

УДК 53.08+629.78

## ЭЛЕКТРИЗАЦИЯ ПОВЕРХНОСТИ НИЗКООРБИТАЛЬНОГО МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «АИСТ»

2015 © Н. Д. Сёмкин, В. В. Брагин, А. В. Пияков, А. М. Телегин,  
Д. М. Рязанов, М. Г. Матвиец

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

В статье представлены результаты космического эксперимента по изучению процесса электризации низкоорбитальных космических аппаратов. Изучение процессов электризации проводилось на малых космических аппаратах «АИСТ-Л» (лётный) и «АИСТ-Т» (технологический) с использованием научной аппаратуры «МЕТЕОР». В состав аппаратуры входят многокомпонентные датчики, измеряющие температуру, освещённость, электризацию. В результате эксперимента определена существенная корреляция между процессом дифференциальной зарядки аппарата и внешними факторами космического пространства. Проведена оценка влияния неуправляемого и управляемого режимов полёта на электризацию низкоорбитальных спутников Земли. Управление режимом компенсации микроускорения осуществляется тремя ортогонально расположенными электромагнитами. Полученные данные позволяют оценить плотность потока электронов, падающего на поверхность датчика, и подтверждают основанную на методе интегральных уравнений предложенную в статье математическую модель электризации космического аппарата. В модели учтён эффект экранирования плазмой перераспределения зарядов на поверхности космического аппарата.

*Малый космический аппарат, электризация, датчик Солнца, температура, пылевые частицы, электроны, заряд, фотодиод, плазма.*

doi: 10.18287/1998-6629-2015-14-1-46-57

### Введение

При взаимодействии космического аппарата (КА) с окружающей плазмой на элементах его конструкции образуются электрические заряды, стимулирующие появление разности потенциалов между их поверхностями и космической плазмой [1-5].

Первые эксперименты по изучению влияния заряженных частиц на КА были проведены на АТС-5 и АТС-6, запущенных соответственно в 1969 и 1976 гг. [3].

Наиболее сильная зарядка КА происходит во время возмущений в магнитосфере Земли, однако до сих пор ещё не выявлена до конца полная картина магнитосферных процессов, происходящих во время магнитных бурь [2].

Изучение процессов электризации проводилось малыми космическими аппаратами (МКА) «АИСТ-Л» (лётный) и «АИСТ-Т» (технологический), которые являются совместной разработкой Самар-

ского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета) и АО «РКЦ «ПРОГРЕСС» (г. Самара). МКА «АИСТ-Л» запущен 19 апреля 2013 г. с космодрома Байконур в качестве попутного груза КА «Бион-М» №1. МКА «АИСТ-Т» запущен с помощью ракеты-носителя «Союз-2.1в» 28 декабря 2013 г. с космодрома Плесецк.

Научно-технические задачи МКА:

– изучение влияния факторов космической среды на процесс электризации поверхности МКА (аппаратура «МЕТЕОР»);

– отработка средств измерения магнитного поля Земли и магнитной системы компенсации низкочастотных микроускорений малого космического аппарата;

– изучение характеристик микрометеороидов и частиц космического мусора;

–испытание конструкций солнечных датчиков;

–изучение распределения температур на поверхности МКА;

–отработка солнечных батарей на основе арсенида галия и системы безударного отделения МКА от аппарата-носителя.

В статье рассмотрены процессы электризации низкоорбитальных МКА. Технические характеристики орбит, на которых функционируют аппараты, приведены в табл. 1.

Таблица 1. Орбитальные характеристики МКА «АИСТ»

Характеристики орбиты	АИСТ-Л	АИСТ-Т
Перигей, км	569,8	595,1
Апогей, км	583,0	621,6
Наклонение, град.	64,9	82,4
Период обращения, мин.	96	97
Главная полуось, км	6947	6986
Масса, кг	39	39

### Методика эксперимента

На различные грани МКА «АИСТ» была установлена аппаратура «МЕТЕОР», состоящая из 6 многопараметрических

датчиков (МТ) (рис.1), предназначенных для решения следующих задач:

– измерение параметров микрометеороидов и частиц космического мусора;

– измерение уровня электризации элементов поверхности МКА;

– эксперименты по определению углового положения Солнца относительно поверхности аппарата по данным измерений разработанных датчиков;

– измерение температуры датчиков.

