включающей: *a* — три круговые орбиты: солнечно-синхронные с высотой 650 и 1700 км и орбиту с высотой 8000 км и наклоном  $60^\circ$  (обозначены как O1, O2 и O3); *б* — эллиптическую орбиту с высотой перигея и апогея 700 и 8000 км и наклоном  $63,435^\circ$



**Рис. 4.** Высотные ходы потоков протонов с энергиями  $>0,4; 1; 4; 10; 30; 50$  МэВ на  $L = 1,6$  и  $2,4$  по модели AP8 (верхние графики) и электронов с энергиями  $>0,25; 0,5; 1; 2; 3; 4$  МэВ на  $L = 4$  и  $6$  по модели AE8 (нижние). Сплошными вертикальными полосами показаны области, пересекаемые группировкой из трёх ИСЗ на круговых орбитах: солнечно-синхронных с высотами 650 и 1700 км и орбите с высотой 8000 км и наклоном  $60^\circ$  (обозначены как O1, O2 и O3). Пунктирными полосами показаны области, пересекаемые эллиптической орбитой с высотами перигея и апогея 700 и 8000 км, наклоном  $63,435^\circ$  и аргументом перигея  $310^\circ$



**Рис. 5.** Варианты ориентации детекторов: *a* — оси трёх детекторов ориентированы по осям прямоугольной системы координат, ось четвёртого — вдоль главной диагонали; угол апертуры детекторов равен  $60^\circ$ ; *б* — главная ось (вертикальная сплошная линия) ИСЗ цилиндрической формы с солнечными батареями на боковых гранях перпендикулярна плоскости экватора; оси «добавочных» детекторов лежат в плоскости, через которую проходит вектор магнитной силовой линии; ось первого детектора — под прямым углом к этой плоскости и к главной оси спутника; угол апертуры детекторов равен  $35^\circ$ ; *в* — три детектора перекрывают поле зрения, соответствующее «полусферическому сектору»; вращением спутника вокруг оси (сплошная линия) достигается обзор целой полусферы

Помимо выбора орбит, для данной идеологии измерений имеется проблема измерения всенаправленных потоков. При помощи широкоугольного детектора с полем зрения, близким к  $\Omega = 2\pi$ , практически невозможно разделить измерения потоков электронов и протонов.

Выход — использовать несколько детекторов, направленных под разными углами, по данным их измерений аппроксимировать питч-угловое распределение потоков при помощи функции вида  $j \approx \sin^A \alpha$  и затем рассчитывать всенаправленный поток. Данные о питч-угловых распределениях, хотя и менее точные, чем при сканировании пространства узконаправленным детектором за счёт вращения ИСЗ, также позволят улучшить аппроксимацию высотного хода потоков. Важно, чтобы один из детекторов охватывал питч-углы в окрестности  $90^\circ$ , для которых потоки максимальны, а другие детекторы дополнительно измеряли потоки для других питч-углов. Также на борту необходим трёхкомпонентный магнитометр, чтобы иметь данные об ориентации детекторов. На рис. 5 показаны разные возможные варианты конфигурации детекторов.

Можно оптимизировать конфигурацию детекторов с учётом возможности активной трёхосевой ориентации КА, в том числе используя при составлении программы полёта модель магнитного поля IGRF, как предполагается на рис. 5б.

Другой вариант: при помощи двух или трёх детекторов сформировать поле зрения, соответствующее некоторому сектору полусферы, и посредством вращения спутника обеспечить обзор целой полусферы, т.е. про-

странственного угла  $\Omega = 2\pi$  (рис. 5в). При этом обеспечение активной динамической ориентации спутника не требуется.

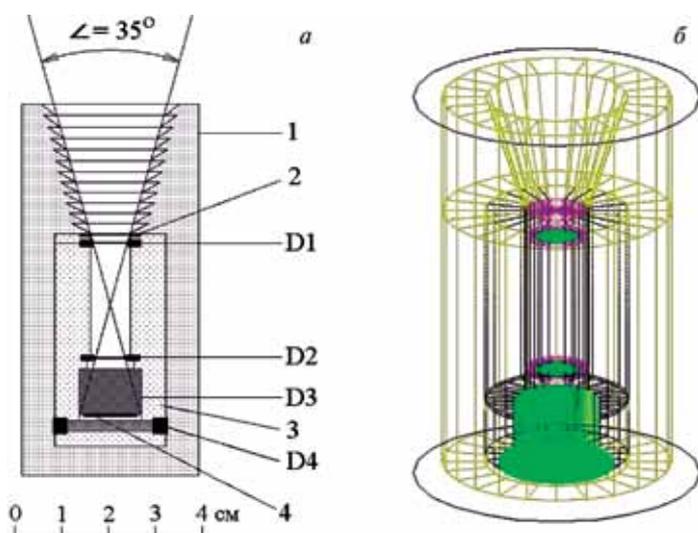
Более тщательный выбор конфигурации орбит ИСЗ и размещения детекторов будет осуществлён при дальнейшей работе над проектом.

#### 4. СПЕКТРОМЕТР ЭНЕРГИЧНЫХ ПРОТОНОВ И ЭЛЕКТРОНОВ

Спектрометр протонов и электронов (СПЭ) предназначен для измерений потоков и энергетических спектров энергичных протонов и электронов в космосе [Гецелев и др., 2006]. Данный инструмент является развитием серии приборов, разрабатываемых в НИИЯФ МГУ и установленных на МКА «Университетский-Татьяна», ИСЗ серий «Метеор», «Электро». Крайний из этой серии приборов будет запущен в составе КА «Электро-Л № 2».

Основным элементом является детекторная сборка типа «телескоп», состоящая из нескольких полупроводниковых детекторов (ППД) различной толщины и сцинтилляционного детектора, расположенных соосно один под другим. На рис. 6 показана схема предварительного варианта телескопа СПЭ.

В приборе также находятся электронные логические системы отбора, работающие на принципе совпадений и антисовпадений электрических импульсов. При разработке прибора применяется численное моделирование процессов регистрации потока заряженных частиц методом Монте-Карло при помощи программного комплекса GEANT4.



**Рис. 6.** Схема телескопа (а): 1 — корпус телескопа; 2 — фольга толщиной, эквивалентной 10 мкм кремния; 3 — оргстекло или другой изолятор; 4 — фотодиод; D1 — ППД толщиной 40 мкм и диаметром 8 мм; D2 — ППД толщиной 500 мкм и диаметром 8 мм; D3 — сцинтилляционный детектор высотой 10 мм и диаметром 15 мм; D4 — ППД толщиной 1 мм и диаметром 18...20 мм. Трёхмерная модель для проведения расчётов в GEANT4 (б)

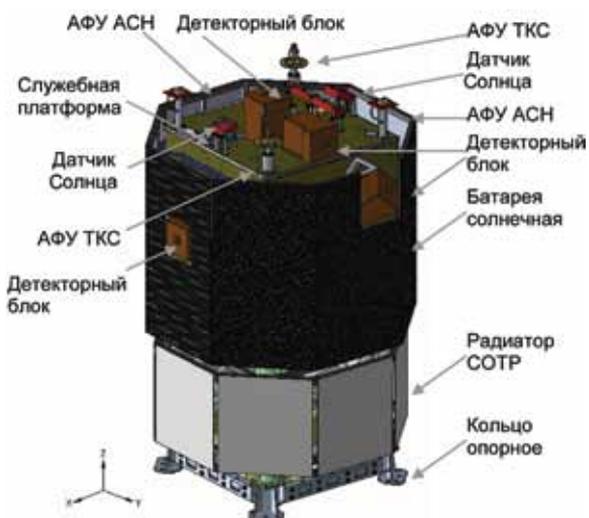
Диапазон энергий регистрируемых электронов: 0,15...10 МэВ, разбит на шесть интервалов: 0,15...0,35; 0,35...0,6; 0,6...1; 1...2; 2...4; 4...10 МэВ. Диапазон энергий регистрируемых протонов: от 2 до >160 МэВ, разбит на восемь интервалов: 2...4; 4...9; 9...15; 15...30; 30...53; 53...100; 100...160 и >160 МэВ. Границы интервалов уточняются в процессе калибровки.

## 5. ДАННЫЕ О КОНСТРУКЦИИ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

На рис. 7 приведён возможный общий вид МКА для мониторинга радиационной обстановки в околоземном пространстве, в варианте использования активной пространственной ориентации.

Некоторые предварительные параметры МКА для мониторинга радиационной обстановки в составе многоярусной группировки:

- срок активного существования не менее 5 лет;
- масса МКА до 100 кг;
- масса аппаратуры радиационного контроля  $\leq 20$  кг;
- потребление аппаратуры радиационного контроля  $\leq 20$  Вт;
- запуск в качестве попутной нагрузки ракетой лёгкого класса; для орбиты с высотой апогея 8000 км — с использованием разгонного блока или собственного компактного электрореактивного двигателя;
- требования по поддержанию параметров орбиты и фазировки МКА: в варианте одиночных круговых орбит не предъявляются; в случае эллиптической орбиты возможно требование поддержания параметров орбиты, фазировка осуществляется во время вывода МКА на орбиту;



**Рис. 7.** Один из вариантов возможного вида МКА для мониторинга радиационной обстановки ОКП в условиях орбитального полёта (СОТР — система обеспечения теплового режима)

- точность ориентации и стабилизации по углу на высотах 300...1000 км не хуже  $5^\circ$ , на высотах 1000...8000 км не хуже  $15^\circ$ ;
- точность ориентации по угловой скорости не хуже 0,01 град/с;
- информационная производительность всей аппаратуры одного МКА  $\leq 10$  МБ/сут;
- средства приёма и передачи информации совместимы со средствами наземных комплексов связи и должны иметь возможность передачи данных через спутники-ретрансляторы — геостационарные серии «Луч», либо низкоорбитальные спутниковые системы связи типа «Глобалстар» и т. д. для оперативной передачи данных измерений.

## ВЫВОДЫ

Измерения космической радиации в предыдущие годы показали, что потоки ионизирующих излучений испытывают значительные (на порядки величины) вариации, обусловленные солнечной активностью и геомагнитными возмущениями. Поэтому использование имеющихся стационарных моделей радиационных поясов Земли недостаточно для оценки радиационных условий на орбитах искусственных спутников Земли.

По этой причине в НИИЯФ МГУ ведётся разработка группировки малых спутников, задачей которой является оперативный мониторинг пространственно-энергетического распределения полей заряженных частиц в околоземном пространстве. Для этих целей несколько малых космических аппаратов будут выведены на несколько круговых орбит или эллиптическую орбиту, где будут измерять потоки энергичных протонов и электронов при помощи нескольких детекторов с разной пространственной ориентацией и оперативно передавать данные измерений на Землю через спутниковые системы ретрансляции данных.

Проанализированы различные варианты орбит спутников и конфигурации детекторов. Приводятся предварительные сведения о параметрах применяемых спектрометров энергичных протонов и электронов и характеристиках проектируемых космических аппаратов.

## ЛИТЕРАТУРА

- [Гецелев и др., 1991] *Гецелев И. В., Гусев А. А., Дарчиева Л. А.* и др. Модель пространственно-энергетического распределения потоков захваченных частиц (протонов и электронов) в радиационных поясах Земли. М.: МГУ, 1991. 241 с.
- [Гецелев и др., 2006] *Гецелев И. В., Тулунов В. И., Щербовский Б. Я.* Прибор для контроля радиационной обстановки на борту космических аппаратов // Вопросы атомной науки и техники. Сер. Физика радиац. воздействия на радиоэлектрон. аппаратуру. 2006. № 3–4. С. 89–91.
- [ГОСТ 25645.138–86] ГОСТ 25645.138–86. Пояса Земли радиационные естественные. Модель пространственно-энергетического распределения плотности потока протонов. М.: Национальные стандарты. 1987. 37 с.

