



ИПМ им.М.В.Келдыша РАН • Электронная библиотека

Препринты ИПМ • Препринт № 21 за 2009 г.



Биндель Д., Овчинников М.Ю.,  
Селиванов А.С., Тайль Ш.,  
Хромов О.Е.

Наноспутник GRESAT.  
Общее описание

**Рекомендуемая форма библиографической ссылки:** Наноспутник GRESAT. Общее описание / Д.Биндель [и др.] // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2009. № 21. 35 с. URL: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2009-21>

ОРДЕНА ЛЕНИНА  
ИНСТИТУТ ПРИКЛАДНОЙ МАТЕМАТИКИ им. М.В. КЕЛДЫША  
РОССИЙСКОЙ АКАДЕМИИ НАУК

KELDYSH INSTITUTE OF APPLIED MATHEMATICS  
RUSSIAN ACADEMY OF SCIENCES

Д. Биндель, М.Ю. Овчинников, А.С. Селиванов, Ш. Тайль, О.Е. Хромов

**Наноспутник GRESAT. Общее описание**

D. Bindel, M.Yu. Ovchinnikov, A.S. Selivanov, S. Theil, O.E. Khromov

**Nanosatellite GRESAT. General Description**

Москва

Moscow

2009

**Наноспутник GRESAT. Общее описание.** Д. Биндель (ZARM), М.Ю. Овчинников (ИПМ им. М.В. Келдыша РАН), А.С. Селиванов (РНИИ КП), Ш. Тайль (DLR), О.Е. Хромов (РНИИ КП). Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, Москва, 35 страниц, 11 рисунков, 5 таблиц, библиография: 18 наименований.

Приводится общее описание проектируемого российско-германского наноспутника GRESAT, цели и задачи международного проекта, в рамках которого разрабатывается аппарат. Кратко рассматриваются его подсистемы. Приводится схема взаимодействия российского и германского сегментов спутника.

**Ключевые слова:** наноспутник, магнитная система ориентации, бортовой компьютер, глобальная спутниковая связь, технологический эксперимент, международное сотрудничество

**Nanosatellite GRESAT. General Description,** D. Bindel (ZARM), M.Yu. Ovchinnikov (KIAM), A.S. Selivanov (RNIИ KP), S. Theil (DLR), O.E. Khromov (RNIИ KP), Preprint of KIAM RAS, Moscow, 35 Pages, 15 Figures, 5 Tables, 18 References.

General description of the being under development Russian-German nanosatellite GRESAT, aims and problems of the international project to be solved are given. Satellite subsystems are briefly described. Layout of Russian and German segments link is presented.

**Key words:** nanosatellite, magnetic attitude control system, onboard computer, global communication network, technological experiment, international collaboration

<b>Содержание (Contents)</b>	<b>стр (page)</b>
<b>Введение (Introduction)</b>	<b>3 (21)</b>
<b>1. Состав GRESAT (GRESAT structure)</b>	<b>4 (22)</b>
<b>2. Состав российского сегмента (Russian segment structure)</b>	<b>6 (24)</b>
<b>2.1. Бортовой компьютер (ROC) (Onboard computer (ROC))</b>	<b>6 (24)</b>
<b>2.2. Аппаратура спутниковой связи GLOBALSTAR (GLOBALSTAR satellite communication unit)</b>	<b>7 (25)</b>
<b>2.3. Система энергопитания (Power supply system)</b>	<b>8 (25)</b>
<b>2.4. Несущий каркас спутника (Satellite skeleton)</b>	<b>8 (26)</b>
<b>2.5. Система ориентации спутника (Satellite attitude control system)</b>	<b>9 (27)</b>
<b>2.6. Состав и массовые характеристики российского сегмента (Russian segment structure review)</b>	<b>10 (27)</b>
<b>3. Состав германского сегмента (German segment structure)</b>	<b>10 (28)</b>
<b>3.1. Обзор состава немецкого сегмента (German segment structure review)</b>	<b>10 (28)</b>
<b>3.2. Массовые характеристики сегмента (Segment mass features)</b>	<b>11 (28)</b>
<b>3.3. Бортовой компьютер ZOC (ZARM onboard computer (ZOC))</b>	<b>11 (28)</b>
<b>3.4. Магнитная система ориентации (Magnetic attitude control system)</b>	<b>11 (29)</b>
<b>4. Возможная научная полезная нагрузка (Candidate for a scientific payload)</b>	<b>14 (31)</b>
<b>Заключение (Conclusion)</b>	<b>17 (33)</b>
<b>Список литературы (References)</b>	<b>17 (33)</b>
<b>Обозначения и сокращения (Notations and Abbreviations)</b>	<b>18 (34)</b>

## Введение

Малогобаритные спутники уже прочно вошли в практику космических экспериментов и исследований. Одно из направлений, где они уверенно демонстрируют свои преимущества, это технологические эксперименты по тестированию миниатюрной элементной базы и отработке новых технологических решений. Другое направление – использование малогобаритных спутников в образовательном процессе. Все это обусловлено относительно невысокой стоимостью миссий и коротким временным циклом цепочки идея – результаты летных испытаний.

В работе рассматривается международный проект экспериментального наноспутника под условным названием GRESAT. ФГУП Российский научно-исследовательский институт космического приборостроения, Центр прикладных космических технологий и микрогравитации Бременского университета - Zentrum für angewandte Raumfahrttechnologie und Mikrogravitation, Институт прикладной математики им.М.В.Келдыша РАН и Московский физико-технический институт (государственный университет) подписали Соглашение о намерении разработать, создать и запустить наноспутник GRESAT [1]. Главные исполнители проекта – РНИИ КП и ZARM. Организации – участники проекта обладают разносторонним опытом в предметной области разрабатываемого проекта. Основой для его создания, в частности, явился успешный опыт РНИИ КП в разработке, создании и запуске в 2005 году первого отечественного наноспутника ТНС-0 №1 (рис.1) и приобретенный опыт в разработке перспективных аппаратов этого класса [2-4]; опыт ZARM в разработке и запуске наноспутника BremSat [5] в 1994г. (рис.2), участии в национальных (ABRIXAS, 1999г.), европейских (HYPER, 2020г.) и американских (STEP) проектах малых аппаратов; опыт ИПМ в анализе динамики и разработке принципов ориентации [6] и систем их реализующих для наноспутников (ТНС-0 №1 – 2005г. [7], Munin – 2000г. [8], REFLECTOR – 2001г. [9]); опыт МФТИ в подготовке высококвалифицированных кадров для высокотехнологичных отраслей науки и техники [10].

GRESAT представляет собой наноспутник с двумя системами управления ориентацией, двумя бортовыми компьютерами и двумя бортовыми средствами связи с наземным Центром управления полетом. В перспективе может быть рассмотрена возможность установки на нем миниатюрной системы регистрации заряженных частиц – масс-анализатор для исследования ионов.

Основная цель проекта - получить новые знания, накопить практический опыт в разработке и создании малогобаритных спутников с использованием современных средств миниатюризации, включая COTS-компоненты, верифицировать новые технологии и инженерные решения, создать систему менеджмента для управления международным проектом. Для достижения поставленных целей решаются следующие задачи. Во время летных испытаний проводится сравнительный анализ двух отличающихся друг от друга систем управления угловым движением и двух систем глобальной спутниковой связи с последующим анализом полученных экспериментальных результатов.

Выполняются измерения физических параметров окружающей среды. Отрабатывается схема взаимодействия двух бортовых компьютеров – российского и германского. При наземной предполетной отработке проводятся испытания с использованием лабораторного оборудования, разработанного в ИПМ [11] и ZARM [12]. Результаты испытаний элементов, входящих в состав каждой системы, будут способствовать их дальнейшему использованию в составе других разрабатываемых наноспутников. Важным результатом является формируемая команда молодых разработчиков проекта.

Рассмотрим базовый состав наноспутника GRESAT.



Рис.1. Внешний вид наноспутника THC-0 №1

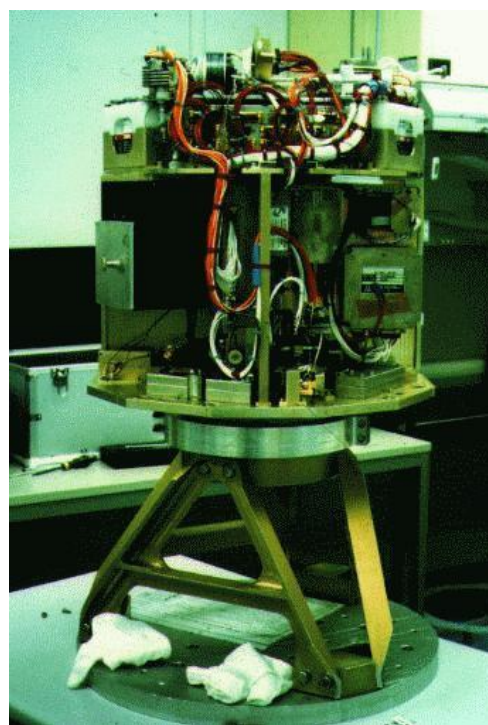


Рис.2. Микроспутник VremSat на монтажном стапеле

## 1. Состав GRESAT

GRESAT создается на базе наноспутника THC-0 №1 [3], функциональная блок-схема которого приведена на рис.3. Его бортовой компьютер использует однокиповый контроллер C8051F022 (Silicon Laboratories Company) и встроенную флэш-память. Источник питания – литиево-ионная батарея (2x18 В). Система терморегулирования - пассивная. Система ориентации – пассивная магнитная. Для связи с наземным комплексом управления используется система глобальной спутниковой связи GLOBALSTAR. Орбита спутника после отделения от Международной космической станции 28 марта 2005 года была почти круговой с высотой перигея 350 км и высотой апогея 359, наклонением 51.6° и периодом обращения 91.6 минут. Международный регистрационный номер спутника - 2005-007C; его имя - Tekhnologiya-42 (ТЕКh-42).