Каждый из многопараметрических датчиков МТ аппаратуры «МЕТЕОР» содержит датчик температуры, датчик высокоскоростных пылевых частиц, солнечный датчик и датчик электризации (рис. 1, 2).

Датчики электризации служат для оценки возможных потоков заряженных частиц на поверхность МКА и динамики изменения поверхностного заряда.

Датчик электризации представляет собой плёночный конденсатор С (рис. 3), верхняя пластина которого подвергается воздействию заряженных частиц космического пространства, а нижняя обкладка электрически соединена с поверхностью МКА. Площадь верхней обкладки датчика электризации составляет  $22,75 \text{ см}^2$ .

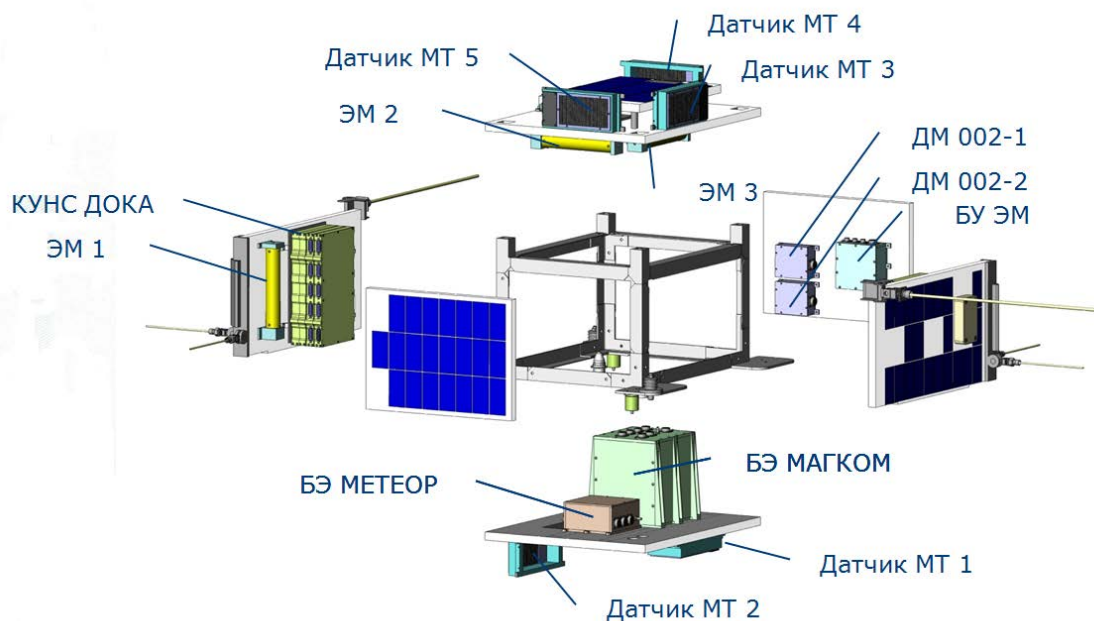


Рис. 1. Схема компоновки МКА «АИСТ»