- [ГОСТ 25645.139-86] ГОСТ 25645.138-86. Пояса Земли радиационные естественные. Модель пространственно-энергетического распределения плотности потока электронов. М.: Национальные стандарты. 1987. 37 с.
- [Мягкова, 2011] Мягкова И. Н. Влияние солнечного ветра на динамику и структуру внешнего радиационного пояса Земли — эксперименты на ИСЗ серии «КОРОНАС»: тез. // 6-я Ежегод. конф. «Физика плазмы в солнечной системе». 14–18 февраля 2011. ИКИ РАН, Москва. 2011. С. 68. URL: <http://plasma2012.cosmos.ru/content/prev-conf/>.
- [ОСТ 134-1034-2003] ОСТ 134-1034-2003. Аппаратура, приборы, устройства и обслуживание космических аппаратов. Методы испытаний и оценки стойкости бортовой радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов к воздействию электронного и протонного излучений космического пространства по дозовым эффектам. М.: Национальные стандарты. 2004.
- [Панасюк и др., 1983а] Панасюк М. И., Сосновец Э. Н. и др. Естественные радиационные пояса Земли // Модель космоса. М.: МГУ, 1983. Т. 3. С. 66–91.
- [Панасюк и др., 1983б] Панасюк М. И., Сосновец Э. Н. Интенсивности электронов и протонов в зависимости от L и В // Модель космоса. М.: МГУ, 1983. Т. 3. С. 421–531.
- [Садовничий и др., 2007] Садовничий В. А., Панасюк М. И., Бобровников С. Ю. и др. Первые результаты исследований космической среды на спутнике «Университетский-Татьяна» // Космич. исслед. 2007. Т. 45. № 4. С. 291–305. (= *Sadovnichy V. A., Panasyuk M. I., Bobrovnikov S. Yu.* et al. First results of investigating the space environment onboard the Universitetskii-Tatyana satellite // *Cosmic Research*. 2007. V. 45. No. 4. P. 273–286.)
- [Садовничий и др., 2011] Садовничий В. А., Панасюк М. И., Яшин И. В. и др. Исследование космической среды на микроспутниках «Университетский-Татьяна» и «Университетский-Татьяна-2» // *Астрономич. вестн.* 2011. Т. 45. № 1. С. 5–31. (= *Sadovnichy V. A., Panasyuk M. I., Yashin I. V.* et al. Investigations of the space environment aboard the Universitetsky-Tat'yana and Universitetsky-Tat'yana-2 microsatellites // *Solar System Research*. 2011. V. 45. No. 1. P. 3–29.)
- [Ginet et al., 2013] Ginet G. P., O'Brien T. P., Huston S. L. et al. AE9, AP9 and SPM: new models for specifying the trapped energetic particle and space plasma environment // *Space Science Reviews*. 2013. V. 179. Iss. 1–4. P. 579–615.
- [McIlwain, 1966] McIlwain C. E. Magnetic Coordinates // *Space Science Reviews*. 1966. V. 5. Iss. 5. P. 565–584.
- [Mullen et al., 1991] Mullen E. G., Gussenhoven M. S., Ray K., Violet M. A. A double-peaked inner radiation belt: cause and effect as seen on CRRES // *IEEE Trans. Nuclear Science*. 1991. V. 38. P. 1713–1718.
- [Sawyer, Vette, 1979] Sawyer D. M., Vette J. I. AP-8 Trapped proton environment for solar maximum and solar minimum // National Space Science Data Center, Greenbelt, Md. NSSDC/WDC-A-R&S. 1979. 76–06.
- [Vette, 1991] Vette J. I. The AE-8 Trapped Electron Environment // National Space Science Data Center, Greenbelt, Md. NSSDC/WDC-A-R&S 1991. 1-24.

## DEVELOPMENT OF THE CONSTELLATION OF SMALL SATELLITES FOR NEAR-EARTH'S RADIATION ENVIRONMENT MONITORING

*M. I. Panasyuk<sup>1</sup>, I. V. Yashin<sup>1</sup>, I. A. Brilkov<sup>1</sup>, N. A. Vlasova<sup>1</sup>, V. V. Kalegaev<sup>1</sup>, A. S. Kovtyukh<sup>1</sup>, V. I. Osedlo<sup>1</sup>, M. V. Podzolko<sup>1</sup>, V. I. Tulupov<sup>1</sup>, V. M. Ryabikov<sup>2</sup>, M. V. Tumanov<sup>2</sup>*

<sup>1</sup> Skobeltsyn Institute of Nuclear Physics, Lomonosov Moscow State University (SINP MSU)

<sup>2</sup> Joint Stock Company (JSC) "Scientific Research Institute of Electromechanics"

The fluxes of ionizing radiation in near-Earth's cosmic space vary by orders of magnitude; therefore existing average empirical models of Earth's radiation belts are not always sufficient for estimation of the radiation conditions in spacecraft orbits. Skobeltsyn Institute of Nuclear Physics of Moscow State University jointly with Scientific Research Institute of Electromechanics are developing the constellation of small satellites for operational monitoring of the radiation conditions in near-Earth's space. Several small spacecraft will be launched into different circular or elliptical orbits, measure spatial and energetic distribution of energetic proton and electron fluxes in near-Earth's space and promptly send the data to the ground using the satellite data retranslation systems. On the current stage computations and selection of the optimal satellite orbits and the content and layout of measuring equipment are performed.

*Keywords:* small spacecraft, Earth's radiation belts, spectrometer of protons and electrons, satellite orbits.

**Panasyuk** Mikhail Igorevich — director, doctor of physico-mathematical sciences, professor, panasyuk@sinp.msu.ru

**Yashin** Ivan Vasilievich — head of department, PhD, ivn@eas.sinp.msu.ru

**Brilkov** Ivan Anatolievich — junior researcher, nomad@srd.sinp.msu.ru

**Vlasova** Natalia Andreevna — senior researcher, PhD, nav19iv@gmail.com

**Kalegaev** Vladimir Vladimirovich — head of department, doctor of physico-mathematical sciences, klg@deci.sinp.msu.ru

**Kovtyukh** Alexander Semenovich — senior researcher, PhD, kovtyukhas@mail.ru

**Osedlo** Vladislav Iliyich — deputy director, PhD, osedlo@mail.ru

**Podzolko** Mikhail Vladimirovich — researcher associate, spacerad@mail.ru

**Tulupov** Vladimir Ivanovich — leading researcher, PhD, tulupov@taspd.sinp.msu.ru

**Ryabikov** Victor Mikhailovitch — chief constructor of motion control systems, PhD

**Tumanov** Mikhail Vladimirovich — head of the center of scientific, technical and informational support, mikhail.tumanov@niem.ru

## ПРИМЕНЕНИЕ МИКРО- И НАНОСПУТНИКОВ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЙ ВНЕШНЕЙ МАГНИТОСФЕРЫ И СОЛНЕЧНОГО ВЕТРА

*А. А. Петрукович, Ю. Н. Агафонов, Н. А. Эйсмонт*

Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН)

За последние 30 лет в России, США, Европе, Китае и Японии были запущены несколько десятков спутников для исследований внешней магнитосферы и солнечного ветра. В этой связи, прежде всего, необходимо определить целесообразно ли использование спутников микро- и нанокласса для продолжения таких исследований, так как они могут иметь на борту только существенно меньший набор аппаратуры. Наиболее перспективным представляется использование такого малого спутника как «летающего прибора», сопровождающего основной космический аппарат и проводящего только часть измерений, определяемых конкретной научной задачей. Предлагаются две возможные научные задачи по изучению кинетики ионов и электронов во внешней дневной магнитосфере и солнечном ветре. Также сформулированы требования к служебным системам такого космического аппарата.

Данное исследование было выполнено в рамках научно-исследовательской работы «Магистраль».

*Ключевые слова:* микроспутник, наноспутник, внешняя магнитосфера, солнечный ветер, кинетика плазмы.

### ВВЕДЕНИЕ

Задачи исследований плазмы внешней магнитосферы Земли и солнечного ветра привлекают внимание космических агентств разных стран в течение всей космической эры. Это связано как с важностью этой зоны как части системы солнечно-земных связей, так и с возможностью изучения фундаментальных законов самоорганизации бесстолкновительной плазмы, характерной для широкого круга астрономических объектов. За последние 30 лет в России, США, Европе, Китае и Японии были запущены несколько десятков спутников (проекты ISEE (International Sun-Earth Explorer), AMPTE (Active Magnetospheric Particle Tracer Explorers), ИНТЕРБОЛ, GEOTAIL (Geomagnetic Tail Lab), WIND, POLAR, CLUSTER, DOUBLE STAR, THEMIS (Time History of Events and Macroscale Interactions during Substorms), в 2015 г. — MMS (Magnetospheric Multiscale)). Данные космические аппараты (КА) имели на борту от нескольких десятков до нескольких сотен килограммов научной аппаратуры, измерявшей весь набор параметров плазмы и электромагнитных полей.

С учётом современной тенденции на использование спутников малых размеров, прежде всего, необходимо определить научные задачи, для решения которых использование спутников микро- и нанокласса (далее МНКА) является целесообразным с точки зрения получения новых результатов и с учётом существенно меньшего набора научной аппаратуры на борту. Кроме

---

**Петрукович** Анатолий Алексеевич — заведующий отделом, доктор физико-математических наук, [apetruko@iki.rssi.ru](mailto:apetruko@iki.rssi.ru)

**Агафонов** Юрий Николаевич — главный специалист

**Эйсмонт** Натан Андреевич — ведущий научный сотрудник, кандидат физико-математических наук, [natan-eismont@yandex.ru](mailto:natan-eismont@yandex.ru)

того, с высокоапогейной орбиты из-за слабости бортовой электросистемы (малой площади панелей солнечных батарей) прямая передача на Землю больших потоков информации, характерных для современных проектов, также невозможна. В этой связи наиболее перспективным представляется использование во внешней магнитосфере МНКА как «летающего прибора», сопровождающего основной космический аппарат и проводящего только часть измерений, определяемых конкретной научной задачей. МНКА в данной схеме выполняет особую функцию по измерению необходимых параметров в дополнительной точке пространства, что обеспечивает получение информации о пространственных структурах, недостижимой при использовании только одного спутника. При этом также решается значительная часть технических трудностей применения МНКА на высокоапогейной орбите: он может быть выведен на орбиту вместе с основным спутником, который может быть использован для передачи информации как ретранслятор. Более того, после запуска четвёрок и пятёрок спутников (Cluster, MMS, THEMIS) рассматриваются перспективные проекты с 12–36 спутниками. Применение МНКА в таких системах становится неизбежным, имея в виду ограничения как технического, так и финансового характера.

Таким образом, представляется целесообразным рассмотреть возможные подходы к облику МНКА для исследования внешней магнитосферы и солнечного ветра, с учётом их использования именно как субспутников при основном КА. Необходимо отметить, что микроспутники (около 50 кг) с научной аппаратурой для исследований плазмы ранее уже запускались на высокоапогейные орбиты (проект ИНТЕРБОЛ, субспутник «Магион-4»). Опыт же использования наноспутников (масса 10...20 кг) отсутствует.

## 1. ВЫБОР НАУЧНЫХ ЗАДАЧ

При постановке научных задач для МНКА необходимо увязывать их с технической возможностью реализации в условиях жёстких ограничений по ресурсам на борту. Задача многоточечных измерений в плазме обычно формулируется через требование разрешения структур с каким-либо пространственным или временным масштабом. При этом данный пространственный масштаб должен соответствовать расстоянию между спутниками. Во внешней магнитосфере и солнечном ветре выделяют три типа масштабов: «электронные кинетические», на которых проявляется кинетика электронов (до 10 км и менее 100 мс), «ионные кинетические», на которых электроны ведут себя как жидкость, а ионы размагничены (100...10 000 км и 0,1...10 с), и «жидкостные», на которых плазма ведёт себя как единая жидкость (более 10 000 км и 100 с). Исследование плазменных процессов на каждом из этих масштабов накладывает свои ограничения и требования на характеристики малого спутника и научной аппаратуры. При этом многие виды измерений (например, полных функций распределения ионов и электронов) заведомо невозможно провести на МНКА с достаточной по современным требованиям точностью, так как такие приборы имеют достаточно большие габариты.

Наиболее интересны исследования на ионных и электронных кинетических масштабах, так как именно здесь наиболее эффективно идут процессы перераспределения энергии в плазме. Кроме того, при измерениях на масштабах более 10 000 км спутники часто будут находиться в столь различных условиях, что для интерпретации состояния плазмы в данных точках потребуется полный набор измерений, который на МНКА выполнен заведомо быть не может.

Для решения задач по определению масштабов и, в частности, вектора градиента требуются измерения в четырёх точках (то есть, на основном спутнике и трёх субспутниках). При работе на нескольких масштабах одновременно должны использоваться несколько троек субспутников, поддерживающих различные расстояния от основного КА и друг от друга.

Для исследований на ионном масштабе спутники должны находиться (маневрировать) на расстояниях 100...10 000 км друг от друга (и/или от основного КА). С учётом характерных скоростей плазмы это соответствует необходимости измерений с характерным шагом по времени в диапазоне от 10 с до десятков миллисекунд. Для такой задачи необходима установка стандартного набора датчиков электрического и магнитного поля, датчика потока ионов. Спектрометры ионов, электронов и энергичных частиц имеют второй приоритет.

Несмотря на неоднократно проведённые измерения («Интербол», «Спектр-Р»/«Плазма-Ф»), актуальность исследований на ионном масштабе по-прежнему высока, в частности, из-за отсутствия в прошлых проектах оптимального состава научной аппаратуры. Рассматриваемый в настоящее время проект СТРАННИК, для которого предложен полный набор научной аппаратуры, позволяет существенно продвинуться вперёд в этом смысле, однако он предусматривает запуск только одного КА. Дальнейшее развитие проекта «Странник» с использованием рассматриваемых здесь МНКА заложит основы для перспективного (позднее 2020 г.) многоспутникового проекта РОЙ.

Для исследований на электронном масштабе спутники должны находиться (маневрировать) на расстояниях от сотен метров до 10 км друг от друга (и/или от основного КА). В таком случае необходимо проводить измерения с шагом по времени не более 1 мс. Необходима установка датчиков электрического и магнитного поля соответствующего частотного диапазона, а также быстродействующего спектрометра электронов. Установка датчиков ионов не требуется, так как на таких малых удалениях параметры ионов будут идентичны измеряемым на основном КА. Опыт проведения многоточечных измерений с таким расстоянием спутник-субспутник в настоящее время отсутствует.