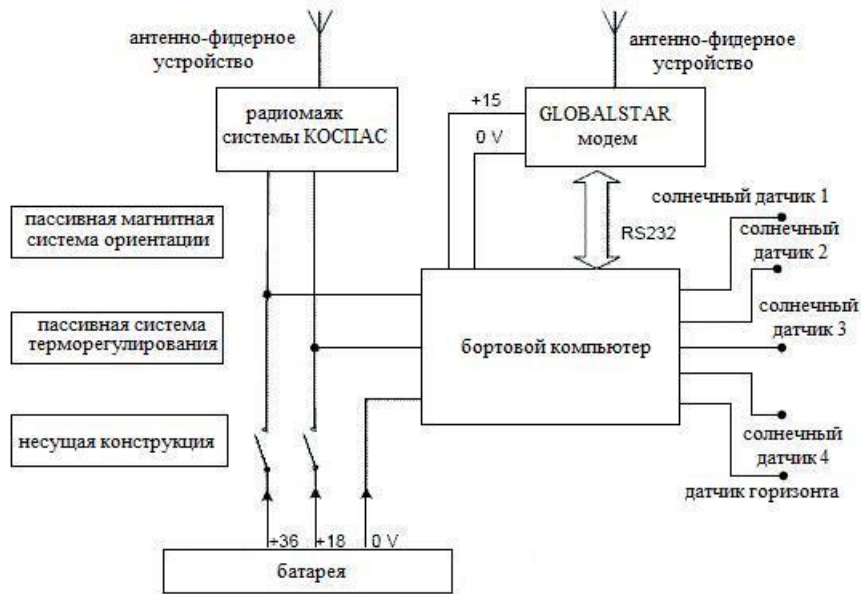


Рис.3. Функциональная блок-схема наноспутника THS-0 №1

Разрабатываемый наноспутник GRESAT имеет в своем составе следующие основные служебные элементы:

- несущий каркас,
- бортовая вычислительная машина ФГУП РНИИ КП (ROC),
- бортовая вычислительная машина ZARM (ZOC),
- система энергопитания (аккумуляторная батарея, устройство распределения электроэнергии, солнечные батареи),
- пассивная система терморегулирования,
- аппаратура спутниковой связи GLOBALSTAR (модем и антенно-фидерное устройство),

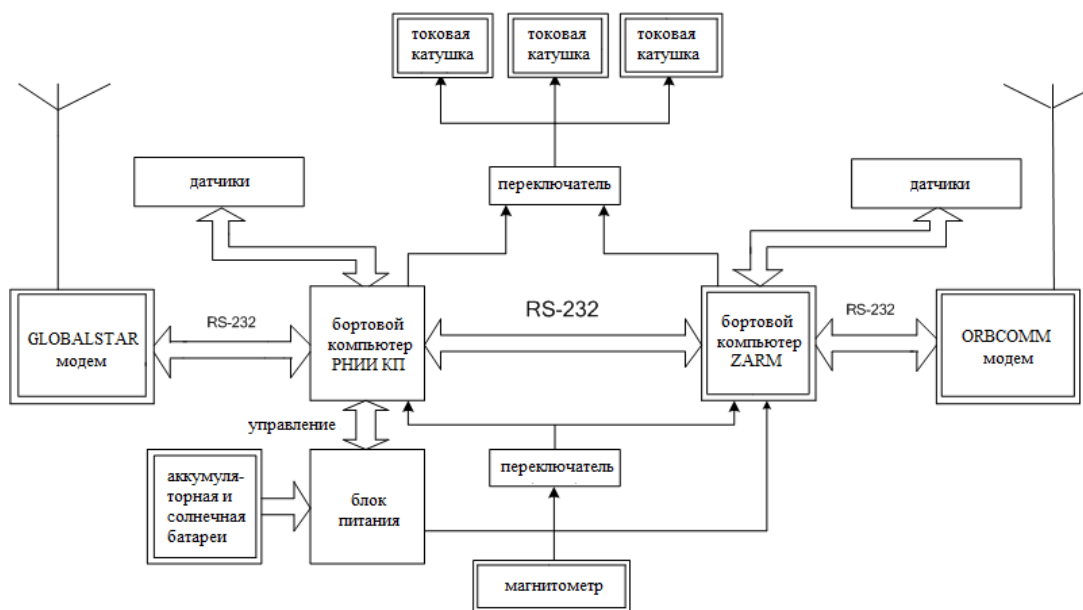


Рис.4. Общая функциональная схема спутника GRESAT

- аппаратура спутниковой связи ORBCOMM (модем и антенно-фидерное устройство),
- магнитная система ориентации (токовые катушки, магнитометр, датчики Солнца, датчик горизонта),
- коннекторы (реле).

Общая функциональная схема спутника приведена на рис.4. Так как будут использованы два комплекта БВМ, МСО и АСС, то приведем отдельное описание каждого сегмента – российского и германского. Российский сегмент имеет статус *Master*, германский сегмент имеет статус *Slave*.

## 2. Состав российского сегмента

### 2.1. Бортовой компьютер (ROC)

В составе спутника GRESAT бортовая вычислительная машина РНИИ КП (ROC) является основным вычислителем платформы. Бортовая вычислительная машина ZARM (ZOC) является дополнительным вычислителем. На спутнике будет реализована поочередная схема работы обоих компьютеров и двух систем ориентации. Будет реализована защита от выхода из строя бортового компьютера. При передаче управления от российского к германскому сегменту ROC переходит в режим ожидания. В этом режиме ROC не отдает никаких команд, а только получает от второго вычислителя пакеты данных с информацией о функционировании систем и с кодом подтверждения его корректного функционирования. В случае отказа ZOC происходит перехват управления основным бортовым компьютером. Пакет с данными об ошибке может быть передан на наземный комплекс управления, где эта ошибка обрабатывается. В дальнейшем реализуется возможность перезагрузки вышедшего из строя дополнительного компьютера для осуществления его повторного запуска через работающий основной компьютер путем загрузки исправленного программного обеспечения.

Планируется, что ROC будет реализован на базе процессора серии TMS320VC5 фирмы Texas Instruments. Управление будет осуществляться операционной системой на основе ядра реального времени DSP BIOS/API. Выход в Интернет должен осуществляться через систему спутниковой связи GLOBALSTAR. На борту устанавливаются аналоговые и цифровые температурные телеметрические датчики. Исходя из предполагаемых задач, которые будет решать весь наноспутник, ROC должен удовлетворять следующим минимальным требованиям:

- процессор TMS320VC5416 фирмы Texas Instruments с производительностью не менее 100 MIPS;
- ОЗУ данных - 64к\*16; ОЗУ программ - 64к\*16 (данные/программы загружаются в ОЗУ на момент исполнения);
- ПЗУ программ 512к\*8;



- энергонезависимое ЗУ данных/программ (аналог HDD) с файловой структурой не менее 512М\*8;
  - программное обеспечение:
    - операционная система BIOS/API для платформы TMS320 фирмы Texas Instruments;
    - средства разработки Code Composer Studio для платформы TMS320VC5XXX фирмы Texas Instruments (компилятор С, ассемблер);
    - исходный код прикладных программ, переносимых на платформу TMS320VC5XXX, должен быть написан с учетом требований ANSI C.
- Внешний вид ROC в корпусе показан на рис.4.

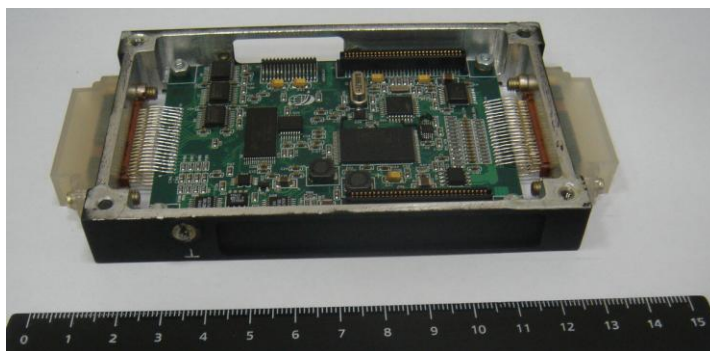


Рис. 5. Бортовой компьютер ROC в корпусе

## 2.2. Аппаратура спутниковой связи GLOBALSTAR

Аппаратура спутниковой связи состоит из модема и АФУ (рис.6). Она осуществляет связь наноспутника с наземным комплексом управления, прием команд управления аппаратом и передача в НКУ пакетов данных о его состоянии. В процессе летных испытаний планируется реализовать два режима работы АСС - асинхронный и пакетный режимы передачи данных. Пакетный режим по своим характеристикам более предпочтителен, чем асинхронный. В случае положительных результатов использования пакетного режима планируется его использование в штатном варианте.



Рис. 6. Аппаратура спутниковой связи GLOBALSTAR (модем и антенна)



### 2.3. Система энергопитания

На борту наноспутника планируется установить систему энергопитания, состоящую из литий-ионной аккумуляторной батареи (рис.7), солнечных батарей (рис.8) и устройства распределения энергии. Перезаряжаемый литий-ионный аккумулятор позволит увеличить срок активного существования спутника, солнечные батареи обеспечат заряд аккумулятора. Устройство распределения энергии включает в себя контроллер заряда аккумулятора, не позволяющий аккумулятору разрядиться ниже порогового напряжения. В процессе заряда контролируются напряжение и ток заряда, температура аккумулятора, другие параметры.

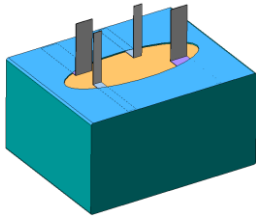


Рис.7. Литий-ионный аккумулятор

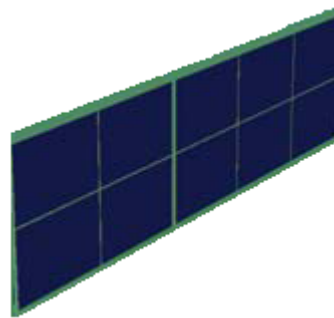


Рис.8. Пластина солнечных батарей

### 2.4. Несущий каркас спутника

Конструкция GRESAT создается на основе наиболее удачных ранних разработок и с учетом современных технологий. Конструкция аппарата должна обеспечить его надежное автономное функционирование в течение всего срока службы в условиях непрерывного пребывания в специфических условиях открытого космоса. Обладая высокой функциональной плотностью, GRESAT должен иметь малый объем и массу. Несущий каркас (рис.9) должен удовлетворять следующим требованиям:

- иметь минимально возможную массу при заданных надежности и энергетических показателях;
- форма должна быть оптимальной по условиям функционирования;
- оптимальное использование пространства GRESAT с целью обеспечения необходимых условий терморегулирования, удобного доступа к узлам и блокам и возможности замены блоков перед стартом;
- способность выдерживать заданные механические воздействия;
- способность выдерживать резкие колебания температуры в условиях открытого космоса (-50 ... +60 °С);
- иметь устойчивость к дестабилизирующим факторам;
- обладать электромагнитной герметичностью;
- быть технологичным и простым в изготовлении и иметь минимальную стоимость.

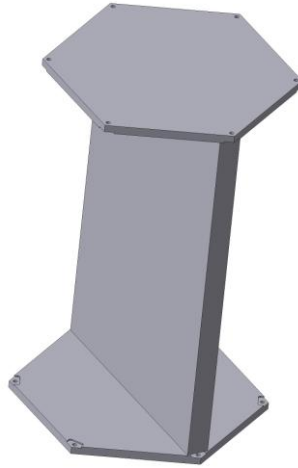


Рис.9. Несущий каркас

Каркас изготавливается из сотовой алюминиевой панели.