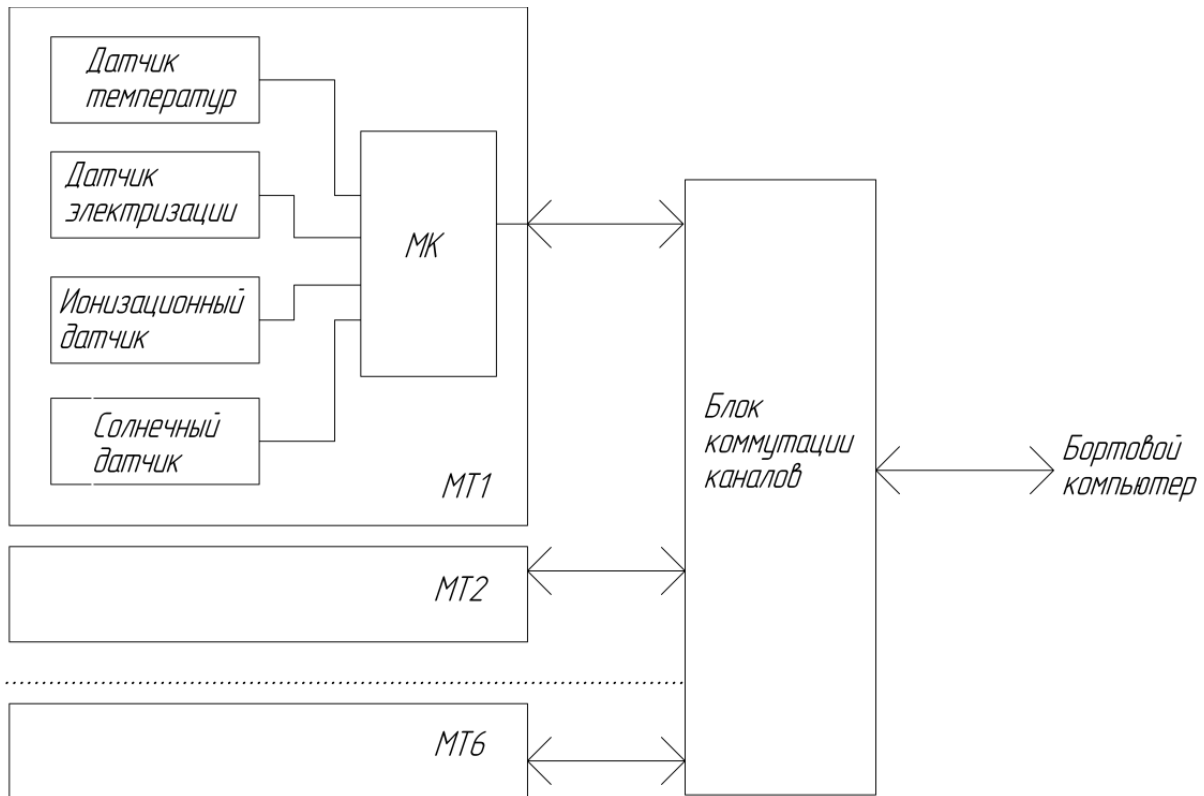


Рис. 2. Структурная схема аппаратуры «МЕТЕОР»

По запросу от микроконтроллера (МК) производится коммутация ключа S (рис.3), при этом происходит протекание тока от конденсатора С через высокоомные резисторы R1 и R2, образующие делитель напряжения. Сигнал с резистора R2 снимается с помощью согласующего усилителя У и подаётся на вход АЦП. Время измерения сигнала с выхода усилителя во много раз меньше, чем время разрядки конденсатора С через резисторы R1 и R2. Параллельно конденсатору С подключен конденсатор С<sub>д</sub> большей ёмкости, и поэтому можно пренебречь изменением напряжения на конденсаторе вследствие разряда. Замыкание ключа происходит каждые 20 секунд на 2 мс. Такого времени замыкания достаточно для срабатывания усилителя и проверки стабильности напряжения.

Результатом измерения является разница напряжений между верхней обкладкой конденсаторного плёночного датчика и корпусом МКА. Зная ёмкость конденсатора С, по известным формулам

вычисляется заряд, накопленный на конденсаторе. Процесс определения заряда основан на использовании известных выражений, связывающих измерение напряжения, заряда и напряжённости электрического поля в области размещения датчика.

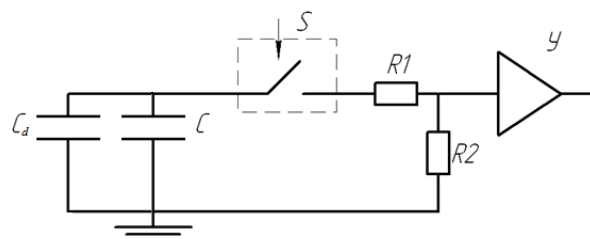


Рис. 3. Функциональная схема датчика электризации

Полученные данные позволяют оценить плотность потока электронов, падающего на поверхность датчика:

$$n_e = \frac{q}{q_e \cdot t},$$

где  $n_e$  – плотность потока,  $q$  – заряд на конденсаторном датчике,  $q_e$  – заряд электрона,  $t$  – время зарядки датчика.