## 2. НАУЧНАЯ АППАРАТУРА

*Магнитометр постоянного поля* в составе двух трёхкомпонентных датчиков, необходимых для измерения девиации КА и резервирования, должен быть установлен на штанге. Примерами достаточно миниатюрного технического решения являются магнитометры проектов ROSETTA и VENUS EXPRESS.

Частота опроса магнитометра должна быть не менее 64 Гц. Диапазон измерений — 0...1000 нТл с чувствительностью и разрешением не менее 0,1 нТл.

*Магнитометр переменного поля* требуется в случае проведения измерений на электронном масштабе. Набор из трёх однокомпонентных датчиков должен быть установлен на штанге. Частота опроса должна быть не менее 1000 Гц. Чувствительность определяется дополнительно при уточнении научной задачи.

*Датчик электрического поля* представляет собой двойной зонд Ленгмюра для каждой из измеряемых компонент, размещённый на концах штанг. Количество пар датчиков определяется, прежде всего, возможностями размещения штанг. Скорость опроса в случае работы на ионном масштабе — до 100 Гц, на электронном масштабе — не менее 1000 Гц. Диапазон измерений — не менее  $\pm 10$  мВ/м.

*Датчик потока ионов* (цилиндр Фарадея) устанавливается на поверхности спутника, обращённой к Солнцу. Набор потенциалов на сетках датчика должен быть оптимизирован для измерений солнечного ветра и магнитослоя. Скорость опроса — до 100 Гц.

*Датчики спектров ионов и электронов* представляют собой электростатические спектрометры для диапазона энергий (примерно) 20...20 000 эВ. Направления прихода частиц опрашиваются последовательно за счёт вращения спутника или параллельно за счёт установки нескольких датчиков. Для работы на ионном масштабе в дневной магнитосфере оптимальна установка датчика типа ROMAP (Rosetta Lander Magnetometer and Plasma Monitor) (проект РОЗЕТТА) [Auster et al., 2007], включающего простые комбинированные датчики ионов и электронов. Частота опроса — не менее 1 Гц. Для задачи исследований на электронном масштабе необходима установка нескольких электронных датчиков с довольно широким углом захвата и достаточно грубой селекцией по энергии, что позволит компенсировать малую чувствительность датчика, связанную с малым размером. Частота опроса в таком случае — не менее 100 Гц.

*Датчики энергичных ионов и электронов* (один для ионов и один для электронов) должны быть установлены на теневой поверхности КА для исключения помех от солнечного света. Измерения спектров по энергии в диапазоне не менее 20...400 кэВ должны проводиться не реже одного раза в секунду.

Схожий набор приборов был реализован, в частности на субспутнике «Магион-4» [Agafonov et al., 1996; Triska et al., 1999; Zelenyi et al., 1997]. Существуют и другие примеры малогабаритных комплексов такого рода, например плазменный комплекс для посадочного аппарата Philae проекта РОЗЕТТА [Auster et al., 2007]. Современные варианты приборов были проработаны и для проекта СТРАННИК (Научная аппаратура «Странник» (КНА-С). Пояснительная записка к эскизному проекту НРДК.411918.057

ПЗ. ИКИ РАН, 2013). В варианте для МНКА приборы должны создаваться с учётом жёстких требований по массе и энергопотреблению. Режимы работы и управление приборами должны быть существенно упрощены. Электронные блоки приборов должны быть по возможности объединены.

Основные оценочные технические характеристики комплекса научной аппаратуры приведены в табл. 1 и 2 с учётом приоритетов различных научных задач и наличия прототипов приборов.

**Таблица 1.** Основные оценочные технические характеристики научной аппаратуры для исследований на ионном масштабе

Прибор	Приоритет	Масса [кг]	Мощность [Вт]	Информативность [кбит/с]
Магнитометр постоянного поля	1	1	2	4
Датчик электрич. поля	2	0,5	1	4
Датчик потока ионов	1	0,5	2	2
Спектрометр ионов и электронов	2	1,0	3	4
Датчик энергичных частиц	2	0,8	2	1
<i>Итого:</i>		3,8	10	15

**Таблица 2.** Основные оценочные технические характеристики научной аппаратуры для исследований на электронном масштабе

Прибор	Приоритет	Масса [кг]	Мощность [Вт]	Информативность [кбит/с]
Магнитометр постоянного поля	1	1	2	4
Магнитометр переменного поля	1	1	2	32
Датчик электрического поля	2	0,5	1	32
Датчик потока ионов	2	0,5	2	2
Спектрометр электронов	1	1,0	3	20
<i>Итого:</i>		4,0	10	90

### 3. ТРЕБОВАНИЯ К ОРБИТЕ И КОСМИЧЕСКОМУ АППАРАТУ

Субспутник должен выводиться совместно с основным КА и отделяться от него сразу после выхода на рабочую орбиту. Данная схема была отработана в проекте «Интербол». Высота апогея орбиты для исследований внешней магнитосферы Земли и солнечного ветра — 150 000...200 000 км. Точность знания орбиты (удаления от основного спутника) не хуже 1 % от расстояния спутник-субспутник. Точность поддержания заданного удаления от основного спутника может составлять до 50 % от номинального.

Для маневрирования относительно основного КА представляется достаточным использование дистанционного управления (ДУ) со сжатым газом. Данное решение (в отличие от ДУ на химических компонентах) позво-

лит существенно упростить наземную отработку и конструкцию КА. Опыт проекта ИНТЕРБОЛ показал возможность маневрирования субспутника на удалении от основного КА порядка тысяч километров при независимом управлении обоими КА с Земли [Agafonov et al., 1996; Triska et al., 1999; Zelenyi et al., 1997]. В случае необходимости поддержания расстояния порядка единиц километров требования к точности манёвра и контроля орбиты существенно увеличиваются и эта задача требует детальной проработки. Альтернативным решением может стать использование плазменных микродвигателей, активно разрабатывающихся в настоящее время. Однако пока такие двигатели не прошли достаточной лётной квалификации.

Для решения научных задач во внешней магнитосфере необходим КА со стабилизацией вращением с осью, направленной либо на Солнце, либо в полюс эклиптики, период вращения должен составлять от нескольких до десятков секунд. Вращение необходимо для облегчения регистрации трёхмерных функций распределения ионов и электронов по скоростям и для калибровки датчиков электромагнитных полей. Данные варианты ориентации существенно отличаются от используемых МНКА на низкой околоземной орбите.

При измерениях на электронных масштабах с требуемым временным разрешением до миллисекунд, использование вращения КА для сканирования углов прихода частиц (электронов) невозможно и задача решается установкой нескольких разнонаправленных датчиков на медленно вращающемся КА (например, проект MMS).

Для измерений на ионных масштабах в дневной внешней магнитосфере и солнечном ветре необходимо постоянное наблюдение полусферы, обращённой к Солнцу. Это требование обуславливает выбор варианта с осью вращения, направленной на Солнце. Вариант с осью вращения, направленной в полюс эклиптики, остаётся актуальным для измерений в ночной и фланговой части магнитосферы, где потоки плазмы равновероятны с любой стороны.

В настоящее время опыт использования режима ориентации с вращением вокруг оси, направленной в полюс, в России отсутствует. Поэтому предлагается сосредоточиться на варианте относительно медленного вращения с осью, направленной на Солнце. Такая ориентация использовалась на значительном числе советских и российских КА, например типа «Прогноз», а также на субспутниках «Магион» [Agafonov et al., 1996; Triska et al., 1999].

Отличительной чертой варианта ориентации с направлением оси вращения на Солнце является необходимость периодического доведения направления оси вращения КА на Солнце, связанного с годовым обращением Земли вокруг Солнца (примерно на один градус в день). Проведение такого рода коррекций на МНКА нежелательно, так как это существенно удорожает его эксплуатацию и усложняет конструкцию. Для автоматического удержания оси вращения КА в нужной ориентации можно использовать момент, создаваемый панелями солнечных батарей как солнечным парусом. Такой метод был опробован на КА «Магион-4» и возможен при определённом соотношении между площадью панелей, скоростью вращения КА и расположением панелей [Eismont et al., 1996].

Измерения ориентации могут быть выполнены двумя-тремя разнонаправленными датчиками Солнца. Однако для определения полной ориентации необходим звёздный датчик. Требуемая точность знания ориентации — не хуже  $0,1^\circ$ . Точность наведения на Солнце — в пределах  $10^\circ$ .

Предлагаемая схема поддержания ориентации требует раскрытия панелей солнечных батарей «на крыльях», обращённых к Солнцу, а не на корпусе КА (как это обычно делается на современных малых КА). Данный вид размещения, с одной стороны, требует механизма раскрытия, но, с другой стороны, позволяет реализовать существенно большую площадь солнечных панелей (одновременно освещаемых Солнцем) и, таким образом, улучшить энерговооружённость КА, а также облегчить проблемы реализации теплового режима (за счёт возможности сброса тепла через стенки, не занятые панелями).

Исходя из требований надёжности малый КА должен иметь командную и телеметрическую радиолинию для связи с наземной станцией, независимо от наличия канала связи с основным спутником. Однако информативность канала связи с Землёй будет достаточно низкой на большей части орбиты в силу малой мощности бортовой антенны и большой удалённости и необходим канал связи с основным спутником для передачи измеряемых данных. Оптимальная конфигурация радиокомплекса для связи КА-КА должна быть проработана дополнительно.

## ВЫВОДЫ

Анализ возможных научных задач для микро- и наноспутников во внешней магнитосфере Земли и солнечном ветре подтверждает целесообразность их применения в многоспутниковых проектах, как субспутников основного космического аппарата. Вариант с приоритетом исследования ионных кинетических масштабов в дневной магнитосфере Земли и солнечном ветре на удалениях МНКА порядка 1000 км от основного космического аппарата является самым предпочтительным, как с точки зрения проработанности научных задач, так и в связи с тем, что все основные технические решения имеют лётную квалификацию, в том числе в России. Для дальнейшей проработки, в частности, необходимо провести расчёты радиолинии субспутник-Земля и субспутник-спутник, оценить параметры двигательной установки, а также возможность контроля ориентации космического аппарата с помощью солнечного паруса (солнечных панелей). Для варианта с приоритетом исследования электронных масштабов (на удалениях порядка 10 км) требуется решение дополнительно возникающих проблем, связанных, в частности, с контролем положения космического аппарата на малых удалениях.

## ЛИТЕРАТУРА

[Agafonov et al., 1996] *Agafonov Yu. N., Voita J., Triska P., Khrapchenkov V. V.* Subsatellites of the Project INTERBALL // *Cosmic Research*. 1996. V. 34. No. 4. P. 371–381.

- [Auster et al., 2007] *Auster H. U., Apathy I., Berghofer G., Remizov A., Roll R., Fornacon K. H., Glassmeier K. H., Haerendel G., Hejja I., Kührt E., Magnes W., Moehlmann D., Motschmann U., Richter I., Rosenbauer H., Russell C. T., Rustenbach J., Sauer K., Schwingenschuh K., Szemerey I., Waesch R.* ROMAP: Rosetta Magnetometer and Plasma Monitor // *Space Science Reviews*. 2007. V. 128. Iss. 1–4. P. 221–240.
- [Eismont et al., 1996] *Eismont N. A., Ryazanova E. E., Khrapchenkov V. V., Agafonov Yu. N., Klas J., Truhlik V., Shimunek J., Chum J.* Attitude determination and control of motion around the center of mass of a satellite and subsatellite in the INTERBALL Project // *Cosmic Research*. 1996. V. 34. No. 4. P. 391–400.
- [Triska et al., 1999] *Triska P., Smilauer J., Vojta J., Hruska F., Czapek A., Agafonov Yu. N., Eismont N. A., Krapchenkov V. V., Zastenker G. N., Riedler W., Friedrich M., Puerst F., Nemecek Z., Safrankova J.* MAGION-4 and MAGION-5 multifunctional microsatellites in the international scientific space project INTERBALL // *Small Satellites for Earth Observations* / Ed. H. P. Roeser, R. Sandau, A. Valenzuela. Wissenschaft and Technik, Verlag, Berlin, 1999. P. 409–412.
- [Zelenyi et al., 1997] *Zelenyi L. M., Triska P., Petrukovich A. A.* INTERBALL — dual probe and dual mission // *Adv. Space Res.* 1997. V. 20. No. 4/5. P. 549–557.

## MICRO- AND NANOSPACECRAFT FOR OUTER MAGNETOSPHERE AND SOLAR WIND STUDIES

*A. A. Petrukovich, Yu. N. Agafonov, N. A. Eismont*

Space Research Institute, Russian Academy of Sciences (IKI RAN)

In last 30 years in Russia, USA, Europe, China and Japan several tens of spacecraft were launched for investigations of the outer magnetosphere and solar wind. The first problem to be solved is a justification to use micro- and nanospacecraft for such tasks, keeping in mind substantially smaller scientific equipment set onboard. In this sense the most promising variant is to use micro or nanospacecraft as a subsatellite near the main spacecraft, conducting only a subset of most necessary measurements. Two possible scientific tasks are considered: investigations of ion or electron kinetics in space plasmas of the dayside outer magnetosphere and solar wind. Requirements to spacecraft systems are also discussed.