## 2.5. Система ориентации спутника

К системе ориентации спутника не предъявляются жестких требований по обеспечению его углового движения. Будут апробированы различные как по режимам, так и по способам реализации алгоритмы ориентации.

Планируется использовать трехосный магнитометр, солнечные датчики, три взаимно перпендикулярные токовые катушки, систему определения положения центра масс спутника на орбите. Вначале спутник будет стабилизироваться по вектору индукции геомагнитного поля. Это будет реализовано в два этапа. С использованием традиционного алгоритма *B-dot* выполняется успокоение начального возмущенного движения, вызванного погрешностями при отделении. Затем с использованием трех катушек для создания восстанавливающего и демпфирующих моментов, спутник приводится к ориентации продольной осью вдоль вектора напряженности геомагнитного поля. Управление формируется на основе второго метода Ляпунова. Достигнутый режим считается штатным.

Оснащенный таким образом спутник также предполагается стабилизировать в инерциальном пространстве собственным вращением. Отдельно стоит проблема выбора заданного направления в инерционном пространстве для оси вращения спутника. Самым привлекательным является режим ориентации оси вращения по нормали к плоскости орбиты. Этот режим не требует затрат энергии для поддержания заданного направления оси вращения. Удержание положения этой оси будет осуществляться за счет комбинации гравитационного момента и момента центробежных сил инерции.

Если энергетика окажется достаточно, то планируется провести эксперименты с ориентацией оси вращения в других направлениях - ориентировать эту ось на Солнце или на спутник системы GLOBALSTAR. После проведения экспериментов с такой ориентацией оси вращения ничто не мешает

перейти к упомянутой ранее ориентации по нормали к плоскости орбиты, чтобы не тратить энергию батарей.

Одно из важных достоинств выбора системы ориентации собственным вращением это то, что в результате экспериментов со спутником GRESat будут проверены алгоритмы для ориентации наноспутника ТНС-1.

Как опционный рассматривается вариант обеспечения трехосной ориентации с использованием токовых катушек относительно орбитальной системы координат.

## 2.6. Состав и массовые характеристики российского сегмента

Российский сегмент включает в себя компоненты, приведенные вместе с их массовыми характеристиками в Табл.1.

Компонента	масса, г
несущий каркас	1994
бортовая вычислительная машина ФГУП РНИИ КП (ROC)	120
система энергопитания (аккумуляторная батарея, устройство распределения электроэнергии, солнечные батареи)	530
аппаратура спутниковой связи GLOBALSTAR (модем и антенно-фидерное устройство)	347
<b>ИТОГО</b>	<b>2991</b>

Табл.1. Массовые характеристики компонент российского сегмента спутника GRESAT

## 3. Состав германского сегмента

Германский сегмент включает элементы магнитной системы ориентации (магнитометр и три токовые катушки), бортовой компьютер (ZOC), модем ORBCOMM и АФУ. Российский сегмент имеет доступ к измерительным и исполнительным органам германской части магнитной системы ориентации, а также подает команды на включение и выключение ZOC.

### 3.1. Обзор состава германского сегмента

Комплектование спутника двумя бортовыми компьютерами (ROC и ZOC) позволяет партерам провести независимо тестирование собственных алгоритмов в условиях космоса. Компьютеры соединены через коммуникационный интерфейс и могут обмениваться командами и данными. Поскольку на спутнике устанавливается две независимые коммуникационные системы, то компьютеры могут обмениваться и данными, получаемыми и передаваемыми на наземный сегмент, например, в случае неисправности одного из каналов связи.

Источником питания служат аккумуляторная и солнечная батареи. ROC управляет расходом энергии для всех германских компонент.

Магнитометр работает постоянно и обеспечивает данными оба компьютера одновременно. Токовые катушки могут быть использованы обоими компьютерами. Специальный переключатель определяет какой компьютер в текущее время управляет катушками.

### 3.2. Массовые характеристики сегмента

Состав германского сегмента с массовыми характеристиками приведен в табл.2.

Компонента	типовая масса, г	максимальная масса, г
бортовая вычислительная машина ZARM (ZOC)	130	200
датчики (магнитометр, термодатчики)	75	110
ORBCOMM (модем, АФУ)	200	240
токовые катушки	70	90
Вспомогательное оборудование (разветвитель, жгут)	60	200
<b>ИТОГО</b>	<b>535</b>	<b>760</b>

Табл.2. Массовые характеристики компонент германского сегмента спутника GRESAT

### 3.3. Бортовой компьютер ZOC

ZOC разработан и изготовлен в ZARM'e (Fig.10). Он использует микроконтроллер Atmel AVR ATMega128 в качестве основного процессора, который работает с задающим кварцевым генератором с частотой 3.6864 МГц. Микроконтроллер имеет два интерфейса типа USART. Один из них подсоединен через разъем RS232, другой – мультиплексный и соединен к двум другим разъемам RS232 и к разъему RS422. Разъемы RS232 используются для соединения с ROC и ORBCOMM, третий используется только для тестов. Разъем RS422 соединен с магнитометром. Имеются два конвертера аналогового сигнала в цифровой (ADC). Внутренний конвертер – восьмиканальный, 10-ти битовый - имеет 8 переключателей. Тем самым, возможно подключение до 15 внешних датчиков к конвертеру для проведения измерений (один уже зарезервирован для проведения температурных измерений). Внешний конвертер имеет тоже восемь каналов, 12-ти битовый с подсоединенным восьмиканальным мультиплексором. Таким образом, возможно подключение 15 внешних источников сигнала. Четыре из них уже используются для текущих измерений. Также в состав компьютера входят часы реального времени с внешним источником питания, которые соединены с микроконтроллером через двухпроводной последовательный интерфейс (TWI). Микроконтроллер генерирует три сигнала с импульсно-широтной модуляцией для токовых катушек с передачей через три силовых транзистора (MOSFET). Имеется также

по крайней мере двухканальный 12-ти битовый конвертер цифрового в аналоговый сигнал, но его применение пока находится в стадии обсуждения.

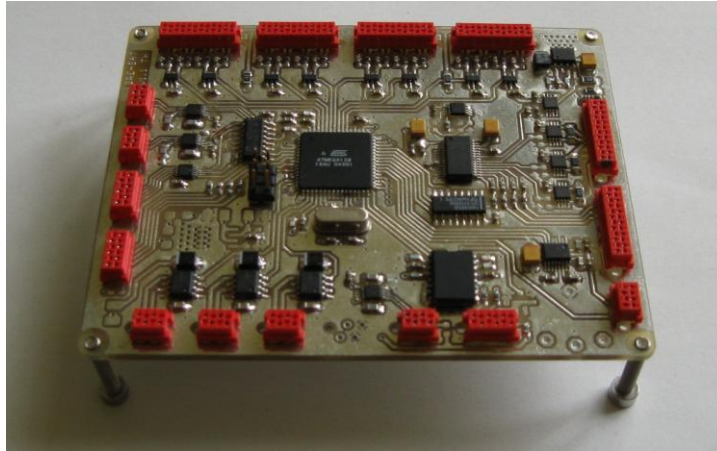


Fig.10. ZOC- бортовой компьютер ZARM'a

Характеристики микроконтроллера:

- экономичный восьмибитовый микроконтроллер с RISC-архитектурой;
- 128-ми килобайтная встроенная перепрограммируемая флэш-память;
- 4-х килобайтная внутренняя память SRAM-память, используемая операционной системой – самогенерирующейся с бесконечным циклом, находящейся в ожидании от ROC команды запуска на выполнение последующих задач. Все необходимые приложения для этих задач программируются в ANSI C. В качестве базисной библиотеки используется AVR Libc 1.6.4.

Рассмотрим функциональное назначение магнитной системы ориентации.

### 3.4. Магнитная система ориентации

Как было сказано выше, одной из целей миссии является демонстрация функционирования активной магнитной системы ориентации, реализующей различные режимы движения спутника относительно центра масс. Работа германского сегмента MCO включает следующие фазы:

- инициализация,
- стабилизация,
- наблюдение,
- эксперименты с различными алгоритмами ориентации (опционно).

По общей схеме функционирования российский бортовой компьютер (ROC) является центральным вычислительным устройством и управляет работой германского бортового компьютера (ZOC). Это включает в себя контроль во время выполнения ZOC различных фаз. ROC может включать и выключать ZOC, а также направлять управляющие команды для активизации других режимов работы системы.

Фаза инициализации требуется после включения ZOC. Одной из основных задач в этой фазе является проверка работоспособности подсистем путем контроля температуры, напряжения и тока. Магнитометр и модем тестируются, анализируя последовательный код или обмен контрольными сообщениями. В фазе инициализации может быть использован метод FDIR [15] для реализации альтернативного набора функциональных возможностей, если неисправны подсистемы. Важным результатом является способность спутника поддерживать связь с наземным пунктом управления с использованием двух имеющихся на борту модемов различных коммуникационных систем. Результатом выполнения фазы инициализации будет состояние незанятости для ZOC для приема следующих команд от ROC.

*Фаза стабилизации* является наиболее важным этапом функционирования MCO. Здесь происходит активное гашение начальных угловых возмущенных движений спутника. Задачи, которые подлежат решению на этом этапе, включают первичное определение текущего углового движения спутника и затем демпфирование начального вращения. Магнитное поле измеряется с высокой частотой для того, чтобы провести аккуратное моделирование в наземных условиях начальных условий движения спутника. Предполагаемая минимальная частота съема данных составляет 10 Гц, которая может быть лимитирована рабочими возможностями магнитометра. Длительность сессии измерения выбирается, по крайней мере, не менее двух минут, чтобы “уловить” даже медленные вращения. Следует заметить, что движение может быть определено лишь относительно вектора местной индукции геомагнитного поля. Реальное движение относительно инерциального пространства требует использования других датчиков ориентации или методов обработки измерений.