Для определения потенциала поверхности КА использован известный метод расчёта матрицы взаимных ёмкостей для плоскости. При расчёте необходимо учитывать влияние эффекта экранирования распределения заряда плазмой. При высоте функционирования МКА, равной 600 км, радиус Дебая соизмерим с линейными размерами датчика. Поэтому можно считать, что заряд распределён по поверхности равномерно. Разделив площадь грани МКА на площадь верхней обкладки датчика и умножив на её измеренный заряд, получим общий заряд поверхности выбранной грани МКА.

Солнечный датчик необходим для определения направления аппаратуры «МЕТЕОР» на Солнце. Испытание солнечных датчиков в лабораторных условиях были проведены на специальном стенде, имитирующем влияние солнечного излучения на датчик.

Солнечный датчик представляет собой усечённую пирамиду с 5 фотодиодами (BPW34), имеющими широкую диаграмму направленности (рис.4). Световой поток измеряется каждым фотодиодом по отдельности и анализируется в блоке обработки микроконтроллера датчика «МЕТЕОР».

На основании данных, полученных с фотодиодов, высчитываются углы (рис.5), определяющие положения источника света относительно датчика «МЕТЕОР».

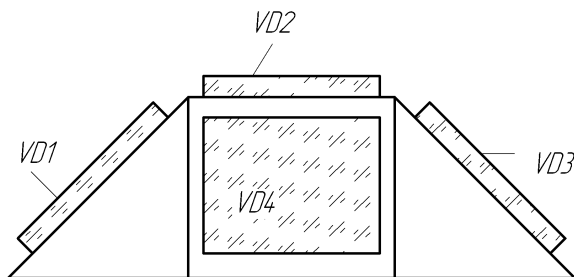


Рис. 4. Схематическое изображение солнечного датчика

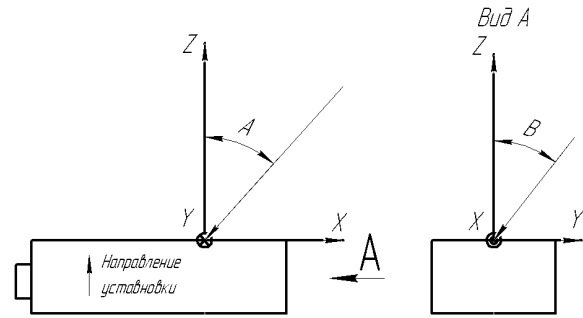


Рис. 5. Характерные углы для оценки положения датчика «МЕТЕОР» на источник света

На рис. 6 представлены результаты измерений многопараметрического датчика «МЕТЕОР», на графиках представлены (сверху вниз) зависимости от времени освещённости, температуры и потенциала поверхности.

Освещённость определяется как коэффициент  $k$ , передаваемый цифровым кодом от 0 до 255, где 0 – это отсутствие освещения, а 255 – максимальная засветка.

Видна корреляция пиков освещённости с уменьшением модуля потенциала поверхности, что объясняется фотоэлектрическим эффектом. Отставание температурных пиков связано с инерционностью полупроводниковых датчиков температуры и процесса нагрева поверхности.

Функционирование МКА «АИСТ» является циклическим процессом, время одного обращения вокруг оси 5820 с. Предусмотрено два режима полёта: первый – неуправляемый неориентированный, во время которого аппарат вращается с различными угловыми скоростями относительно центра масс по трём степеням свободы; второй – режим компенсации угловых микроускорений (управляемый полёт), обеспеченный тремя ортогонально расположенными электромагнитами ЭМ1, ЭМ2, ЭМ3 (рис. 1).

На рис. 7 приведены результаты, полученные для указанных двух режимов полёта.