*Keywords:* microspacecraft, nanospacecraft, outer magnetosphere, solar wind, plasma kinetics.

---

**Petrukovich** Anatoli Alexeevich — head of department, doctor of physical and mathematical sciences, apetruko@iki.rssi.ru

**Agafonov** Yuri Nikolaevich — main specialist

**Eismont** Natan Andreevich — leading scientist, PhD, natan-eismont@yandex.ru

## **МИКРОСПУТНИКОВАЯ ПЛАТФОРМА ТАБЛЕСАТ И МИКРОСПУТНИК «ТАБЛЕСАТ-АВРОРА» НА ЕЁ ОСНОВЕ ДЛЯ ПРОВЕДЕНИЯ НАУЧНЫХ, ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ И ОБРАЗОВАТЕЛЬНЫХ ЭКСПЕРИМЕНТОВ В КОСМОСЕ**

*А. В. Потапов, С. О. Карпенко, А. В. Попов, Н. А. Ивлев, А. С. Сивков, А. Л. Власкин, З. С. Жумаев, Д. В. Андреенков*

ООО «Спутниковые инновационные космические системы» («СПУТНИКС»)

Статья посвящена микроспутниковой платформе ТаблетСат, а также первому частному российскому микроспутнику «ТаблетСат-Аврора» на её основе разработки компании «СПУТНИКС». Приводятся общее описание микроспутниковой платформы, её основных характеристик и возможностей, а также основные характеристики «ТаблетСат-Авроры». Даётся представление об организации работ над аппаратом, стоимости проекта. Представлены основные полученные уроки по результатам проектирования и эксплуатации данного аппарата. Рассказывается о дальнейших планах «СПУТНИКС» по созданию новых микроспутников по технологии ТаблетСат.

*Ключевые слова:* малые аппараты, микроспутниковая платформа, стандарты на электромеханические и информационные интерфейсы, попутная полезная нагрузка, первый частный российский микроспутник, ТаблетСат-Аврора, полученные уроки.

### **ВВЕДЕНИЕ**

19 июня 2014 г. в 23:11:11 по московскому времени из позиционного района Домбаровский в Оренбургской области был осуществлён успешный запуск конверсионной ракеты РС-20 (ракетой-носителем (РН) «Днепр») с группой космических аппаратов, среди которых был и первый российский частный микроспутник-технологический демонстратор «ТаблетСат-Аврора» [Пресс-релиз..., 2014] (рис. 1). Аппарат массой 26 кг был выведен на солнечно-синхронную орбиту высотой 600 км.

Аппарат спроектирован компанией «СПУТНИКС» на базе микроспутниковой платформы ТаблетСат. Основной полезной нагрузкой спутника является камера дистанционного зондирования Земли среднего разрешения разработки Научно-производственного объединения (НПО) «ЛЕПТОН» (Зеленоград).

---

**Потапов** Андрей Владимирович — генеральный директор

**Карпенко** Станислав Олегович — коммерческий директор, [karpenko@sputnix.ru](mailto:karpenko@sputnix.ru)

**Попов** Александр Викторович — технический директор

**Ивлев** Никита Анатольевич — ведущий инженер

**Сивков** Антон Сергеевич — ведущий инженер

**Власкин** Антон Леонидович — ведущий инженер

**Жумаев** Зайнулла Серикович — ведущий инженер

**Андреенков** Дмитрий Владимирович — ведущий инженер



Рис. 1. Микроспутник «ТаблетСат-Аврора»

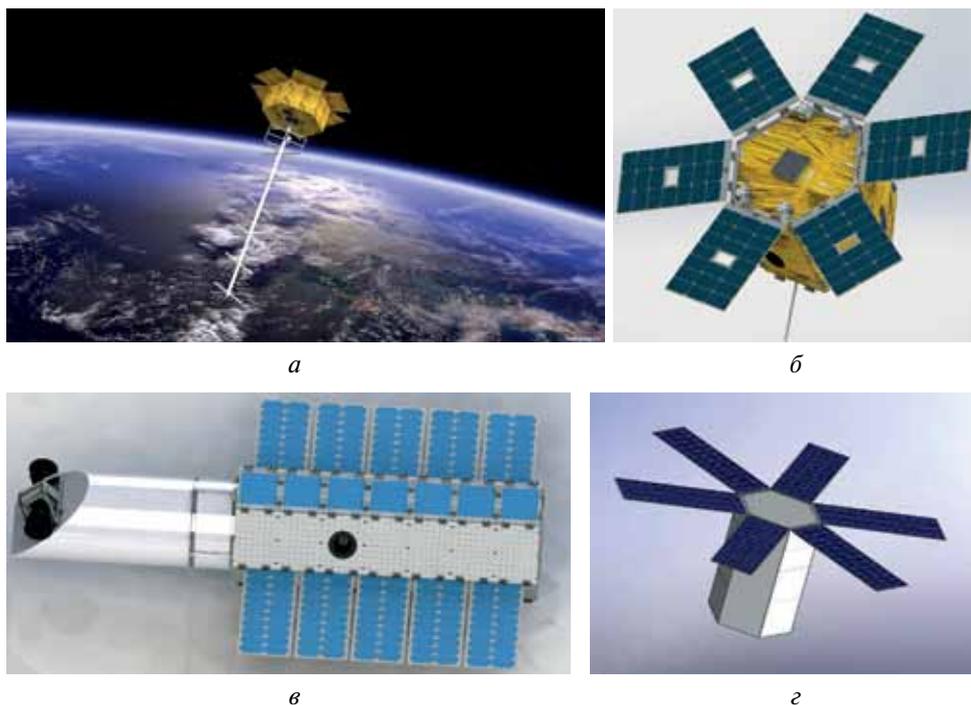
## ПЛАТФОРМА ТАБЛЕТСАТ

Микроспутниковая платформа ТаблетСат — это совокупность бортовых служебных систем и элементов конструкции, достаточная для разработки микроспутников массой от 10 до 100 кг, обеспечивающая интеграцию и функционирование полезных нагрузок сторонних разработчиков [Потапов и др., 2015].

Платформа обеспечивает возможность создания на её базе микроспутников массой от 10 до 100 кг, предназначенных для функционирования на круговых орбитах с высотами не более 800 км со сроком активного существования не менее трёх лет. Она даёт возможность интеграции полезной нагрузки различного назначения: научной, образовательной, коммерческой и др.

Спутник, создаваемый на базе микроспутниковой платформы ТаблетСат, обеспечит:

- приведение бортовых систем в рабочее состояние после отделения аппарата от носителя;
- энергопитание служебных систем, полезной нагрузки;
- обеспечение заданного режима ориентации в требуемой системе координат;
- тепловой режим функционирования служебных систем, полезной нагрузки;
- сбор, накопление, передачу на Землю телеметрической информации по радиоканалу диапазона 435..437 МГц (ультракоротковолновый (УКВ) диапазон);
- автономное и командное с Земли управление работой бортовых систем и полезной нагрузки;
- сброс на Землю информации с полезной нагрузки;
- сбор, хранение и использование на борту навигационной информации о местоположении аппарата на орбите (GPS-приёмник).



**Рис. 2.** Варианты конфигурации микроспутников на основе платформы ТаблетСат: а — 1U (10 кг); б — 2U (25 кг); в — 7U (90 кг); г — 4U (50 кг)

Исходный форм-фактор конструкции — шестиугольная призма с диаметром описанной возле основания окружности 400 мм. Высота призмы зависит от конфигурации конкретного аппарата. При необходимости интеграции полезной нагрузки с габаритными размерами, превышающими 400 мм, основание призмы может быть увеличено.

Базовая конструкция платформы ТаблетСат — модуль массой около 10 кг, получивший название 1U (от *англ.* UNIT — модуль). Другие типовые размеры (2U, 3U, 4U) с большим резервом по массе и электрической мощности под полезную нагрузку могут выполняться посредством увеличения количества однотипных модулей формата 1U (рис. 2).

Выбранный форм-фактор обусловлен исключительно возможностями запуска платформы в качестве попутной нагрузки. Он не является единственным и может быть изменён в случае необходимости на любой другой.

Система энергопитания платформы обеспечивает питание полезной нагрузки постоянным стабилизированным напряжением 5 В и/или 12 В. Возможны варианты нестабилизированной шины номиналом 12 или 27 В. Бортовая информационная сеть обеспечивает информационный обмен с полезной нагрузкой по интерфейсам CAN, SpaceWire, LVDS.

Состав системы ориентации платформы может варьироваться в зависимости от задач. В полной комплектации система ориентации и стабилизации предназначена для решения следующих задач:

- демпфирования угловых скоростей спутника после отделения от ракеты-носителя;
- ориентации и угловой стабилизации спутника в течение длительного времени в заданной системе координат при выполнении целевых работ с погрешностью поддержания требуемой угловой скорости до 0,001 град/с, погрешностью поддержания заданной ориентации до 10 угл. с;
- обеспечения поворота спутника вокруг центра масс для ориентации панелей солнечных батарей на Солнце;
- обеспечения возможности закрутки аппарата вокруг произвольной оси в связанной системе координат.
- автономного, а также по командам наземного комплекса управления, восстановления орбитальной ориентации в случае нештатной работы системы или её планового нарушения;
- выдачи информации об угловом положении спутника относительно орбитальной системы координат с частотой не менее 5 Гц для передачи её бортовым потребителям, а также на наземный пункт приёма и обработки этой информации.

Система обеспечения теплового режима платформы является пассивной и обеспечивает:

- температуру посадочных мест служебных систем и научных приборов в негерметичном приборном блоке от  $-30$  до  $+50$  °С;
- температуру посадочных мест аккумуляторных батарей от 0 до  $+40$  °С.

## МИКРОСПУТНИК «ТАБЛЕТСАТ-АВРОРА»

Выведенный на орбиту в 2014 г. микроспутник «ТаблетСат-Аврора» (рис. 3) стал, по сути, модификацией платформы ТаблетСат формата 3U. Конструкционно данный формат обеспечивает возможность установки полезной нагрузки со средневитковой потребляемой мощностью до 20 Вт, пиковой — до 75 Вт при длительности работы до 10 мин на витке. Генерируемая мощность с шести раскрывающихся панелей солнечных батарей составляет до 120 Вт в конце активного срока существования.

В проекте АВРОРА платформа позволила интегрировать в компоновку панхроматическую камеру ЛЕПТОН-МОНО дистанционного зондирования Земли производства НПО ЛЕПТОН с характеристиками, приведёнными ниже.

### *Основные характеристики камеры ЛЕПТОН-МОНО*

Число спектральных каналов . . . . .	1
Спектральная полоса . . . . .	430...950 нм
Разрешение в надир (проекция пикселя) . . . . .	15,6 м
Ширина полосы захвата . . . . .	51 км (51×38-кадр)
Число камер . . . . .	1 шт.

Рабочие углы Солнца .....	5...90°
Рабочий диапазон температур .....	0...+40 °С
Интерфейс управления .....	CAN
Масса .....	1,5 кг
Габариты. ....	92,5×92,5×292 мм
Энергопотребление:	
• рабочий режим .....	не более 8 Вт
• дежурный режим .....	не более 1 Вт

Спутник оснащён также бортовым комплексом передачи данных X-диапазона, обеспечивающим передачу информации со скоростью 70 Мбит/с на несущей частоте 8192 МГц на наземный комплекс приёма и обработки информации с полезной нагрузки «УниСкан» разработки Инженерно-технологического центра (ИТЦ) «СканЭкс» с антенной системой диаметром зеркала от 2,5 м.

Помимо полезной нагрузки, спутник содержит до 90 % заново разработанных бортовых служебных систем. Поэтому его главное назначение — быть технологическим демонстратором, предназначенным для отработки новых приборов и служебных систем в космосе. Среди них:

- малогабаритный звёздный датчик (разработка «СПУТНИКС» и ИКИ РАН);
- цифровые солнечные датчики («СПУТНИКС»);
- цифровой датчик угловой скорости с совмещённым магнитометром («СПУТНИКС»);
- двигатели-маховики («СПУТНИКС»);
- гиродины («СПУТНИКС»);
- электромагнитные катушки с блоком управления («СПУТНИКС»);
- бортовой GPS-приёмник («СПУТНИКС» и ООО «АиМ Холдинг», Москва);
- блок ориентации и стабилизации («СПУТНИКС» и Институт прикладной математики (ИПМ) им. М. В. Келдыша РАН, основан на опыте разработки аналогичной системы для малого космического аппарата (МКА) «Чибис-М» [Иванов и др., 2014; Ivanov et al., 2014a, b; Ovchinnikov et al., 2014]);
- бортовой комплекс управления («СПУТНИКС» и Сибирский государственный аэрокосмический университет, Красноярск [Никитин и др., 2012; Ханов и др., 2013; Чекмарев и др., 2011; Шахматов и др., 2012]);
- бортовая антенная система X-диапазона («СПУТНИКС» и НПО им. С. А. Лавочкина [Шаханов и др., 2013]);
- система энергопитания («СПУТНИКС» и ООО «ЭфРе», Красноярск);
- LiFePO<sub>4</sub>-аккумуляторная батарея («СПУТНИКС»);
- панели солнечных батарей (Innovative Solution in Space B. V. (ISIS.), Делфт, Голландия);
- бортовой радиомодуль диапазона 435...437 МГц (Berlin TU, Германия).