После *фазы первичного определения углового движения* спутник выполняет маневр успокоения с использованием токовых катушек. В зависимости от скорости начального вращения этот маневр может занять несколько часов. Дальнейшее моделирование движения позволит установить достоверность предположений об угловом движении. Демпфирование является существенной фазой и должно быть выполнено в автономном режиме, если уж ROC дал команду ZOC на его выполнение и фаза первичного определения углового движения спутника завершена. Целью режима демпфирования является синхронизация углового движения спутника с движением местного вектора **V** индукции геомагнитного поля. Во время движения спутника по кеплеровой орбите вокруг Земли вектор индукции медленно поворачивается, совершая движение, близкое периодическому с удвоенной орбитальной частотой. Скорость его изменение в связанной со спутником системе координат определяется через два последовательных измерения бортового магнитометра методом конечных разностей. Используется *V-dot* алгоритм для формирования магнитного дипольного момента спутника с помощью токовых катушек для успокоения спутника относительно вращающегося вектора индукции. После выполнения этого маневра спутник в своем угловом движении будет отслеживать вектор **V**. Достигнутое медленное вращение вместе с вектором **V** спо-

способствует повышению качества связи с Землей в отличие от быстрого начального вращения.

*Фаза наблюдения* используется для измерений вариации различных данных после фазы стабилизации. В рамках фазы наблюдения будет исследоваться режим магнитной ориентации на относительно длительном интервале времени. Внешние поля будут индуцировать возмущающие моменты и без управления спутник может вновь начать вращаться.

Другим интересным объектом исследования является температура внутри корпуса спутника. Благодаря орбите с затененными Землей участками спутник будет находиться как под прямыми солнечными лучами, так и в тени планеты. Это будет влиять на температурный режим внутри спутника и его отдельных компонент. Измерения температуры в течение нескольких витков будут использованы для верификации тепловой модели спутника.

Фаза экспериментов с магнитной системой ориентации предполагается как опционная для проверки альтернативных способов магнитной ориентации. Например, можно испытать возможность поворота спутника относительно вектора  $\mathbf{B}$  на  $90^\circ$ . Для этого будут использованы другие алгоритмы, отличные от упомянутого выше алгоритма  $\mathbf{B}\cdot\dot{\mathbf{B}}$ . Возможность реализации таких маневров будет зависеть от имеющихся энергетических возможностей спутника после выполнения фазы успокоения.

#### **4. Возможная научная полезная нагрузка<sup>1</sup>**

Наноспутники предоставляют заманчивую возможность оперативных полетных испытаний для научной полезной нагрузки. Достоинствами таких аппаратов являются их низкая стоимость наряду с коротким временем цикла разработки и создания полезной нагрузки. Недостатком являются очень ограниченный бюджет ресурсов, зачастую неоптимальная орбита, неудобный вывод на орбиту и обычно сильно ограниченные возможности по передаче данных на землю. Наноспутники могут быть использованы скорее для испытаний новых способов проведения измерений и/или тестирования COTS элементов, чем для проведения комплексных научных исследований. Одно из направлений испытаний – это тестирование в условиях космического полета приборов, предназначенных для межпланетных миссий. Именно такие приборы работают в условиях весьма ограниченного обеспечения. Предварительные обсуждения, имевшие место в Шведском институте космической физики (Swedish Institute of Space Physics - IRF) в Кируне, показали потенциальный интерес к GRESAT'у как к платформе для проведения тестовых испытаний сверхлегких, миниатюрных масс-спектрометров для измерения ионов и нейтронов в рамках экспериментов по изучению физики межпланетной плазмы. Способность GRESAT'а к обеспечению собственного вращения является весьма заманчивой, так как это может обеспечить сканирование пространства с постоянным углом нутации.

---

<sup>1</sup> Представлено заместителем директора Института космической физики, Кируна доктором С.Барабашом.



Институт космической физики в настоящее время разрабатывает серию миниатюрных ионных масс-спектрометров для вывода на орбиту на индийском лунном аппарате Chandrayaan (прибор SWIM), европейском аппарате Veri Colombo (прибор MIPA), российском аппарате Фобос-грунт (прибор DIM) и на китайском микроспутнике Yinghou (прибор YPP), планируемом для доставки к Марсу как попутной нагрузки в рамках миссии Фобос-грунт. Также IRF планирует испытать ионный сенсор, изготовленный на базе MEMS-шаттера (жалюзи) на борту шведского технологического микроспутника PRISMA (прибор PRIMA). Основные бюджеты приборов этой серии приведены в табл.3. На рис.11 приведен внешний вид летного образца миниатюрного масс-спектрометра SWIM для индийской лунной миссии Chandrayaan. Его основные характеристики приведены в табл.4.

Прибор	масса, г	мощность, Вт	размеры корпуса, мм	Примечания
SWIM, MIPA, DIM, YPP	450–550	1.8	72x83x156 (DIM, YPP)	Масса меняется в зависимости от конструкции и оптического устройства, улавливающего ионы
PRIMA	650	2.5	91x96x156	Включает в себя массу преобразователя напряжения и устройства распределения электроэнергии

Табл.3. Бюджеты миниатюрных ионных масс-анализаторов разработки IRF

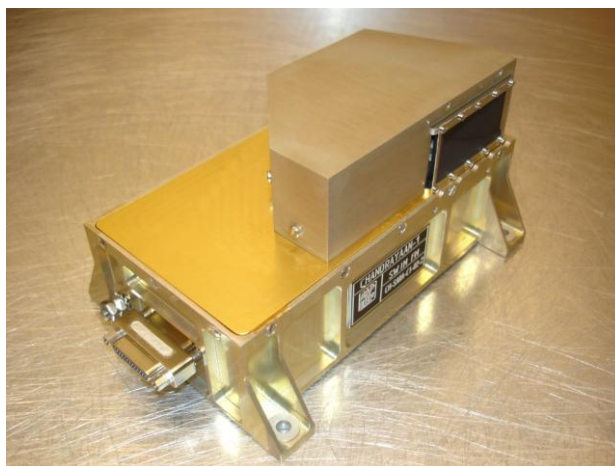


Рис.11. Летный образец Chandrayaan-1/SWIM (предшественник прибора MIPA)

диапазон измеряемой энергии, эВ	15 – 15000 (SWIM, MIPA, DIM, YPP) 10 – 300 (PRIMA)
энергетическое разрешение $\Delta E/E$ , %	7
поле зрения, град	90 x 360 (MIPA, DIM, YPP) 10 x 180 (SWIM, PRIMA)

угловое разрешение (FWHM), град	22.5 x 60, 10 x 10
диапазон масс, а.е.м.	1 – 50
массовое разрешение, $\Delta M/M$ , %	~5

Табл.4. Характеристики летного образца Chandrayaan-1/SWIM

Требования на передачу телеметрии варьируются в пределах 0.1 – 1 Кбит/с и зависят от режима работы прибора и объема данных, обработанных на борту. Убедительный опыт, накопленный в процессе разработки этой серии приборов, показал, что практический предел миниатюризации инструментов рассматриваемого типа достигнут. Размеры корпуса прибора и его масса определяются сейчас скорее не характеристиками самого анализатора, а требуемой электронной “обвязкой”, в частности, источником высоковольтного напряжения. Возможная оптимизация механической части и электроники может уменьшить общую массу до 400 г, но будет требовать значительных усилий, несоизмеримых с высоким риском проекта. Расход энергии зависит от набора ресурсов, поставляемых платформой, и используемого датчика, но не может быть меньше 1.5 Вт.

В настоящее время в IRF изучаются конструкции анализаторов, основанных на мини-рефлектронах или электростатических уловителях для того, чтобы существенно улучшить массовое разрешение существующих датчиков, сохраняя массу анализатора на том же уровне, как и у предыдущих моделей. Ионные масс-анализаторы, основанные на этих новых конструкторских идеях, предусматриваются к использованию в грядущих межпланетных миссиях и, таким образом, требуют своей верификации в условиях реального космического полета. С точки зрения прагматики более реалистично сравнивать конструкции ионных масс-анализаторов, использующих собственные преобразователь тока и устройство распределения электроэнергии. Это повышает требования по массе и энергетике, но “развязывает” процессы разработки платформы и прибора в разных странах и упрощает интерфейсы. В табл.5 приведены базовые требования прибора в сравнении с возможностями наноспутника GRESAT.

Параметр	IMS	GRESAT	IMS в сравнении с GRESAT
масса, кг	0.600 – 0.65	5 – 6	~10%
электрическая мощность, Вт	2.5	8 - 9 (с солнечными батареями)	~30%
объем, мм	100x100x160	высота-300, диаметр-170	подгоняется, но тесно
Телеметрия, бит/с	100-200	7200	вполне удовлетворительно
напряжение питания, В	+28	+18, +36V	IMS может быть настроен на соответствие с GRESAT

Табл.5. Характеристики ионного масс-спектрометра (IMS) в сравнении с характеристиками наноспутника GRESAT

Может показаться, что с системной точки зрения лимитирующим фактором является энергия, но этот конфликт может быть снят перераспределенным по времени питанием. Подводя итог, можно констатировать, что полезная исследовательская нагрузка рассматриваемого типа вполне привлекательная и подходящая именно для наноспутника GRESAT.

### **Заключение**

Проведенный этап предварительного рассмотрения целевых функций, назначения и состава наноспутника в рамках международного проекта GRESAT показал возможность его реализации в рамках Программы международного сотрудничества ФКА (Роскосмоса) и DLR, РНИИ КП с соисполнителями и ZARM, а также и IRF.

### **Список литературы**

1. О.М.Овчинникова. Космический проект МФТИ и ZARM. М.: За науку, 31 марта 2006г., N 13-14 (1751-1752), с.2.
2. Yu.M.Urlichich, A.S.Selivanov, A.A.Stepanov, Two Nanosatellites for Space Experiments // Digest of 5<sup>th</sup> International IAA Symposium on Small Satellites for Remote Sensing, April, 4-8, 2005, Berlin, Paper IAA-B5-1403, pp.527-530.
3. Ю.М.Урличич, А.С.Селиванов, В.М.Вишняков, С.А.Сергеев, Ю.С.Денисов, И.В.Чурило. Технологический наноспутник ТНС. Разработка и летные испытания // Труды XL Чтений, посвященных разработке научного наследия и развития идей К.Э.Циолковского, 13-15 сентября, 2005г., Калуга. Секция “Проблемы ракетной и космической техники”. Казань, Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2006, с.31-41.
4. А.С.Селиванов, В.М.Вишняков, М.Ю.Овчинников, И.В.Чурило. Наноспутниковые технологии экспериментальной отработки космической техники // Труды XLI Чтений, посвященных разработке научного наследия и развития идей К.Э.Циолковского, 12-14 сентября, 2006г., Калуга. Секция “Проблемы ракетной и космической техники”. Казань, Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2007, с.31-42.
5. H.Iglseder, H.J.Rath, P.Schlomm, BREMSAT: a Small University Satellite // Proceedings of the First European Workshop on Flight Opportunities for Small Payloads, ESRIIN, Frascati, Italy, 8-10 Febr., 1989 (ESA SP-298, Apr.1989), pp.53-57.
6. М.Ю.Овчинников, В.И.Пеньков, И.Ю.Кирюшкин, Р.Б.Немучинский, А.А.Ильин, Е.Е.Нохрина. Опыт разработки, создания и эксплуатации магнитных систем ориентации малых спутников // Препринт Института прикладной математики им.М.В.Келдыша РАН, М.: 2002, N 53, 32с.
7. M.Yu.Ovchinnikov, A.A.Ilyin, N.V.Kupriynova, V.I.Penkov, A.S.Selivanov, Attitude dynamics of the first Russian nanosatellite TNS-0 // Acta Astronautica, 2007, V.61, Issue 1-6, pp.277–285.