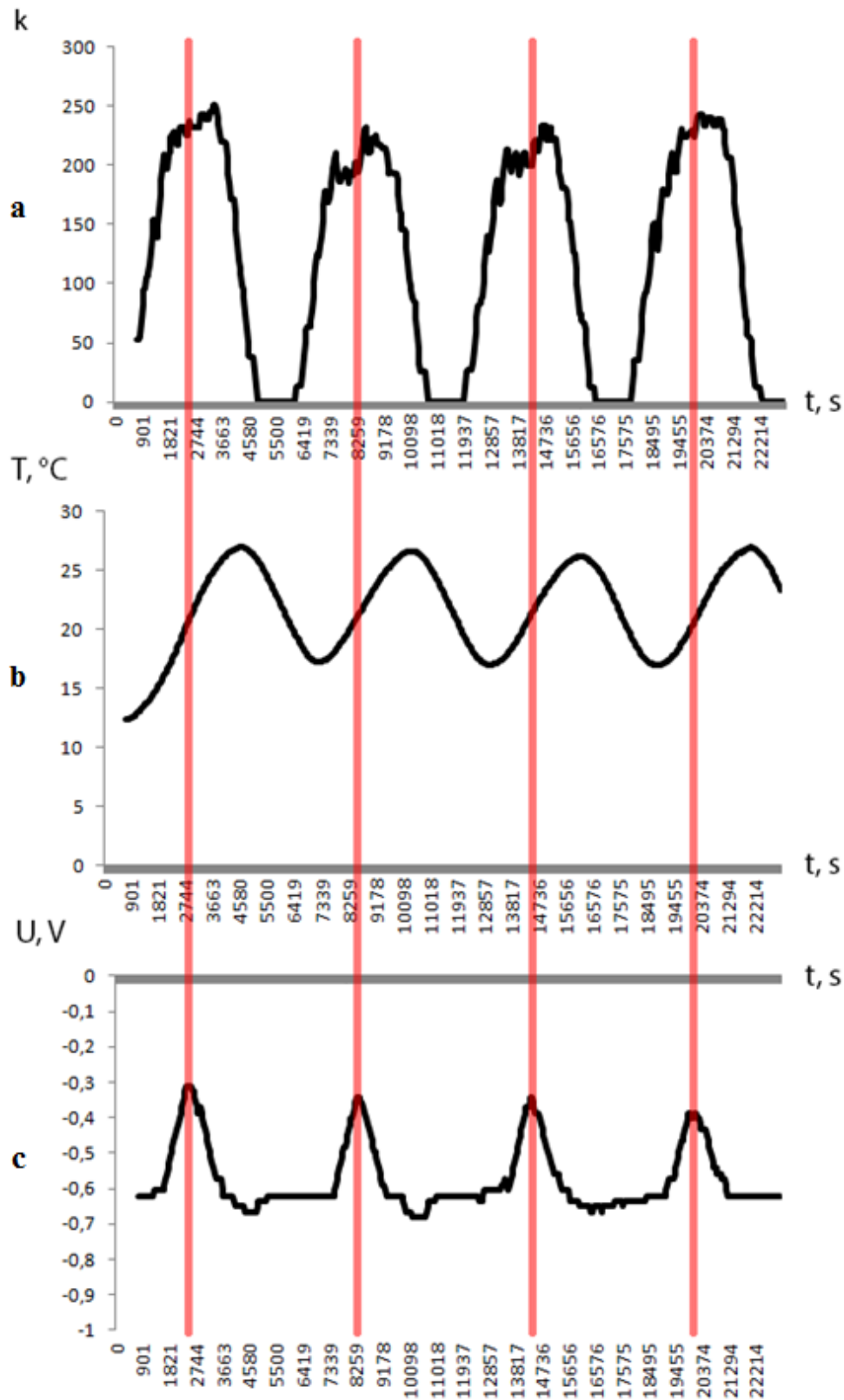


Рис. 6. Результаты измерений многопараметрического датчика «МЕТЕОР» от 14.10.2014 на МКА «АИСТ-Т»: а – освещённость; б – температура; с – напряжение зарядки