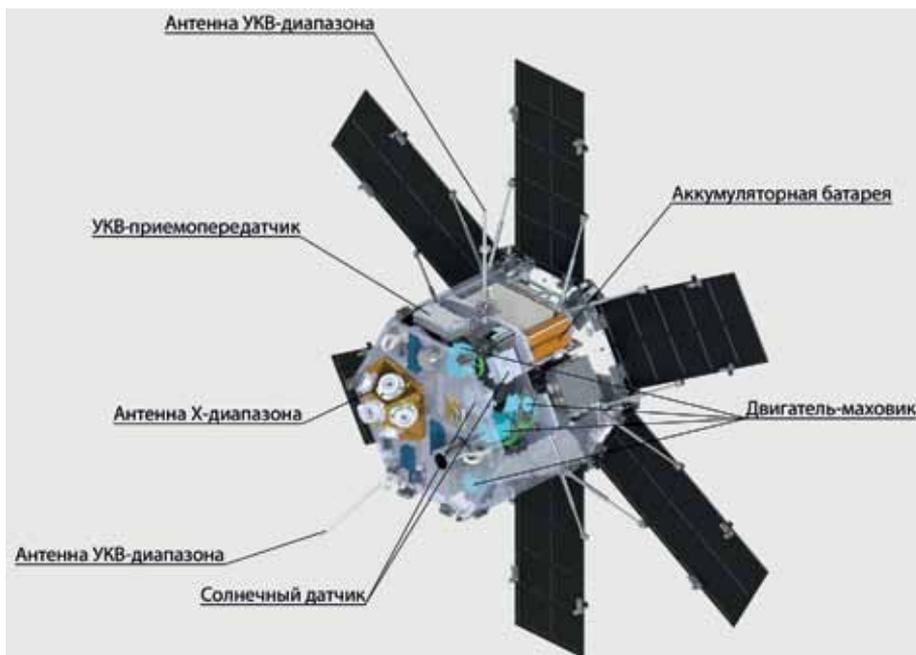


Рис. 3. «ТаблетСат-Аврора» в сборе

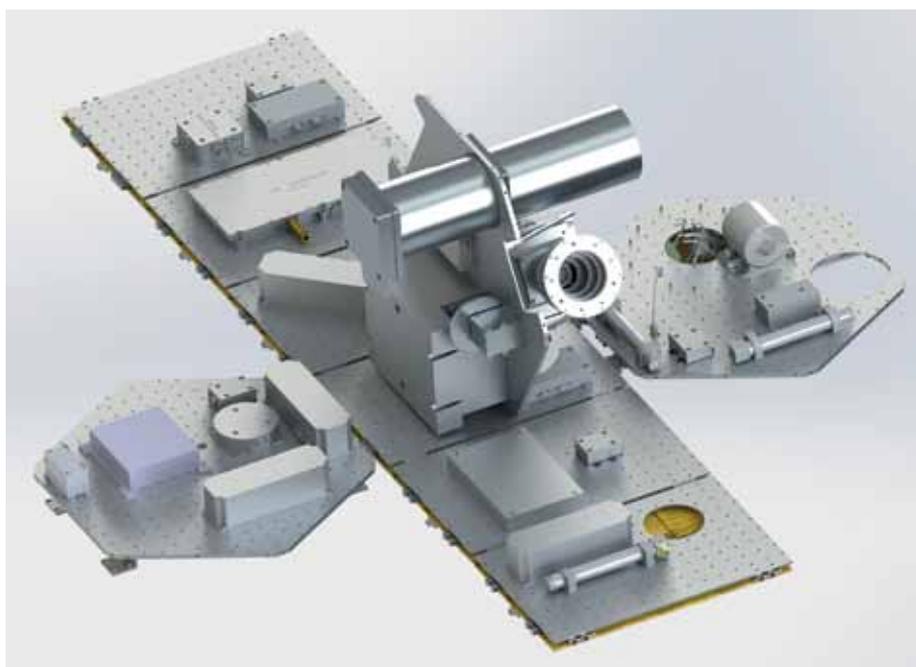


Рис. 4. Компоновка МКА «ТаблетСат-Аврора»

На рис. 4 показана внутренняя компоновка «Авроры», обеспечивающая свободный доступ к бортовому оборудованию при его сборке и наземной отработке.

## ОРГАНИЗАЦИЯ РАБОТ ПО СПУТНИКУ

Контракт на запуск аппарата был подписан в начале ноября 2013 г., запуск был изначально запланирован на конец марта 2014 г. Фактический график работ по проекту представлен в табл. 1.

**Таблица 1.** Фактический график работ по созданию МКА «ТаблетСат-Аврора»

Этап	Срок выполнения	Пояснения
Поисковые и предпроектные работы	2011–2013 гг.	В рамках финансирования фонда «Сколково»; создан ряд функциональных макетов приборов
Подписание контракта на запуск аппарата на РН «Днепр»	5 ноября 2013 г.	Оператор РН компания «Космотрас»
Эскизное проектирование аппарата	Ноябрь–декабрь 2013 г.	Использован задел «Сколково», главное — согласование интерфейсов с РН «Днепр»
Изготовление габаритно-весового эквивалента	Декабрь–январь 2014 г.	Прототип спутника для примерочных и механических испытаний
Примерочные испытания на РН «Днепр»	20–30 января 2014 г.	Днепропетровск
Строительство «чистой» комнаты	Декабрь–февраль 2014 г.	Офис «СПУТНИКС»
Изготовление приборов	Ноябрь–апрель 2014 г.	Часть приборов из задела «СПУТНИКС» по гранту «Сколково»
Автономные испытания приборов	Март–май 2014 г.	«СПУТНИКС», ОАО «Научно-исследовательский институт электромеханики» (НИИЭМ, Истра)
Получение панелей солнечных батарей	Май 2014 г.	Получены из Голландии
Сборка, комплексные испытания	Апрель–май 2014 г.	«Чистая» комната «СПУТНИКС»
Подготовка спутника к отправке на пусковую базу	1 июня –7 июня 2014 г.	Обычным рейсом компании «Оренбургские авиалинии»
Подготовка аппарата к запуску на пусковой базе	7–12 июня 2014 г.	Финальная проверка всех систем, стыковка с носителем, накатка головного обтекателя
Запуск	19 июня 2014 г.	В тот же день получена первая телеметрия со спутника

С самого начала работы в ноябре 2013 г. было ясно, что разработчикам придётся столкнуться с острым дефицитом времени, связанным с необходимостью успеть к запуску аппарата на ракете-носителе «Днепр» в конце марта (после переноса даты запуска — в конце июня) 2014 г. Было понятно, что в подобной работе принципы проектной работы над космическими аппаратами, принятые в отечественной традиционной космической промышленности, не подходят. Поэтому за основу был принят подход, который широко используется при создании малобюджетных малых аппаратов за рубежом. Он подразумевает, что в проекте каждый специалист полностью отвечает за свою систему, начиная от её проектирования, через изготовление и испытания, к сборке, интеграции и последующей эксплуатации, тесно взаимодействуя с другими участниками проекта на уровне интерфейсов. Специалисты могут помогать друг другу по отдельным вопросам проектирования. Как видно, каждый специалист, кроме чёткого понимания принципов работы своей системы, в той или иной степени должен обладать навыками конструктора, электронщика, программиста и системного инженера. Руководство проекта видит всю картину «в целом», отвечает за организацию взаимодействия между участниками команды, решение сложных ситуаций, привлечение экспертов извне, а также оперативно оценивает качество принятия тех или иных организационно-технических решений, помогая их корректировать в случае необходимости.

Подобный подход позволил выполнить работу в срок и с минимальными затратами. Затраты на проект по статьям представлены в табл. 2.

**Таблица 2.** Затраты на проект ТАБЛЕТСАТ-АВРОРА

Компонента	Затраты [млн руб.] (%)
Аппаратура служебных систем и конструкция	30,0 (49)
Полезная нагрузка*	10,0 (16)
Сборка, испытания, транспортировка	1,2 (2)
Интеграция с носителем и запуск	14,0 (23)
Управление полётом (год)	1,0 (1,5)
Наземная инфраструктура	2,0 (3,5)
Менеджмент	3,0 (5)
<i>Итого:</i>	61,2

\* Фактически была предоставлена НПО ЛЕПТОН бесплатно.

## ПОЛУЧЕННЫЕ УРОКИ

В процессе разработки и эксплуатации микроспутника «ТаблетСат-Аврора» был получен значительный опыт создания малых аппаратов. Помимо конструкторской документации, результатов наземных испытаний, отчётов по обработке полученной в ходе полёта телеметрии специалистами

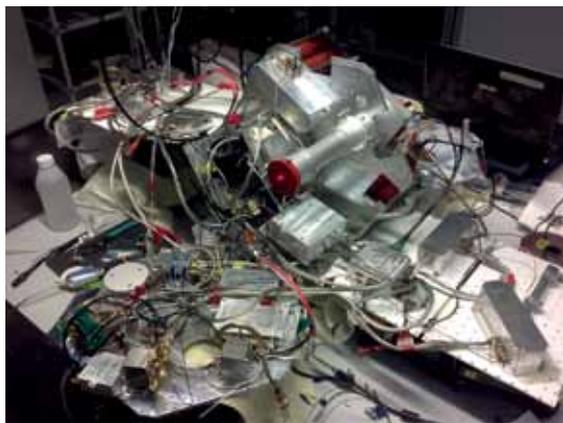
«СПУТНИКС» сформулирован отдельный документ, который принято называть «Перечнем полученных уроков». Эти уроки связаны как с рекомендациями по организации работы специалистов «СПУТНИКС» на будущее, так и с рядом технических аспектов: разработкой бортового программного обеспечения (ПО) системы управления, проектированием аппаратно-программного состава системы управления энергопитанием, работой над бортовым приёмопередатчиком диапазона 435...437 МГц, проведением наземных автономных и комплексных испытаний, подготовкой наземной станции управления, оборудованию «чистой» комнаты, работой на предстартовой позиции и так далее. Далее приведены некоторые из них.

## **ОРГАНИЗАЦИОННЫЕ АСПЕКТЫ**

- В процессе работы следует проводить еженедельные совещания (научно-технические советы — НТС) с участием всех ведущих инженеров проекта. Несмотря на то, что команда «СПУТНИКС» работает в одном помещении и вся информация о ходе проекта доступна всем и всегда, возникает необходимость организованно подвести итоги проделанной за неделю работы, «сверить часы» и убедиться, что все правильно понимают цели текущей работы. В противном случае люди могут делать что-то не то, и это слишком поздно вскрывается.
- Необходимо ввести в компании серверное ПО централизованного управления проектами. Подобная система позволяет ввести формальную систему планирования, документооборота, а также постановки, решения задач с предоставлением отчётности. Дело в том, что работа по «Авроре» велась в режиме кризис-менеджмента; долгосрочное планирование было невозможно из-за постоянно изменяющихся требований и внешних условий (сдвиг сроков поставки, несоблюдение технических требований и т.д.). Подобный способ управления позволил уложиться в срок, хотя и требовал от всех участников проекта предельной самоотдачи. Иной же подход вряд ли позволил бы уложиться в поставленные сроки. В будущих проектах, которые подразумевают адекватные сроки проектирования, работа должна строиться по плану как равномерно распределённая во времени.
- Документировать все аспекты проектирования, испытаний и калибровки приборов в разумном объёме, чтобы после окончания проекта иметь возможность их точно воспроизвести. В «Авроре» просто не было времени документировать каждый шаг, но это источник серьёзных проблем, особенно при возникновении нестандартных ситуаций на борту.
- Мы убедились, что на больших интервалах времени стиль «ненормированной работы по ночам» проигрывает по качеству и срокам выполнения стилю работы «с 9 до 20». Решено, что в будущем нагрузка должна быть более равномерной, что, конечно же, облегчается при адекватном планировании работ.

## ТЕХНИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ

- Переосмыслить устройство внутренней компоновки аппарата, а также структуры бортовой кабельной сети. Идея принципа универсальных механических интерфейсов себя оправдала, однако компоновка оказалась слишком плотной (рис. 5), и это вызвало определённые проблемы при сборке и функциональных испытаниях аппарата.
- Заново спроектировать бортовые приёмопередающие антенны диапазона 435...437 МГц, чтобы обеспечить их равномерную диаграмму направленности; в имеющейся конфигурации из-за неравномерной диаграммы мы регулярно сталкиваемся с проблемами в установлении радиосвязи со спутником.
- Обеспечить систематический подход к маркировке бортовых приборов собственной разработки, чтобы не путать при сборке сами приборы, разъёмы, полярность проводов, оси систем координат.
- Выполнять отработку алгоритмов ориентации и стабилизации на специализированном стенде поэтапно, по мере их реализации в бортовом компьютере, а не всех алгоритмов сразу, когда основная работа по разработке бортового программного обеспечения уже закончена, а времени на поиск и устранение ошибок почти не осталось.
- Система энергопитания должна обеспечивать возможность заряда аккумуляторной батареи от солнечных панелей напрямую, без участия электронной системы контроля заряда и разряда. Дело в том, что электронная система в исполнении «Авроры» сама требует аккумуляторного питания, и понятно, что первой выключается при просадке напряжения на аккумуляторе ниже критического минимума, и после этого включиться уже не может. Если же есть возможность подзарядки аккумулятора напрямую от солнечных панелей, работоспособность устройства заряда-разряда ещё можно восстановить.



**Рис. 5.** Бортовая кабельная сеть создала определённые проблемы при сборке аппарата



Рис. 6. Концепция аппарата «ТаблетСат-Карелия»

## ДАЛЬНЕЙШИЕ ПЛАНЫ

Используя накопленный научно-технический задел, компания работает по контрактам над рядом проектов по созданию наземной инфраструктуры тестирования и управления микроспутниками (стенды, наземные станции управления и приёма телеметрии), а также над двумя новыми собственными спутниками суммарной массой до 100 кг.

Основные задачи одного из них, получившего название «ТаблетСат-Карелия»:

- демонстрация работоспособности служебных микроспутниковых систем, доработанных по результатам лётной эксплуатации «ТаблетСат-Аврора»;
- лётные испытания оптико-электронной аппаратуры дистанционного зондирования Земли;
- попутный запуск четырёх аппаратов CubeSat класса формата 3U (<https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/c-missions/cubesat-concept#standards>) в «активном» контейнере собственной разработки Sx-POD;
- отработка модульной технологии построения малых спутников с разделёнными блоками полезной нагрузки и служебных систем и универсальным соединительным электромеханическим интерфейсом.

Это будет аппарат прямоугольного сечения, размерами 420×420 мм, скомпонованный по «этажной» схеме (рис. 6). Модули соединяются через универсальный электромеханический и информационный интерфейс. Такой подход позволяет использовать один и тот же модуль служебных систем под разные полезные нагрузки, что сокращает стоимость и цикл раз-

работки отдельного микроспутника. В модуле служебных систем отдельные приборы также имеют стандартизированные размеры и komponуются в «шкафы», что позволяет добиться предельно плотной компоновки и радикально упростить трассировку кабельной сети. Внутри модуля служебных систем все исполнительные органы системы ориентации, прежде всего электромагнитные катушки, маховики и гиродины, скомпонованы в замкнутом кубическом объёме с размерами 200×200×200 мм.

Вместе с контейнером Sx-POD на спутнике будет установлена широкоугольная камера типа GoPro для получения дополнительной визуальной информации о процессе отделения наноспутников. Кроме неё, на аппарате будет предусмотрена система сбора телеметрии с отделяемых кубсатов на расстояниях до 500 м от «Карелии».

## ЛИТЕРАТУРА

- [Иванов и др., 2014] *Иванов Д. С., Ивлев Н. А., Карпенко С. О., Овчинников М. Ю.* Исследование алгоритмов определения ориентации для микроспутников серии «ТаблетСат»: Препринт. № 64. М.: ИПМ им. М. В. Келдыша, 2014. 24 с. URL: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2014-64>.
- [Никитин и др., 2012] *Никитин Д. А., Ханов В. Х., Вергазов М. Ю., Чекмарев С. А.* Сетевая архитектура бортового комплекса управления // Тр. Рос. конф. «Технич. и программные средства систем управления, контроля и измерения» УКИ-12. М.: ИПУ РАН, 2012. С. 1539–1546.
- [Потапов и др., 2015] *Потапов А. В., Карпенко С. О., Попов А. В., Ивлев Н. А., Сивков А. С., Власкин А. Л., Жумаев З. С.* Микроспутниковые технологии СПУТНИКС для научных, технологических и образовательных экспериментов в космосе // Актуальные проблемы космонавтики: Труды 39-х Академических чтений по космонавтике, посвящённых памяти академика С. П. Королёва и других выдающихся отечественных учёных-пионеров освоения космического пространства». Москва, 27–30 января 2015. М.: МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2015. С. 37–38.
- [Пресс-релиз..., 2014] Пресс-релиз: «СПУТНИКС» запустил первый российский частный спутник дистанционного зондирования Земли [сайт]. URL: <http://www.sputnix.ru/ru/mediainfo/item/355-sputniks-zapustil-pervyj-rossijskij-chastnyj-sputnik-distantsionnogo-zondirovaniya-zemli> (дата обращения 22.06.2014).
- [Ханов и др., 2013] *Ханов В. Х., Шахматов А. В., Чекмарев С. А.* Разработка аппаратуры системы информационного обмена бортового комплекса управления малого космического аппарата // Вестн. Сибирского гос. аэрокосмич. ун-та им. акад. М. Ф. Решетнёва, Вып. 3. 2013. С. 149–153.
- [Чекмарев и др., 2011] *Чекмарев С. А., Вергазов М. Ю., Лукин Ф. А., Ханов В. Х., Шахматов А. В.* Моделирование бортового компьютера на базе открытых IP-блоков для малых и сверхмалых космических аппаратов // Вестн. Сибирского гос. аэрокосмич. ун-та им. акад. М. Ф. Решетнёва. Вып. 2. 2011. С. 141–146.
- [Шаханов и др., 2013] *Шаханов А. Е., Рученков В. А., Круть А. В.* Коммутируемые антенные системы X-диапазона для применения на борту космического аппарата // Электрон. журн. «Труды МАИ». Вып. 68. 2013. 17 с.
- [Шахматов и др., 2012] *Шахматов А. В., Вергазов М. Ю., Чекмарев С. А., Ханов В. Х.* Сетевая архитектура сопряжения комплексов бортового оборудования космического аппарата // Вестн. Сибирского гос. аэрокосмич. ун-та им. акад. М. Ф. Решетнёва. Вып. 4. 2012. С. 148–151.

- [Ivanov et al., 2014a] *Ivanov D., Ivlev N., Karpenko S., Ovchinnikov M.* Advanced Technique for Kalman Filter Adjustment and its Implementation Onboard of “TableSat” Microsatellite Series // 2<sup>nd</sup> IAA Conf. Dynamics and Control of Space Systems. 24–26 March, 2014, Roma, Italy. 2014. Paper IAA-AAS-DyCoSS2-14-10-05.
- [Ivanov et al., 2014b] *Ivanov D., Ivlev N., Karpenko S., Roldugin D., Ovchinnikov M., Tkachev S.* The results of Flight Tests of an Attitude Control System for the Chibis-M Microsatellite // *Cosmic Research*. 2014. V. 52. No. 3. P. 205–215.
- [Ovchinnikov et al., 2014] *Ovchinnikov M. Yu., Ivanov D. S., Ivlev N. A., Karpenko S. O., Roldugin D. S., Tkachev S. S.* Chibis-M microsatellite ADCS development, complex investigation, laboratory and in-flight testing // *Acta Astronautica*. 2014. V. 93. P. 23–33.

## **TABLETSAT SMALL SATELLITE PLATFORM AND TABLETSAT-AURORA SMALL SATELLITE FOR A SCIENTIFIC, TECHNOLOGICAL AND EDUCATIONAL EXPERIMENTS IN SPACE**

*A. V. Potapov, S. O. Karpenko, A. V. Popov, N. A. Ivlev, A. S. Sivkov, A. L. Vlaskin, Z. S. Zhumaev, D. V. Andreenkov*

Open joint-stock company “Satellite Innovative Space Systems” (SPUTNIX Ltd.)

Article is devoted to a microsatellite platform named Tabletsat, and also to the first private Russian microsatellite named TabletSat-Aurora, developed by SPUTNIX company. The general description of a microsatellite platform, its main characteristics and opportunities is given. The main characteristics of TabletSat-Aurora are provided. An idea is given to project cost of the organization of works on the satellite. The main “lessons learned” of results of design and operation of this device are presented. Further plans of SPUTNIX for creation of new microsatellites are described.

*Keywords:* small satellite platform, small satellites in Russia, TabletSat-Aurora, microsatellite standard interfaces, and lesson learned.

---

**Potapov** Andrei Vladimirovich — director general

**Karpenko** Stanislav Olegovich — commercial director, karpenko@sputnix.ru

**Popov** Alexander Viktorovich — technical director

**Ivlev** Nikita Anatolievich — leading engineer

**Sivkov** Anton Sergeevich — leading engineer

**Vlaskin** Anton Leonidovich — leading engineer

**Zhumaev** Zainulla Serikovich — leading engineer

**Andreenkov** Dmitri Vladimirovich — leading engineer

## МНОГОТОЧЕЧНЫЕ ИЗМЕРЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ПЛАЗМЫ И ЭЛЕКТРОМАГНИТНЫХ ПОЛЕЙ В ИОНОСФЕРЕ ЗЕМЛИ

*А. А. Чернышов, Д. В. Чугунин, М. М. Могилевский, И. Л. Моисеенко, А. А. Ильясов, В. В. Вовченко, С. А. Пулинец*

Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН)

Процессы, происходящие в авроральной ионосфере, носят сложный нелинейный характер. Постоянное изменение параметров, влияющих на ключевые характеристики авроральной ионосферы, затрудняет создание достаточно точной модели для практического применения в рамках классических подходов, описывающей (квази)стационарные явления. Использование фрактального подхода для описания свойств плазмы авроральной области имеет ряд преимуществ — универсальность полученных результатов и независимость от природы возникновения самоподобных структур. Благодаря самоподобию и фрактальности ионосферы достаточно иметь несколько измерений внутри одного характерного масштаба, поэтому необходимо получить ряд одновременных измерений на интервалах от десятков метров до десятков километров для описания пространственно-временного распределения неоднородностей в ионосферной плазме. Небольшие и относительно дешёвые спутники, так называемые кубсаты, будут использованы для проверки фрактального подхода и для исследований неоднородности ионосферы, в том числе при искусственном нагреве. Спутники будут разнесены на разное расстояние друг от друга, чтобы охватить масштабы от инерционной длины электронов до инерционной длины ионов  $O^+$ . Предлагается на каждом спутнике проводить измерения вариаций плотности плазмы, электрических и магнитных полей.

Работа выполнена при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (проект № 15-35-20364).

*Ключевые слова:* авроральная область, ионосфера, магнитосфера, фракталы, кубсат, нелинейная динамика, ионосферные неоднородности.

### 1. АКТУАЛЬНОСТЬ. ЦЕЛИ

В последние годы всё большее внимание уделяется изучению и использованию арктических областей. Для решения этого вопроса необходимо обеспечить устойчивую связь и навигацию в этих областях, что требует понимания процессов и свойств ионосферно-магнитосферной плазмы. Особенностью высокоширотной ионосферы является её сильная зависимость от процессов в магнитосфере. В магнитосфере происходят разнообразные переходные процессы, в ходе которых она стремится «адаптироваться» к изменяющимся внешним условиям, и важную роль в этих процессах играет ионосфера.

---

**Чернышов** Александр Александрович — старший научный сотрудник, кандидат физико-математических наук, [achernyshov@iki.rssi.ru](mailto:achernyshov@iki.rssi.ru)

**Чугунин** Дмитрий Владимирович — младший научный сотрудник, [dimokch@iki.rssi.ru](mailto:dimokch@iki.rssi.ru)

**Могилевский** Михаил Менделевич — заведующий лабораторией, кандидат физико-математических наук, [mogilevsky2012@gmail.com](mailto:mogilevsky2012@gmail.com)

**Моисеенко** Ирина Леонидовна — младший научный сотрудник, [moiseenko.i@mail.ru](mailto:moiseenko.i@mail.ru)

**Ильясов** Аскар Анварович — лаборант, [asjosih@mail.ru](mailto:asjosih@mail.ru)

**Вовченко** Вадим Валерьевич — младший научный сотрудник, [a1246@list.ru](mailto:a1246@list.ru)

**Пулинец** Сергей Александрович — главный научный сотрудник, доктор физико-математических наук, [pulse1549@mail.ru](mailto:pulse1549@mail.ru)

Особо сильная связь между плазменными оболочками наблюдается в авроральной области, так как различного рода неоднородности и нестационарности, имеющиеся в магнитосферной плазме и в геомагнитном хвосте, проецируются в авроральную зону ионосферы посредством продольных втекающих и вытекающих токов, высыпаний высокоэнергетических частиц и, таким образом, несут свойства геомагнитного хвоста и магнитосферы в ионосферу [Paschmann et al., 2002]. Многие процессы, происходящие в авроральной области Земли, отражаются в разнообразных динамичных формах полярных сияний. Причём спокойные и долгоживущие дуги и полосы, диффузное свечение больших участков ионосферы можно считать отражением стационарного неравновесного состояния ионосферной плазмы, а пульсирующие сияния представляют собой яркий пример нестационарного режима. При отсутствии других источников энергии (например, во время полярной ночи) именно потоки магнитосферных частиц являются основным источником образования ионосферной плазмы.