8. S.Barabash, I.Kiryushkin, O.Norberg, M.Ovchinnikov and V.Penkov, The Nanosatellite Munin, a Simple Tool for Auroral Research // Advances in Space Research, 2003, V.31, Issue 2, pp.313-318.
9. М.Ю.Овчинников, В.Д.Шаргородский, В.И.Пеньков, С.А.Мирер, А.Д.Герман, Р.Б.Немучинский. Наноспутник REFLECTOR. Выбор параметров системы ориентации // Космические исследования, 2007, т.45, N 1, с.67–84.
- 10.М.Ю.Овчинников, А.А.Дегтярев. Применение компьютерных технологий при изучении теоретической механики и исследовании динамики сложных механических систем. Учебно-методическое пособие. М.: МФТИ, 2007, 56с.
- 11.С.О.Карпенко, М.Ю.Овчинников. Лабораторный стенд для полунатурной отработки систем ориентации микро- и наноспутников. Препринт ИПМ им.М.В.Келдыша РАН, М.:, 2008, N 38, 32 с.
- 12.Д.С.Иванов, Т.Вальтер, Д.Биндель, М.Ю.Овчинников. Стенд для отработки алгоритмов управления движением многоэлементных систем. Препринт ИПМ им.М.В.Келдыша РАН, М.: 2008, N 56, 32 с.
- 13.<http://directory.eoportal.org/presentations/8790/10689.html>
- 14.Ю.М.Урличич, А.С.Селиванов, О.Е.Хромов и др. Промышленный образец спутника ТНС-0 // Патент N 45128 на полезную модель, зарегистрирован в Государственном Реестре РФ 27 апреля 2005 года (патентодержатель – ОАО Космического приборостроения), 2с.
- 15.<https://www.cs.tcd.ie/~salkhama/Asad-M-Thesis-FDIR-v.1.9.pdf>

### **Обозначения и сокращения**

ТНС-0 – Технологический Нано-Спутник

GRESAT - German Russian Education SATellite

ФГУП РНИИ КП – Федеральное государственное унитарное предприятие Российский научно-исследовательский институт космического приборостроения (РНИИ КП)

ZARM - Zentrum für angewandte Raumfahrttechnologie und Mikrogravitation  
 Центр прикладных космических технология и микрогравитации Бременского университета

ИПМ им.М.В.Келдыша РАН - Институт прикладной математики им.М.В.Келдыша Российской академии наук

МФТИ - Московский физико-технический институт (государственный университет),

IRF – Институт космической физики, Кируна, Швеция,

БВМ - бортовая вычислительная машина,

АФУ - антенно-фидерное устройство,

МСО - магнитная система ориентации,

АСС - аппаратура спутниковой связи,

ROC – RNIИ KP On-board Computer (бортовой компьютер РНИИ КП)

ZOC – ZARM's On-board Computer (бортовой компьютер ZARM'a)

ЗУ – запоминающее устройство,

ОЗУ – оперативное запоминающее устройство,

ПЗУ - постоянное запоминающее устройство,

СЭП - система энергоснабжения;

НКУ - наземный комплекс управления

FDIR - Fault Detection, Isolation and Recovery (in On-Board Software) (бортовое программное обеспечение для определения неисправности, ее местоположения и устранения)

ADC – Analog-to-Digital Converter – преобразователь аналогового сигнала в цифровой

ТВИ - Two Wire Serial Interface – двухпроводный последовательный интерфейс

PWM - Pulse-Width Modulation – импульсно-широтная модуляция

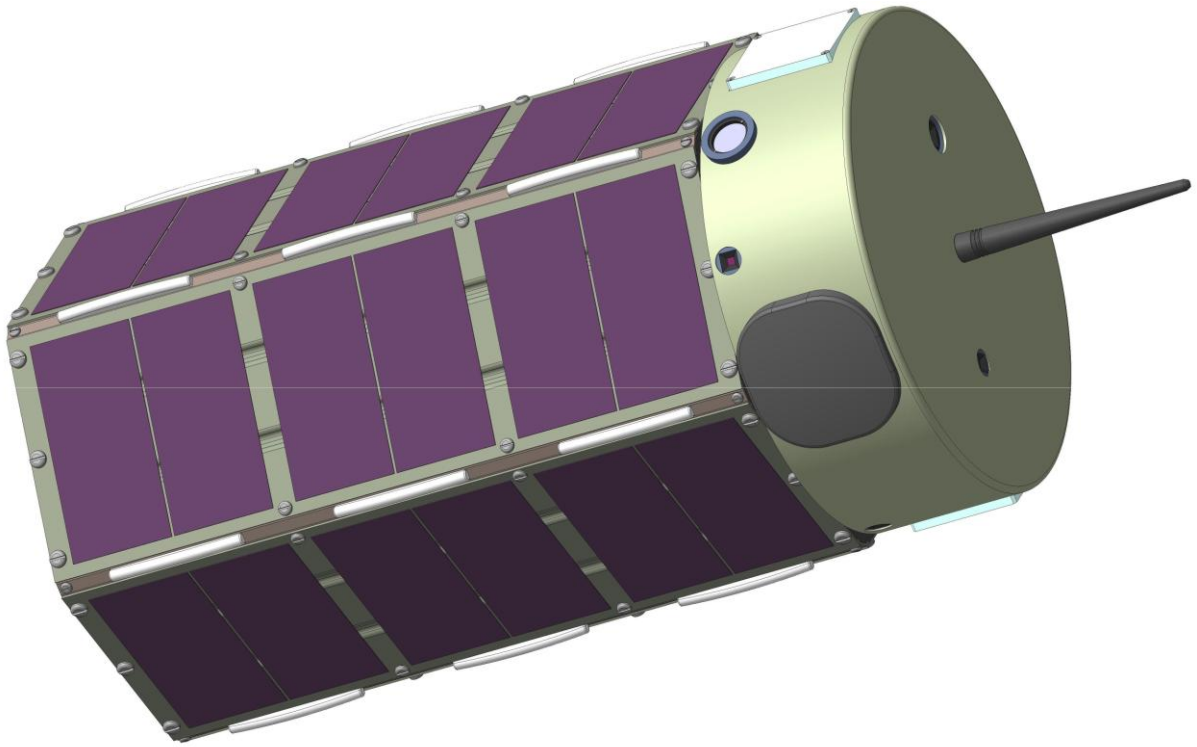
MOSFET - Metal–Oxide–Semiconductor Field-Effect Transistor – силовой транзистор для усиления и переключения сигнала

SRAM - Static Random Access Memory- статическая оперативная память с произвольным доступом

ISS – International Space Station (Международная космическая станция)

COTS - Commercial-off-the-shell (серийные компоненты промышленного назначения)

IMS - ion mass spectrometer (ионный масс-спектрометр)



## Introduction

Small-sized satellites have already become customary for experiments and research realization in the space. A direction where they demonstrate their advantages includes technological experiments in miniature component set testing and new technological solutions verification. Another direction includes educational process. This is caused by relatively low cost of missions and by short time required between the idea and results of the flight test.

The Russian-German international project of the experimental nanosatellite by the code-name GRESAT is presented in the paper. Federal State Unitarian Enterprise “The Russian Research Institute of Space Device Engineering” (hereafter referred to as RRI SDE or RNII KP as in Russian abbreviation), the Center of Space Technology and Microgravity (Zentrum für angewandte Raumfahrttechnologie und Mikrogravitation) of the Bremen University (ZARM), the Keldysh Institute of Applied Mathematics of RAS (KIAM) and Moscow Institute of Physics and Technology (MIPT) have signed the Agreement for Intention concerning joint development, fabrication, testing and launching of the GRESAT nanosatellite [1]. The Principal Investigators of the project are RRI SDE and ZARM. The project participants are possessed of many-sided experience in knowledge domains of the project. Some especially successful pieces of experience have supported its development. Among those are RNII KP experience in design, fabrication and launching of the first Russian nanosatellite TNS-0 №1 (Fig.1) in 2005 and collected know-how in perspective satellite development [2-4], ZARM experience in development and launching of BremSat microsatellite [5] in 1994 (Fig. 2), participation in national (ABRIXAS, 1999), European (HYPER, 2020) and US (STEP) small satellite projects, KIAM experience in dynamics analysis and development of the nanosatellite attitude principles [6], in realizing the attitude control systems (TNS-0 №1, 2005 [7], Munin, 2000 [8], REFLECTOR, 2001 [9]), MIPT experience in training of well-qualified manpower for high-tech branches of science and engineering [10].

GRESAT is a nanosatellite with two different attitude control systems, two on-board computers and two different onboard sets of equipment for communication with on-ground mission control center (MCC) through Internet. Also, the opportunity to install a miniature unit for charged particles registration as a scientific payload like ion mass analyzer can be taken into consideration. The project main purposes are to extend knowledge and to gain practical experience in small-sized satellites development and realization using modern miniature components including COTS, to verify new technology and design solutions, to create a management system for international project realization. Following tasks are accomplished for the goals achievement. During the flight tests a comparative analysis of two attitude control systems and of two global satellite communication systems (with posterior analysis of the experimental data) is carried out. At presence of a scientific payload the environment parameters are measured. A cooperation scheme of two onboard computers (the Russian one and the German one) is realized. The ground test is conducted using the laboratory facilities developed by KIAM [11] and



ZARM [12]. The subsystems test results are going to contribute to its further use as part of other nanosatellites being under design. The team of young project conductors is created.