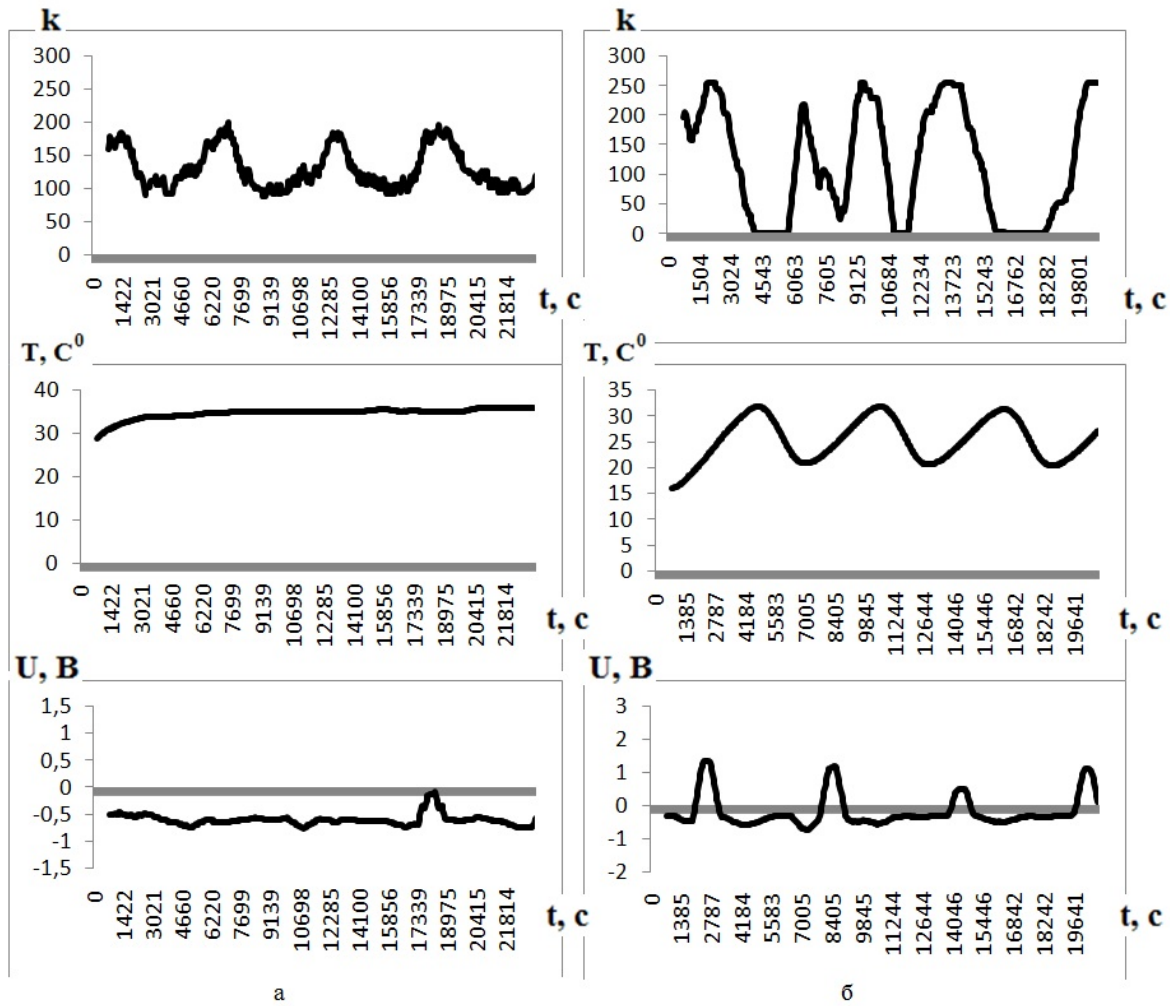


Рис. 7. Результаты измерений в различных режимах:  
 а – неуправляемый полёт; б – режим компенсации микроускорений

Как видно из рис. 7, в режиме неуправляемого полёта из-за вращения МКА амплитуда изменения температуры поверхности датчика составила  $5^{\circ}\text{C}$ ; пики освещённости не достигли как максимальной, так и минимальной отметки; модуль изменения потенциала составил в среднем  $0,2\text{ V}$ . В режиме управляемого полёта амплитуда изменения температуры составила  $15^{\circ}\text{C}$ , видны явные максимумы и минимумы освещённости, связанные с периодом вращения МКА вокруг Земли; модуль изменения потенциала  $1,7\text{ V}$ . На

зависимости потенциала поверхности от времени наблюдается положительное значение, которое объясняется фотоэффектом и возможным наличием потока положительных ионов.

На рис.8 приведены сравнительные результаты измерений, полученные с лётного и технологического МКА.

Большой по значению модуль электризации для МКА «АИСТ-Л» обусловлен большим углом наклона и выходом в более высокие широты и большей солнечной активностью в течение 2013 г.