В результате ударного воздействия высыпающихся частиц на нейтральную атмосферу происходит ионизация и формирование  $E$ -слоя ионосферы, а классический  $F$ -слой, наиболее интенсивный в средних широтах, — отсутствует [Мизун, 1980]. При таком механизме формирования ионосферы все неоднородности потоков частиц переносятся в ионосферу. Такая ионосфера создаёт трудности для радиосвязи, причиной которых является интерференция радиоволн на её неоднородностях. При распространении радиоволн в неоднородной среде фаза волны и угол её прихода изменяются в широких пределах, что приводит к формированию федингов — периодических затуханий сигнала [Альперт, 1960]. Для «парирования» влияния ионосферных неоднородностей разработаны различные подходы, как схемные (корреляционный приём, согласованная фильтрация и др.), так и конструктивные (разнесённые антенны и др.). Но для использования этих подходов необходима адекватная модель ионосферы.

Другим примером особенностей полярной ионосферы является корректное использование спутниковых навигационных систем в высоких широтах. Как известно, основные ошибки определения местоположения и времени при помощи систем GPS/ГЛОНАСС (Global Positioning System/Глобальная навигационная спутниковая система) связано с прохождением сигналов через ионосферу — так называемые ионосферные поправки [ГЛОНАСС..., 2005; Шебшаевич и др., 1993]. В средних широтах, где можно использовать достаточно надёжные модели ионосферы и результаты измерений на базовых станциях, ионосферные поправки автоматически вносятся в обработку навигационных сигналов в приёмниках. В высоких широтах плотность ионосферной плазмы относительно мала и необходимо учитывать влияние на распространение навигационных сигналов, как ионосферы, так и магнитосферы. Неоднородности различного масштаба в высокоширотной ионосфере обуславливают флуктуации амплитуды и фазы трансionoсферных ГЛОНАСС/GPS сигналов, что приводит к понижению точности определения местоположения и времени. В работе [Smith et al., 2008] делается вывод о том, что в Великобритании ошибки позиционирования достигают порядка 10 м. В Арктике такие отклонения могут быть значительно выше. В статье [Kelly et al., 2014] показано влияние ионосферных неоднородностей

на продолжительную потерю функционирования наземной связи между военными подразделениями войск во время военной операции «Анаконда» (4 марта 2002 г.), которая привела к потерям техники и людским жертвам.

Несмотря на то, что основные морфологические особенности и механизмы формирования стационарных крупномасштабных неоднородностей достаточно хорошо изучены, к настоящему моменту не существует детального описания вариаций пространственного распределения параметров плазмы в авроральной и высокоширотной ионосфере. Даже стандартизированная и часто применяющаяся в последние годы эмпирическая модель IRI (International Reference Ionosphere, [www.irimodel.org](http://www.irimodel.org)) не описывает не только вариации высокоширотной ионосферы, но даже её широтную структуру ([www.irimodel.org](http://www.irimodel.org)). Это связано с ограниченной базой ионосферных данных в высоких широтах, так как в этой области плазменная среда является нестационарной и неоднородной, поэтому необходимо иметь одновременные измерения на масштабах 10 м – 10 км.

Таким образом, в рамках классических подходов, для построения адекватной эмпирической модели ионосферы авроральной области необходим большой объём измерений на различных масштабах — десятки и сотни метров. Мы предлагаем использовать нетрадиционный подход для описания состояния плазмы в авроральной области. Такой подход может быть реализован в рамках фрактальной геометрии.

Интерес представляют также активные эксперименты, в которых используется управляемое воздействие на ионосферу Земли. Наиболее результативными методами активного воздействия являются радиофизические средства: коротковолновые нагревные стенды и мощные наземные низкочастотные передатчики. Взаимодействие мощной искусственной КВ (коротковолновой) радиоволны с ионосферной плазмой сопровождается возбуждением различного типа искусственных ионосферных неоднородностей в широком диапазоне временных и пространственных масштабов [Гуревич, 2007]. В данном проекте предполагается исследовать ионосферные неоднородности не только естественного происхождения, но и искусственную ионосферную турбулентность во время пролётов над нагревными стендами EISCAT (Норвегия), СУРА (Россия), возможно HAARP (США), если он возобновит свою работу, и над мощными ОНЧ (очень низкочастотный) передатчиками.

## 2. ФРАКТАЛЬНЫЙ ПОДХОД К ОПИСАНИЮ АВРОРАЛЬНОЙ ОБЛАСТИ

Большинство традиционных методов классической физики применимы, в основном, для описания стационарных или квазистационарных явлений, в то время как быстропеременные и переходные процессы, а также флуктуации, самоподобие (скейлинг) в открытых диссипативных системах, к которым относится ионосфера Земли, предпочтительно рассматривать с использованием методов нелинейной динамики, а именно, в рамках фрактального подхода. Большое преимущество фрактального метода — универсальность полученных результатов и независимость от природы возникновения фрактальных структур в рассматриваемой области [Feder, 1988].

В физических задачах оценки фрактальных характеристик реальных объектов понимаются как характеристики скейлинговых свойств этих объектов, справедливые на некотором диапазоне масштабов. В работах [Чернышов и др., 2013; Chernyshov et al., 2013] показана правомерность применения нелинейных методов для описания процессов в авроральной области и аналитически получены топологические величины — фрактальные размерности и индексы связности, характеризующие структуру педерсеновской и холловской проводимостей в авроральной зоне. В этих работах ионосфера рассматривалась как «губчатая» фрактальная среда, причём её структура, в условиях отсутствия других источников ионизации, задаётся структурой высыпания авроральных частиц (схематично это представлено на рис. 1).

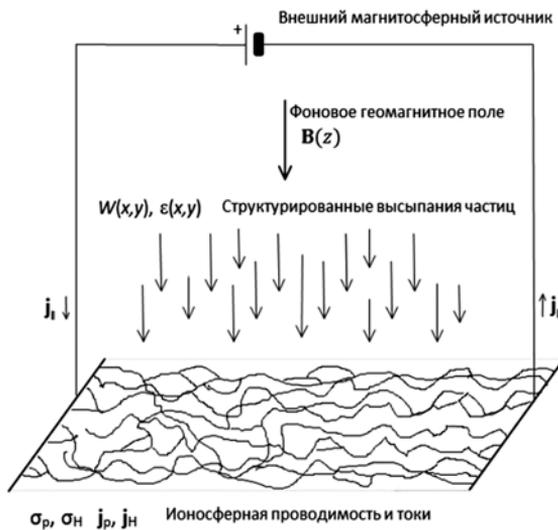


Рис. 1. Схематичное фрактальное представление ионосферы авроральной зоны Земли (из работы [Чернышов и др., 2013])

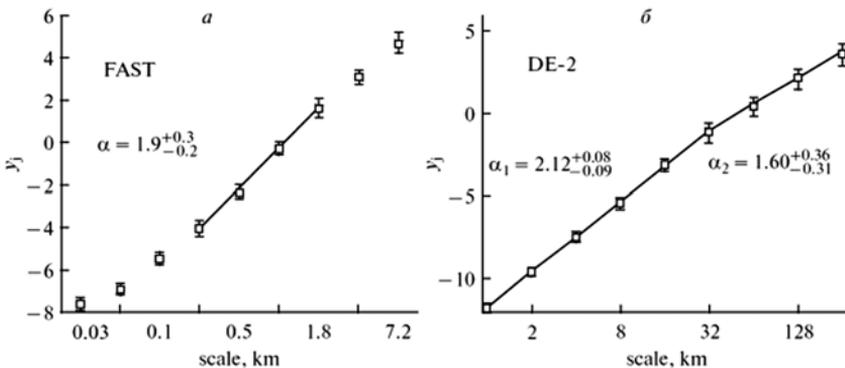


Рис. 2. Скейлинг мелкомасштабных электрических полей в верхней ионосфере для следующих масштабов: а — 0,03...7 км по данным спутника FAST; б — 1...128 км по данным спутника Dynamics Explorer-2 (из работы [Головчанская и др., 2012])

В статье [Головчанская и др., 2012] по данным спутников Dynamics Explorer-2 (DE-2) и FAST было показано, что в интервале масштабов  $0,1 < s < 32$  км мощность турбулентных флуктуаций электрического поля обнаруживает степенную зависимость от масштаба (рис. 2). По данным тех же спутников, близкие значения скейлинга, правда, на меньшей статистике, были получены для флуктуаций магнитного поля, непосредственно связанных со структурой продольных токов [Golovchanskaya, 2007]. Эти значения хорошо согласуются с полученными аналитически фрактальными характеристиками структуры педерсеновской проводимости [Чернышов и др., 2013; Chernyshov et al., 2013]. На рис. 2 видно, что скейлинг (аналог спектра) мелкомасштабного электрического поля на различных интервалах выглядит сходным образом, т. е. статистические свойства масштабно инварианты в широком диапазоне масштабов (или пространственных частот).

Поскольку масштабная инвариантность — это независимость основных характеристик процесса, явления, свойства от масштаба явления, то, чтобы получить скейлинг (аналог спектра) интересующей нас величины, не обязательно иметь много точек, достаточно получить лишь несколько значений. В околоземной плазме изменение наклона спектра (т. е. изменение индекса скейлинга), как правило, происходит около характерных плазменных величин (инерционная длина частицы, плазменная частота, радиус Дебая и т. д.). Следовательно, для изучения и более полного понимания процессов в ионосфере Земли необходимо получить ряд одновременных измерений на интервале характерных масштабов ионосферной плазмы. Благодаря самоподобию и фрактальным свойствам ионосферы достаточно иметь два-три измерения внутри одного характерного масштаба.

### 3. ВОЗМОЖНЫЙ СПОСОБ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ

Для решения поставленных задач предлагается использовать несколько («облако») пико- или наноспутников («кубсаты»), которые позволят измерить электрическое поле (как постоянное, так и переменное), плотность плазмы, переменное магнитное поле одновременно в разных точках. Основным преимуществом пико-наноспутников является то, что их можно значительно быстрее разработать и изготовить. Другим важным преимуществом таких спутников является их малая стоимость по сравнению с большими и сложными космическими аппаратами (КА). Использование нескольких кубсатов даёт возможность проводить одновременные измерения в разных точках космического пространства и получать объёмную картину протекающих процессов.

Использование кубсатов — это новая и активно развивающаяся область в современных научных и образовательных программах (Annual report “National science foundation (NSF) cubesat-based science missions for geospace and atmospheric research”. Oct. 2013). В качестве примера успешного применения кубсатов для изучения свойств ионосферы можно привести проект DICE (Dynamic Ionosphere Cubesat Experiment). Этот американский проект представляет собой, по сути, первую серьёзную научную миссию с использованием кубсатов. Он направлен, в первую очередь, на исследование так

называемого балджа в среднеширотной ионосфере над территорией США. В этом проекте используется два кубсата серии 1,5U. Подробную информацию об этой миссии, различные технические, технологические и научные аспекты можно найти в статье [Fish et al., 2014].

#### 4. АРХИТЕКТУРА БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ

Для решения задач проекта необходимо одновременно измерять параметры ионосферной плазмы на разных пространственных масштабах с высоким временным разрешением: плотность плазмы, температура электронов и ионов, направленная скорость ионов, ионный состав, электрическое поле и др. Для упрощения (удешевления) кубсатов желательно отказаться от поддержания определённой ориентации спутников в пространстве. В этом случае мы вынуждены отказаться от измерений на борту «векторных» параметров в пользу «скалярных», не зависящих от ориентации КА в пространстве. Таким ограничениям удовлетворяет зонд Ленгмюра (например, [Varjatyu et al., 2009]), позволяющий измерять электронную концентрацию, а также концентрацию ионов, температуру электронов и потенциал аппарата относительно окружающей плазмы. Будут использованы два зонда. Это связано с тем, что за спутником тянется так называемая ионная тень — искажения плотности плазмы, вызванные его быстрым движением. Попадание датчика зонда в эту область приведёт к искажённым измерениям. Два несимметрично расположенных зонда позволят решить эту проблему.

Другим экспериментом являются измерения электрического поля методом двойного зонда [Fahleson, 1967]. Эти измерения важны для решения задач проекта и их также можно проводить без учёта ориентации аппарата. В этом эксперименте проводятся измерения разности потенциалов между двумя проводящими сферами, которые электрически изолированы от аппарата. Пара сфер составляет одну антенну. Поскольку ориентация спутника и система координат неопределённые, то трёх антенн будет достаточно для определения параметров флуктуаций модуля электрического поля. Аналогичным образом будет измеряться модуль переменного магнитного поля.

Кроме этого, будут проводиться измерения трёх компонент квазипостоянного магнитного поля для определения продольных токов, которые характеризуют магнитную активность. Для определения положения спутников и привязки результатов измерений ко времени будет использоваться GPS/ГЛОНАСС приёмник на борту. Данные приёмника будут использованы, в том числе, для определения полного электронного содержания вдоль луча распространения сигнала от GPS/ГЛОНАСС-спутников до кубсата.