Fig. 1. TNS-0 №1 nanosatellite appearance

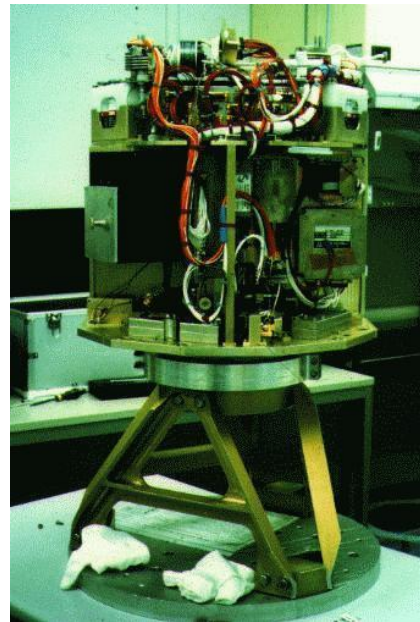


Fig. 2. BremSat microsatellite at integrating bench

## 1. GRESAT structure

GRESAT is developed on the basis of the TNS-0 №1 nanosatellite [3]. Its functional logic diagram is presented in Fig.3. Its onboard computer uses the single-chip controller C8051F022 (Silicon Laboratories Company) and embedded flash-memory. A lithium-ion battery is the energy source (2x18 V). The thermo-regulation system is passive. Passive MACS is used. The global satellite communication system GLOBALSTAR is used for communication (to upload and download data and commands) with on-ground MCC. The satellite orbit after ejection from the ISS on the 28 of March, 2005 was almost circular with 350 km perigee altitude and 359 km apogee altitude, 51.6° inclination and 91.6 min orbital period. The satellite international registration number is 2005-007C, the name is Tekhnologiya-42 (TEKh-42).

The nanosatellite GRESAT consists of the following units:

- the skeleton,
- the ROC onboard computer designed by RNII KP,
- the ZOC onboard computer designed by ZARM,
- the power supply system (storage battery, electric power supplier, solar batteries),
- the passive thermocontrol system,
- the GLOBALSTAR satellite communication unit (modem and antenna feeder),
- the ORBCOMM satellite communication unit (modem and antenna feeder),

- magnetic attitude control system (MACS) (current coils, magnetometer, Sun sensors and horizon sensor),
- the connectors (relay).

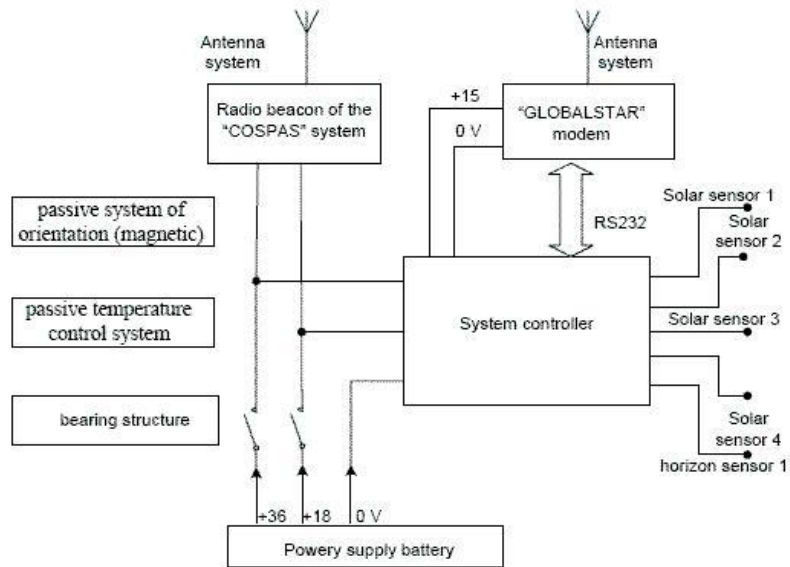


Fig. 3. The nanosatellite THC-0 №1 functional logic diagram

As two sets of OBC, MACS and SCU will be used let us see the individual description of the Russian and the German segments. The Russian segment has the *Master* status and the German one has the *Slave* status.

The satellite general functional logic diagram is presented in Fig.4.

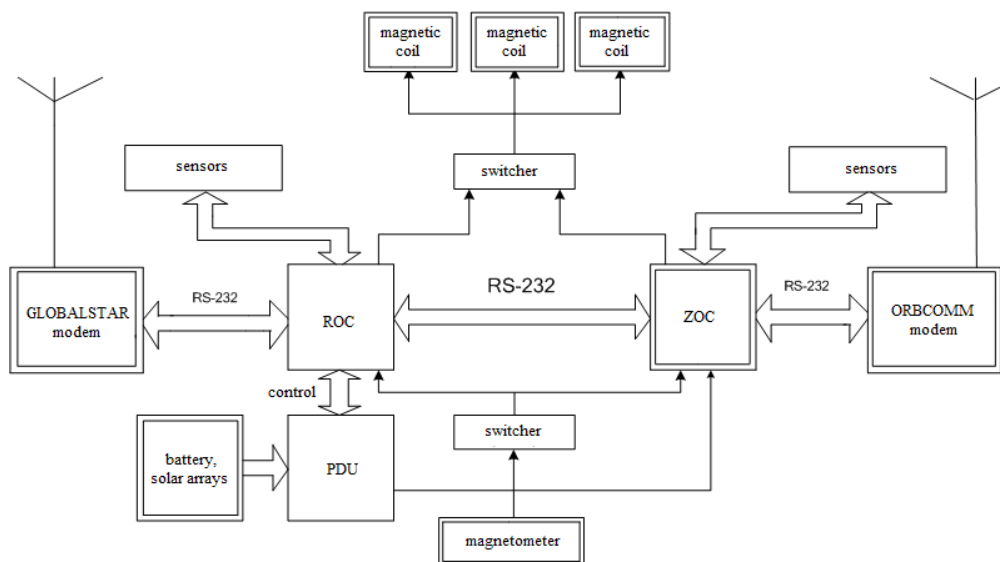


Fig. 4. The GRESAT satellite general functional logic diagram

## 2. Russian segment structure

### 2.1. Onboard computer (ROC)

The ROC computer designed by RNII KP is a main platform computer of the GRESAT satellite. The ZOC computer designed by ZARM is a supplementary one. The computers and attitude control systems work will be realized in an alternate manner. The system of protection against onboard computer failures will also be realized. During the control transfer from the Russian segment to the German one the ROC works in a stand-by mode. In this mode the ROC orders nothing and it only receives data packages from the ZOC. These bursts contain information about systems functioning and its correct work confirmation code. In case of ZOC fault the main onboard computer takes over the control. The error data burst can be sent to on-ground mission control center (MCC) where the error is examined. Hereafter the possible reset of the invalid supplementary computer is realized for its restart with the aid of working main computer by adjusted software download.

It is proposed to realize the ROC on basis of the TMS320VC5 processor line (Texas Instruments). Control is realized by operating system based on DSP BIOS/API real time core. Internet connection is to be carried out via the GLOBALSTAR satellite communication system. Analog and digital temperature remote sensors are installed onboard. Based upon the proposed tasks to be solved by the satellite the ROC must satisfy the following requirements:

- TMS320VC5 processor (Texas Instruments) with rate no less than 100 MIPS,
- data RAM of 64k\*16, routine RAM of 64k\*16 (data and routines are loaded in RAM at the time before execution),
- routine ROM 512k\*8,
- power-independent data and routine memory unit (HDD analogue) with FAT no less than 512M\*8,
- software:
  - the BIOS/API operating system for the TMS320VC5 platform (Texas Instruments),
  - the Code Composer Studio Engineering environment for the TMS320VC5XXX platform (Texas Instruments) with C/C++ compiler and assembler),
  - the source of application routines transferred to the TMS320VC5 platform must be developed taking into consideration the ANSY C/C++ requirements.

The ROC exterior geometry is shown in Fig.5.

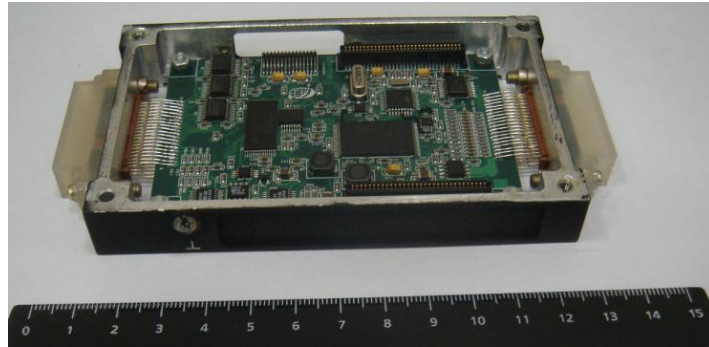


Fig. 5. The ROC onboard computer exterior geometry

## 2.2. GLOBALSTAR satellite communication unit

The satellite communication unit (SCU) consists of the modem and the antenna-feeder device (AFD) (Fig.6). It links the nanosatellite with MCC, uploads satellite control commands and downloads the satellite state data burst to the MCC. During the flight tests it is proposed to execute two routines of SCU work, a non-synchronous one and a batch one. The batch mode is more preferable in their features than the nonsynchronous one. In case of successful results of the batch mode use its application in standard mode is proposed.



Fig.6. The GLOBALSTAR satellite communication unit (modem and antenna)

## 2.3. Power supply system

The power supply system (PSS) will be installed on board of the nanosatellite. It includes a lithium-ion battery (Fig.7), solar batteries (Fig.8) and energy distributing unit (EDU). The recharged lithium-ion battery permits to increase the satellite active life and the solar batteries support the battery charging. EDU embodies battery charge controller which does not allow the battery to discharge below threshold voltage. During the charging the voltage, charging rate, battery temperature and other parameters are being monitored.

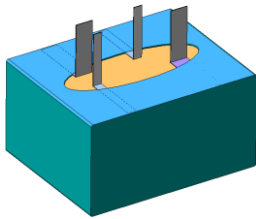


Fig. 7. Lithium-ion battery

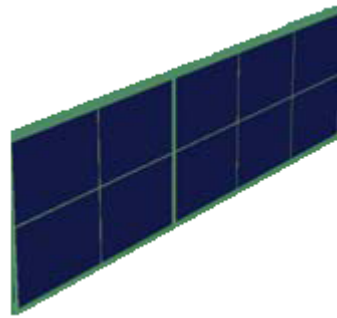


Fig.8. Solar battery plate

## 2.4. Satellite skeleton

The GRESAT construction is created on the basis of the best former developments taking into consideration new technologies available. The construction has to provide work of equipment during all the life of the unit under conditions of outer space. The GRESAT is of small volume and small mass and at the same time its functional capability has to be high. The skeleton (Fig.9) must:

- be of minimal possible mass at predetermined reliability and energy indexes,
- have the form optimal by the work requirements,
- its room must be used optimally for providing of the necessary temperature control conditions, of convenient access to assemblies and units and of the blocks prelaunch replacement possibility,
- be able to stand predetermined mechanical effects,
- be able to stand sudden fluctuations in temperature under outer space conditions (from  $-50$  to  $+60$  °C),
- be resistant to unsettling factors,
- have electromagnetic tightness,
- be easily produced and of minimal cost.