Приведены характерные параметры плазмы на высоте спутников  $H = 800$  км. Из этих значений были определены пространственные масштабы, на которые необходимо развести кубсаты для оценки параметров спектра неоднородностей плотности и электромагнитных полей. Кроме этого, приведённые параметры позволяют оценить необходимое временное разрешение приборов — с учётом скорости движения спутников оно должно быть не хуже 30...60 мкс.

*Условия проведения измерений в ионосфере*

$$H = 800 \text{ км}, N_e = 10^4 \dots 10^5 \text{ см}^{-3}, B = 0,35 \text{ Гс}, T_e = 3000 \text{ К}, T_{o+} = 2000 \text{ К}$$

Гирорадиус электрона .....	5 см
Гирорадиус O+ .....	600 см
Дебаевская длина .....	2 см
Инерционная длина электрона .....	53 м
Инерционная длина O+ .....	570 м
Гирочастота электрона .....	0,9 МГц
Гирочастота O+ .....	32 Гц
Плазменная частота .....	0,9...2,9 МГц
Ионная плазменная частота .....	5...15 кГц

Измерения будут проводиться в двух режимах: 1) быстрый, высокоинформативный для подробных измерений на отобранных интервалах и 2) дежурный, низкоинформативный, предназначенный для мониторинга окружающей среды на длительных интервалах. Быстрый режим будет включаться во время наиболее важных участков пролёта: над работающими нагревными стендами и в авроральной области. В этом режиме суммарный поток информации будет составлять ~2 МБ/с и на одном витке в данном режиме будет накоплено ~1,2 ГБ информации. На остальных участках будет включён обзорный, медленный режим работы, с потоком информации ~2кБ/с (12 МБ/виток). Сброс телеметрии будет осуществляться на распределённую сеть приёмных станций (университетов, институтов и пр.).

Внутренняя архитектура спутника будет максимально упрощена для понижения стоимости. Служебные и научные параметры обрабатываются единообразно. Научные параметры, электрическое поле ( $E$ ), магнитное поле ( $B$ ), температура и плотность плазмы ( $T, n$ ) поступают на центральный процессор вместе со служебной информацией — выходным сигналом навигационного приёмника (GPS), данными контроля температуры ( $t$  [°C]), а также контроля напряжения питания и потребляемого тока. Более того, информация навигационного приёмника будет использована и для служебных, и для научных целей.

## 5. СТРАТЕГИЯ ПРОВЕДЕНИЯ ИЗМЕРЕНИЙ

Группировка кубсатов будет располагаться таким образом, чтобы обеспечить одновременные измерения на разных масштабах: часть спутников должна находиться внутри зоны инерционной длины электронов, другая — внутри зоны инерционной длины ионов, а один или несколько должны отстоять на расстояниях, превышающих эти величины. Примерная схема расположения спутников представлена на рис. 3.

Большинство спутников разведены вдоль орбиты, что технически проще. Расстояние между двумя первыми спутниками 1 и 2 (L1) должно быть меньше инерционной длины электронов, т.е.  $L1 < 50$  м. Расстояние между спутником 1 и 3 (L2) должно быть меньше инерционной длины ионов O<sup>+</sup>, т.е.  $L2 < 500$  м. Спутник 5 должен отстоять от спутника 1 на расстояние L3, существенно большем 500 м.

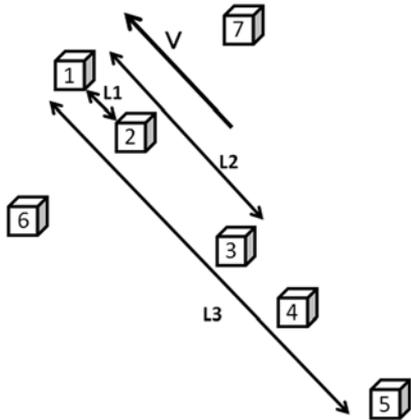


Рис. 3. Схема расположения спутников

На высоте 800 км, для которой сделаны оценки, плазма полностью замагничена, магнитное поле приблизительно вертикально и поэтому на приведённой схеме свойства плазмы вдоль и поперёк орбиты должны быть одинаковыми. Однако при измерениях в областях активного нагрева полезно иметь возможность проводить одновременные измерения на различных расстояниях от центра области в разных направле-

ниях. Поэтому два спутника (6 и 7) смещены по отношению к центральной орбите, что позволяет получить объёмную картину измерений.

Возможны два подхода к сбору и передаче результатов измерений. В первом подходе все спутники равнозначны и снабжены телеметрическими (ТМ) системами для передачи информации на землю. Во втором подходе один из спутников («матка») предназначен для приёма информации от других спутников, её накопления, организации и передачи на землю. При этом ТМ-системы других спутников могут быть более простыми и маломощными (дешёвыми). Такая схема предпочтительна, в том числе с точки зрения электромагнитной совместимости — маломощные ТМ-системы не будут создавать помех при локальных измерениях, но гораздо менее надёжная, поскольку выход из строя «матки» убивает всю систему. Вопрос об организации системы спутников будет рассмотрен с учётом и надёжности, и стоимости.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В проекте предлагается использовать одновременно несколько унифицированных пиконаноспутников (кубсатов), которые просты в изготовлении, что позволяет быстро и относительно дёшево изготовить необходимое их количество. Предполагается, что подобные кубсаты не будут долго находиться на орбите, следовательно, отпадает необходимость в дополнительных затратах на радиационную защиту спутника и можно использовать более дешёвые комплектующие при их производстве. Унификация позволяет не только удешевить и ускорить проектирование и изготовление, но и при необходимости произвести запуск дополнительных аналогичных спутников для получения вспомогательной информации на других масштабах или для уточнения уже имеющихся данных.

Для описания ионосферы авроральной области планируется применить нелинейные методы: фрактальный подход, теорию перколяции, которые разработаны и успешно апробированы авторами предлагаемого проекта. Оценки фрактальных характеристик реальных объектов в физических

задачах понимаются как характеристики скейлинговых свойств этих объектов, справедливые на некотором диапазоне масштабов. Поскольку самоподобные (скейлинговые), фрактальные свойства, как показано в различных работах (например, [Головчанская и др., 2012; Чернышов и др., 2013; Chernyshov et al., 2013]), присущи ионосфере, то достаточно иметь два-три измерения внутри одного характерного масштаба, чтобы получить величины, описывающие сложные нелинейные процессы.

Таким образом, данный проект предлагает использовать относительно простые и дешёвые в производстве спутники, кубсаты, которые обеспечат получение одновременных измерений в разнесённых точках, что позволит подтвердить/опровергнуть фрактальный характер авроральной ионосферы. Это важно и для фундаментальных исследований, и для решения практических задач.

## ЛИТЕРАТУРА

- [Альперт, 1960] *Альперт Я.Л.* Распространение радиоволн и ионосфера. М.: Изд-во АН СССР, 1960.
- [ГЛОНАСС..., 2005] ГЛОНАСС: принципы построения и функционирования / Под ред. Перова А. И., Харисова В. Н. 3-е изд., перераб. М.: Радиотехника, 2005.
- [Головчанская и др., 2012] *Головчанская И. В., Козелов Б. В., Дэспирак И. В.* Исследование широкополосной ELF турбулентности по данным спутника FAST // Геомагнетизм и аэрономия. 2012. Т. 52. № 4. С. 501–509.
- [Гуревич, 2007] *Гуревич А. В.* Нелинейные явления в ионосфере // Успехи физ. наук (УФН). 2007. Т. 177. № 11. С. 1145–1177.
- [Марчук, Смирнов, 2001] *Марчук В. Н., Смирнов В. М.* Определение электронного содержания ионосферы Земли по данным дальномерных и фазовых измерений // Электрон. журн. «Исследовано в России». 2001. № 127. С. 1465–1475.
- [Мизун, 1980] *Мизун Ю. Г.* Полярная ионосфера. Л.: Наука, 1980.
- [Чернышов и др., 2013] *Чернышов А. А., Могилевский М. М., Козелов Б. В.* Фрактальный подход к описанию авроральной области // Физика плазмы. 2013. Т. 39. № 7. С. 636–646. doi: 10.7868/S0367292113060024.
- [Шебшаевич и др., 1993] *Шебшаевич В. С., Дмитриев П. П., Иванцев Н. В.* и др. Сетевые спутниковые радионавигационные системы / Под ред. Шебшаевича В. С. 2-е изд. перераб. и доп. М.: Радио и связь, 1993.
- [Barjatya et al., 2009] *Barjatya A., Swenson C. M., Thompson D. C., Wright K. H.* Data analysis of the floating potential measurement unit aboard the international space station // Rev. Sci. Instrum. 2009. V. 80. No. 4. 041301. doi:10.1063/1.3116085.
- [Chernyshov et al., 2013] *Chernyshov A. A., Mogilevsky M. M., Kozelov B. V.* Use of fractal approach to investigate ionospheric conductivity in the auroral zone // J. Geophys. Res. (Space Phys.). 2013. V. 118. P. 4108–4118. doi: 10.1002/jgra.50321.
- [Fahleson, 1967] *Fahleson U.* Theory of electric field measurements conducted in the magnetosphere with electric probes // Space Sci. Rev. 1967. V. 7. P. 238–262.
- [Feder, 1988] *Feder J.* Fractals. N. Y.: Plenum Press, 1988.
- [Fish et al., 2014] *Fish C. S., Swenson C. M., Crowley G., Barjatya A.* et al. Design, development, implementation, and on-orbit performance of the dynamic ionosphere CubeSat Experiment Mission // Space Sci. Rev. 2014. V. 181. Iss. 1–4. P. 61–120. doi: 10.1007/s11214-014-0034-x.

- [Golovchanskaya, 2007] *Golovchanskaya I. V.* On the seasonal variation of electric and magnetic turbulence at high latitudes // *Geophys. Res. Lett.* 2007. V. 34. L13103. doi: 10.1029/2007GL030125.
- [Kelly et al., 2014] *Kelly M. A., Comberiate J. M., Miller E. S., Paxton L. J.* Progress toward forecasting of space weather effects on UHF SATCOM after Operation Anaconda // *Space Weather*. 2014. V. 12. Iss. 10. P. 601–611. doi: 10.1002/2014SW001081.
- [Paschmann et al., 2002] *Paschmann G., Haaland S., Treumann R.* Auroral Plasma Physics // *Space Sci. Rev.* 2002. V. 103.
- [Smith et al., 2008] *Smith A. M., Mitchell C. N., Watson R. J., Meggs R. W.* et al. GPS scintillation in the high arctic associated with an auroral arc // *Space Weather*. 2008. V. 6. S03D01. doi: 10.1029/2007SW000349.

## MULTIPOINT MEASUREMENTS OF PLASMA PARAMETERS AND ELECTROMAGNETIC FIELDS IN THE EARTH'S IONOSPHERE

*A. A. Chernyshov, D. V. Chugunin, M. M. Mogilevsky, I. L. Moiseenko, A. A. Ilyasov, V. V. Vovchenko, S. A. Pulinets*

Space Research Institute of Russian Academy of Sciences (IKI RAN)

The processes occurring in the auroral ionosphere are complex and nonlinear. The distribution of charged particles, their velocity and path of motion are the result of a large number of external factors, such as solar activity, the motion of the neutral atmosphere and geomagnetic situation. Permanent variation of parameters that affect the key characteristics of the auroral ionosphere does not allow to create a reasonably accurate model for practical application within the framework of the classical approach. Fractal approach to the description of the plasma properties in the auroral region is devoid of these shortcomings. At a certain loss of “physicality” in the description of the processes, this approach allows to obtain characteristics of the medium, including for practical use. However, validity of applying the fractal methods to the description of auroral processes requires verification. It is the aim of the proposed project. Small and relatively cheap satellites so-called CubSats will be used to verify the fractal approach to the description of the auroral region and the studies ionospheric irregularities, including artificial heating.

*Keywords:* auroral region, ionosphere, magnetosphere, fractals, Cubsat, nonlinear dynamics, ionospheric irregularities.

---

**Chernyshov** Alexander Alexandrovich — senior scientist, PhD, [achernyshov@iki.rssi.ru](mailto:achernyshov@iki.rssi.ru)

**Chugunin** Dmitry Vladimirovich — junior scientist, [dimokch@iki.rssi.ru](mailto:dimokch@iki.rssi.ru)

**Mogilevsky** Mikhail Mendelevich — head of laboratory, PhD, [mogilevsky2012@gmail.com](mailto:mogilevsky2012@gmail.com)

**Moiseenko** Irina Leonidovna — junior scientist, [moiseenko.i@mail.ru](mailto:moiseenko.i@mail.ru)

**Ilyasov** Askar Anvarovich — laboratory assistant, [asjosih@mail.ru](mailto:asjosih@mail.ru)

**Vovchenko** Vadim Valer'evich — junior scientist, [a1246@list.ru](mailto:a1246@list.ru)

**Pulinets** Sergey Alexandrovich — main scientist, doctor of physical and mathematical science, [pulse1549@mail.ru](mailto:pulse1549@mail.ru)