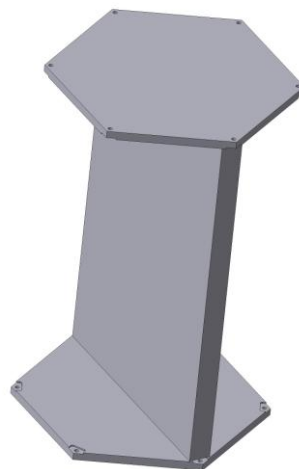


Fig.9. The skeleton

The skeleton is made of honeycomb aluminum plates.

## 2.5. Satellite attitude control system

Hard requirements of angular motion providing are not complied to the satellite attitude control system. Attitude algorithms of different modes and realization ways will be tested.

It is planned to use three-axis magnetometer, Sun sensors, three mutually perpendicular current coils and a system of the satellite orbital position determination on board. The satellite will be stabilized alongwith the magnetic field induction vector. It will be done in two stages. At first quieting of initial disturbed motion caused by separation is realized using rather traditional B-dot method. Then the satellite is brought to orientation by longitudinal axis along the geomagnetic field intensity vector. It is carried out using three coils for development of restoring and damping torques. Control is built on the basis of Lyapunov's second method. The attained mode is considered to be nominal.

The satellite equipped in such a way is also proposed to be stabilized in inertial space by its spinning rotation.

Choice of the predetermined direction in inertial space for the satellite spin is faced separately. The most preferable predetermined direction is a mode of spin axis orientation in the direction of normal to the orbital plane. This mode no needs energy consumption for the spin predetermined direction maintenance owing to the combination of gravitational torque and centrifugal forces torque.

If there is enough energy, experiments with spin orientation in other directions (to the Sun or to the GLOBALSTAR system satellite) are planned. After realization of such tests it is easy to return to the foregoing orientation in the direction of normal to the orbital plane in order no to consume the battery energy.

Important advantage of the spin attitude system choice is that as a result of the GRESAT tests the TNS-1 nanosatellite attitude algorithms will be verified.

The variant of three-axis orientation providing with respect to the orbital reference system using the current coils is regarded as possible.

## 2.6. Russian segment structure review

Russian segment components with their mass features are given in Table 1.

Component:	Mass, g
Skeleton	1994
OBC RNII KP (ROC)	120
Power Supply System (accumulator battery, energy distributing unit, solar arrays)	530
Satellite Communication Unit (GLOBALSTAR-modem and antenna-feeder device)	347
<b>TOTAL</b>	<b>2991</b>

Table 1. GRESAT Russian segment components mass features

### 3. German segment structure

The German segment includes MACS elements (magnetometer and three current coils), the on-board computer (ZOC), the ORBCOMM modem and the antenna-feeder unit. The Russian segment has access to the measuring and executive parts of the MACS of the German one and also commands the ZOC switching on and off.

#### 3.1. German segment structure review

Supplement of the satellite with two onboard computers (the ROC and the ZOC) allows the partners to realize the independent testing of their own attitude control algorithms in space conditions. The computers are linked by communication interface and can exchange commands and data. As two independent communication systems are installed on board, the computers can also exchange data which are received and sent to the on-ground segment, for example, in case of one communication channel fault.

The energy source is a battery storage and solar battery. The ROC controls energy consumption for all the German components.

The magnetometer works permanently and supplies both computers with data at the same time. The current coils can be used by both computers. A special switch defines which computer is controlling the coils currently.

#### 3.2. Segment mass features

German segment mass features are given in Table 2.

Component	Standard mass, g	Maximum mass, g
OBC ZARM (ZOC)	130	200
sensors (magnetometer and thermosensors)	75	110
ORBCOMM (modem and antenna-feeder device)	200	240
current coils	70	90
auxiliary equipment (coupler and plait)	60	200
<b>TOTAL</b>	<b>535</b>	<b>760</b>

Table 2. GRESAT German segment components mass features

#### 3.3. ZARM onboard computer (ZOC)

ZOC is a ZARM designed device (Fig.10). It has an Atmel AVR ATMega128 microcontroller as main processor that is clocked with an external 3.6864 MHz quartz. This microcontroller has two USART interfaces. One leads out to an RS232 driver, the other one is multiplexed and is divided into two more RS232 interfaces and another RS422 interface. The RS232 interfaces are used for communication with ROC and ORBCOMM, the third one is for test purposes only. The RS422 interface is connected to the magnetometer. There are two AD-converter



(ADC). The internal one is an 8-channel, 10-bit ADC that is connected to eight switches. So, it is possible to connect up to 15 external sensors to this ADC for measurements (one is reserved for onboard temperature measurement). The external ADC is an 8-channel, 12 bit ADC with a connected 8-channel multiplexer. So, it is possible to connect 15 external sources. Four of these are already in use for current measurements. A real time clock is also included. It has an external power supply and is connected via Two Wire serial Interface (TWI) to the microcontroller. The microcontroller generates three PWM signals for the magnetorquers. These are led out by three MOSFET drivers. At least there is a 2-channel, 12-bit DA converter but its usage is arguable until now.

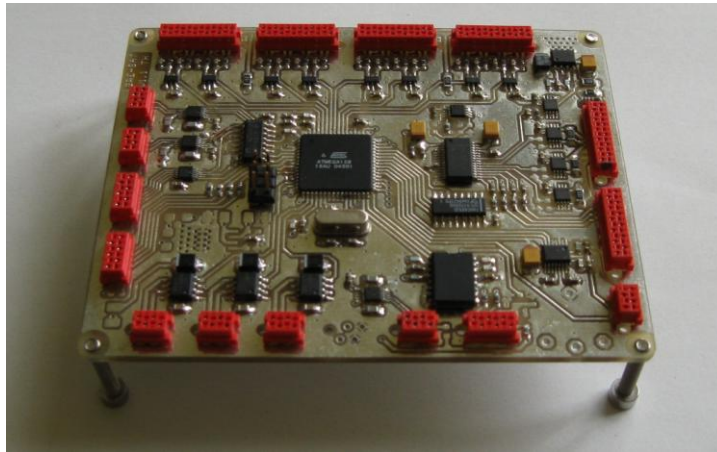


Fig.10. ZARM's onboard computer (ZOC)

Facts about the microcontroller are as follows:

- Low Power 8-Bit  $\mu$ C in RISC Architecture;
- 128k Bytes of In-System Reprogrammable Flash;
- 4K Bytes Internal SRAM software:
  - the operating system is a self developed endless loop that awaits order from ROC about the next tasks;
  - all necessary applications for these tasks are coded in ANSI C
  - the underlying library is AVR Libc 1.6.4.

### 3.4. Magnetic attitude control system

As stated above one of the mission purposes is to demonstrate the work of the active MACS which realizes the different satellite motion modes about center of mass. The German MACS functioning includes the following stages:

- initialization,
- stabilization,
- observation,
- various attitude algorithms experiments (optional).

The ROC is a main computer of the satellite and it controls the ZOC work including its various stages. The ROC can switch on and off the ZOC and send directives for system other work modes activation.

The initialization phase is required after the ZOC switching on. One of this phase main tasks is subsystems performance check by control of temperature, voltage and current. The magnetometer and modem can be checked up analysing a series code and control messages exchange. The FDIR method [15] can be used for realization of the functionalities alternative set in case of the subsystems fault. The main result is the capability of the satellite to communicate with MCC using two onboard modems of different communication systems. The initialization phase realization result will be the ZOC idle state for the ROC next commands receiving.

*The stabilization phase* is the main part of the MACS functioning. It is purposed for active damping of all the initial angular disturbed motions of the satellite. The tasks which are to be solved at this point include primary determination of the satellite current angular motion and initial rotation damping. The local magnetic field is measured high-frequently to carry out exact on-ground simulation of the satellite initial motion conditions. The minimal frequency of data sampling is proposed to be equal to 10 Hz and may be limited by the magnetometer capability. Measurement session duration is determined for at least two minutes in order to catch even slow rotations. Notice that motion can be determined only relatively to the vector  $\mathbf{B}$  of the local geomagnetic field induction. Real motion with respect to the inertial space requires use of other attitude sensors and other measurement processing methods.

After *the angular motion primary determination phase* the satellite realizes damping with use the current coils. Depending on initial rotation velocity it can take a few hours. Further modelling of the motion allows us to ascertain a reliability of the assumptions about angular motion. Damping is an important stage and must be carried out in off-line mode if the ROC has already sent its realization command to the ZOC and the stage of the satellite angular motion primary determination is over. The purpose of the damping mode is synchronization of the satellite angular motion with the vector  $\mathbf{B}$  motion. During the satellite motion in the Keplerian orbit around the Earth the induction vector is turning slowly executing motion (which is close to the periodic one) with double orbital frequency. Its velocity change in the related to the satellite body coordinate frame is obtained by two consequent onboard magnetometer measurements using a finite difference method. The B-dot algorithm is used for the satellite magnetic dipole moment generating by means of the current coils for the satellite damping about the rotating induction vector  $\mathbf{B}$ . After realization of this manoeuvre the satellite will track the  $\mathbf{B}$  vector. The attained slow rotation with the  $\mathbf{B}$  vector contributes to improving of the communication with the Earth in contrast to the initial fast rotation.

*The observation phase* is used for various data measurement after the stabilization phase. Within the limits of this phase the mode of the magnetic attitude control during rather long time will be analyzed. The external fields will induce the disturbing torques and without control the satellite can start rotation again.

Another interesting test object is temperature inside the satellite body. Due to the orbit with shaded by the Earth the satellite will be located both under direct sun radiation and under the planet shade. This will influence the temperature conditions inside the satellite and its certain components. Temperature measurements during several orbits will be used for the satellite heat model verification.

The phase of experiments with the MACS is proposed as an optional one for magnetic attitude control alternative ways testing. For example, a test of the possibility of the satellite 90-degree turn about the **B** vector can be carried out. Other algorithms (different from the foregoing B-dot) will be used for this. Such manoeuvres realization will depend on the satellite available energetic resources after the quieting phase realization.

#### 4. Candidate for a scientific payload<sup>2</sup>

Nanosatelites provide an attractive flight opportunity for scientific payload testing. The advantages of such platforms are low costs and fast development cycles. The disadvantages are very tight resource budget, very often non-optimal orbit and launch, and usually very limited downlink. Therefore, nanosatellites can be best used for technology tests of innovative measurement technique and/or COTS products rather than for comprehensive scientific investigations. They are in particularly interesting for flight tests of payload proposed for planetary missions where the budget requirements are normally very demanded. Preliminary discussion at the Swedish Institute of Space Physics (IRF), Kiruna, Sweden revealed potential interest to consider GRESAT as a test platform for ultra-light, miniature ion/neutrals mass spectrometers for space plasma physics experiments. GRESAT capability for spinning is particularly attractive because it inherently extends solid angle coverage.

IRF is currently developing a line of miniaturized ion mass analyzers to fly on the Indian Moon mission Chandrayaan (SWIM), ESA Bepi Colombo (MIPA), Russian Phobos – Grunt (DIM), and Chinese Yinghou (YPP), a microsatellite mission piggy-backing to Mars onboard Phobos-Grunt spacecraft. Also IRF is testing an ion sensor based on a MEMS shutter (micro-electromechanical system) onboard the Swedish technology demonstrator mission PRISMA (PRIMA). Table 3 sums up the basic budget of this line of detectors, Table 4 sensor characteristics, and Fig.11 shows the SWIM flight model for the Indian Chandrayaan mission.

Instrument	Mass	Power	Envelope	Comments
SWIM, MIPA, DIM, YPP	450 – 550 g	1.8 W	72x83x156 (DIM, YPP)	Mass varies depending on the structure and entrance ion optics design
PRIMA	650 g	2.5 W	91x96x156	Includes own DC/DC and DPU

Table 3. Budget of the IRF miniaturized ion analyzers

<sup>2</sup> Proposed by Deputy Director of IRF, Kiruna Dr. Stas Barabash.

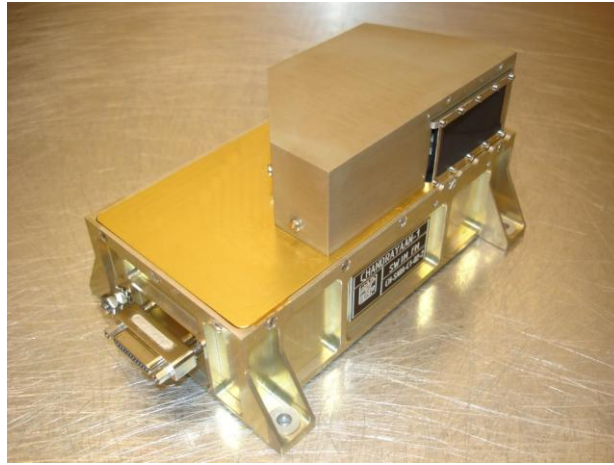


Fig.11. Chandrayaan-1 / SWIM (MIPA precursor) flight model

Energy range, eV	15 – 15000 (SWIM, MIPA, DIM, YPP) 10 – 300 (PRIMA)
Energy resolution $\Delta E/E$ , %	7
Field of view, degree	90 x 360, (MIPA, DIM, YPP) 10 x 180 (SWIM, PRIMA)
Angular resolution (FWHM), degree	22.5 x 60, 10 x 10
Mass range, amu	1 – 50
Mass resolution, $M/\Delta M$ , %	~5

Table 4. Typical characteristics of sensors

The telemetry (TM) requirements vary from 0.1 – 1 kbps depending on the instrument mode and amount of data processing performed onboard. The experience gained in developing this series showed that the practical limit for miniaturization of such type of instruments is reached. The instrument envelope and mass are driven now not by the analyzer size but the required electronics, in particularly high voltage power supplies. Possible optimization of the mechanics and electronics may bring the mass down to 400 g but would require substantial efforts that may not be feasible for such a high-risk project. The power consumption depends on what resources provided by the platform and what is on the sensor side but it cannot be made below 1.5W.

Currently IRF is studying analyzer designs based on a mini-reflectron or electrostatic gater to substantially improve mass resolution of the existing sensors while keeping the mass of the analyzer similar to the previous models. The ion mass spectrometers (IMS) based on these new design ideas are envisaged for the coming planetary missions and, thus, require in-flight verification. GRESAT may be considered as a possible flight opportunity. Programmatically it more realistic to compare IMS designs using own DC/DC and DPUs. That increases mass and power requirements but decouple development in different countries and simplify inter-

faces. Table 5 shows the basic budget requirements of the sensor and compare them with the overall GRESAT characteristics.

Parameter	IMS	GRESAT	IMS vs. GRESAT
mass, kg	0.6 – 0.65	5-6	~10%
power, W	2.5 W	8-9 (with solar arrays)	~30%
Volume	100x100x160	height - 300, diameter -170	Fits but tight
TM, bps	100-200	7200	
required voltages, V	+28	+18; +36	IMS can be adjusted

Table 5. The ion mass spectrometer budgets vs. the GRESAT characteristics

One can conclude that from the system point of view the limiting factor is power but the conflict may be resolved via power sharing. In summary, the considered IMS-type payloads are indeed feasible for GRESAT.

## Conclusion

The accomplished phase of primary examination of the nanosatellite criterion functions, purpose and structure in the GRESAT international project framework has demonstrated its realization capability within the bounds of the Program of international collaboration between Russian Federal Space Agency and Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, RNII KP with collaborators, ZARM and IRF.

## References

1. O.M.Ovchinnikova, Space Project of MIPT and ZARM, Za Nauku, MIPT Newspaper, 31<sup>st</sup> of March, 2006, N 13-14 (1751-1752), p.2.
2. Yu.M.Urlichich, A.S.Selivanov, A.A.Stepanov, Two Nanosatellites for Space Experiments // Digest of 5<sup>th</sup> International IAA Symposium on Small Satellites for Remote Sensing, April, 4-8, 2005, Paper IAA-B5-1403, pp.527-530.
3. Yu.M.Urlichich, A.S.Selivanov, V.M.Vishnyakov, S.A.Sergeev, Yu.S.Denisov, I.V.Churilo, Technological Nanosatellite TNS. Development and Flight Testing // Transactions of XL Readings Devoted to Development of Scientific Legacy and Improvement of Ideas of K.Tsiolkovsky, Section of Problems for Rocket and Spacecraft Engineering, 13-15th of September, 2005, Kaluga, Kazan State University Publisher, 2006, pp.31-41.
4. A.S.Selivanov, V.M.Vishnyakov, M.Yu.Ovchinnikov, I.V.Churilo, Nanosatellite Technology of Experimental Verification // Transactions of XLI Readings Devoted to Development of Scientific Legacy and Improvement of Ideas of K.Tsiolkovsky, Section of Problems for Rocket and Spacecraft Engineering, 12-14th of September, 2006, Kaluga, Kazan State University Publisher, 2007, pp.31-42.

5. H.Iglseder, H.J.Rath, P.Schlomm, BREMSAT: a small university satellite // Proceedings of the First European Workshop on Flight Opportunities for Small Payloads, ESRIN, Frascati, Italy, 8-10 Febr., 1989 (ESA SP-298, Apr.1989), pp.53-57.
6. M.Yu.Ovchinnikov, V.I.Penkov, I.Yu.Kiryushkin, R.B.Nemuchinsky, A.A.Ilyin, E.E.Nokhrina, Lessons on Development, Creation and Usage of the Magnetic Attitude Control Systems for Nanosatellites. Preprint of KIAM RAS, M.: 2002, No 53, 32p.
7. M.Yu.Ovchinnikov, A.A.Ilyin, N.V.Kupriynova, V.I.Penkov, A.S.Selivanov, Attitude dynamics of the first Russian nanosatellite TNS-0, Acta Astronautica, 2007, V.61, Issue 1-6, pp.277–285.
8. S.Barabash, I.Kiryushkin, O.Norberg, M.Ovchinnikov and V.Penkov, The Nanosatellite Munin, a Simple Tool for Auroral Research, Advances in Space Research, 2003, V.31, Issue 2, pp.313-318.
9. M.Yu.Ovchinnikov, V.D.Shargorodsky, V.I.Pen'kov, S.A.Mirer, A.D.Guerman Nanosatellite REFLECTOR. Development of the Attitude Control System. Cosmic Research, 2007, Vol. 45, No. 1, pp.67–84.
- 10.M.Yu.Ovchinnikov, A.A.Degtyarev, Computer Science Technology Application for Theoretical Mechanics Study and Dynamics of a Complex Mechanical System Reseach. Tutorial Digest, Moscow, MIPT Publisher, 2007, 56 p.
- 11.S.O.Karpenko, M.Yu.Ovchinnikov, Laboratory Facility for Testing of Micro- and Nanosatellite Attitude Control Systems, Preprint of KIAM RAS, M.: 2008, N 38, 32 p.
- 12.D.S.Ivanov, T.Walter, D.Bindel, M.Yu.Ovchinnikov, Laboratory Facility to Verify Motion Control Algorithms for Multi-element Systems, Preprint of KIAM RAS, M.: 2008, N 56, 32p.
- 13.<http://directory.eoportal.org/presentations/8790/10689.html>
- 14.Yu.M.Urlichich, A.S.Selivanov, O.E.Khromov and others, Industry specimen of satellite TNS-0 // Patent N 45128 for useful sample. Registrated in State Record on 27<sup>th</sup> of April, 2005 (Patent holder is JSC Space Device Engineering), 2p.
- 15.<https://www.cs.tcd.ie/~salkhama/Asad-M-Thesis-FDIR-v.1.9.pdf>

### **Notations and Abbreviations**

TNS-0 – Technological Nano-Satellite

GRESAT - German Russian Education SATellite

RRI SDE - Federal State Unitarian Enterprise “The Russian Research Institute of Space Device Engineering”

RNII KP - RRI SDE in Russian abbreviation

ZARM - the Center of Space Technology and Microgravity (Zentrum für angewandte Raumfahrttechnologie und Mikrogravitation) of the Bremen University

KIAM - the Keldysh Institute of Applied Mathematics of Russian Academy of Sciences

MIPT – the Moscow Institute of Physics and Technology (State University)  
OBC – On-Board Computer,  
ROC – RNII KP On-board Computer  
ZOC – ZARM's On-board Computer  
AFD - Antenna-Feeder Device,  
MACS – Magnetic Attitude Control System,  
SCU - Satellite Communication Unit,  
RAM - Random Access Memory,  
ROM - Read-Only Memory,  
FAT - File Allocation Table  
PSS - Power Supply System  
EDU - Energy Distributing Unit  
MCC – on-ground Mission Control Center  
FDIR - Fault Detection, Isolation and Recovery (in On-Board Software)  
ADC – Analog-to-Digital Converter  
TWI - Two Wire Serial Interface  
PWM - Pulse-Width Modulation  
MOSFET - Metal–Oxide–Semiconductor Field-Effect Transistor  
SRAM - Static Random Access Memory  
ISS – International Space Station  
COTS - Commercial-off-the-shell (components)  
IMS - ion mass spectrometers



Подписано в печать 28.04.2009. Формат 60x84/16. Усл. печ. л. 2,1. Тираж 60 экз. Заказ 28.  
ИПМ им.М.В.Келдыша РАН. 125047, Москва, Миусская пл., 4.

© ИПМ им.М.В.Келдыша РАН, 2009