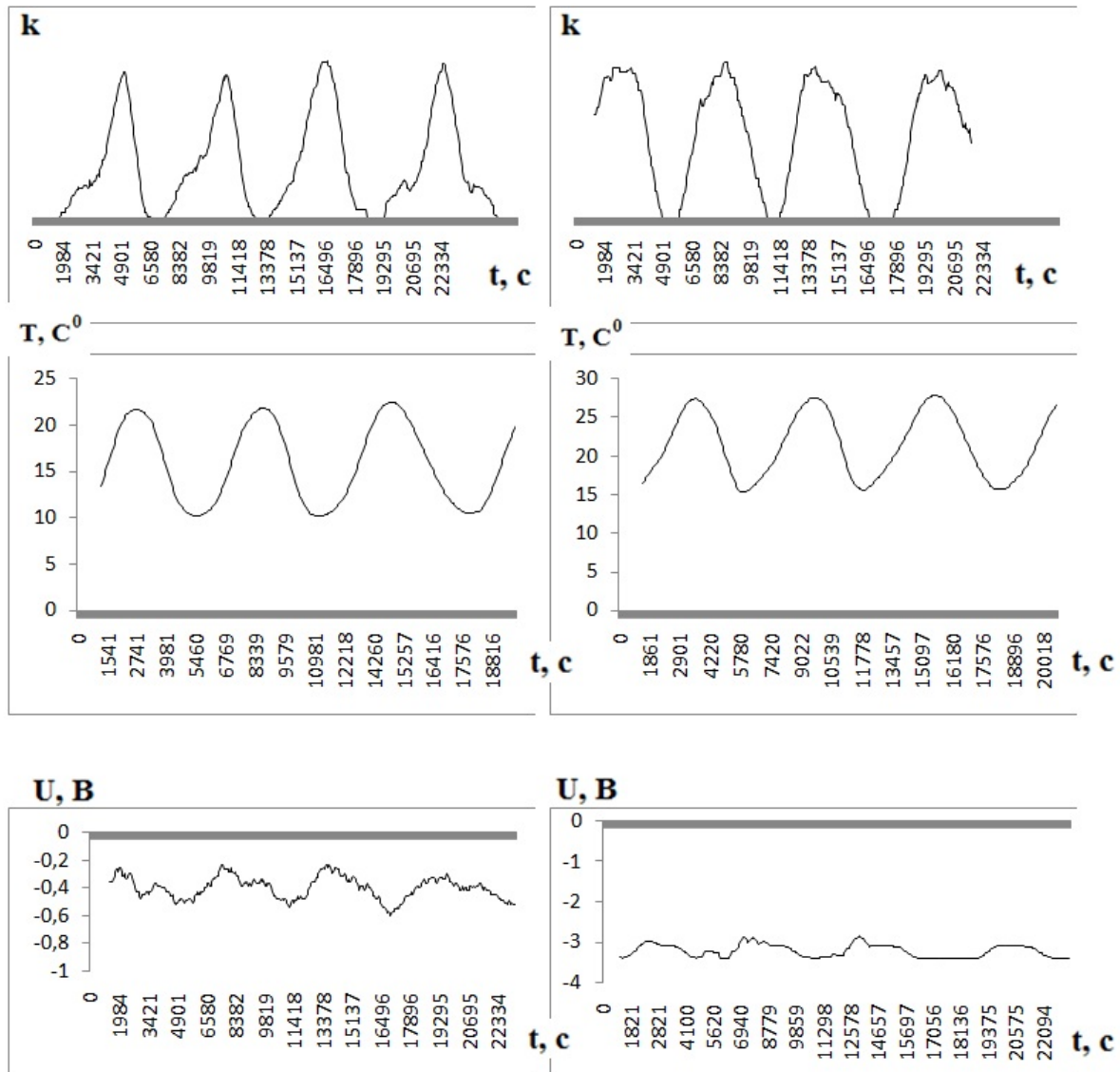


Рис. 8. Измерение освещённости, температуры и электризации датчиковой аппаратурой «МЕТЕОР» на МКА «АИСТ-Л» (слева) и МКА «АИСТ-Т» (справа)

**Физико-математическая модель электризации**

В настоящее время существуют несколько программных пакетов математического моделирования электризации КА (NASCAP-LEO, POLAR), основанных на различных аппроксимациях поверхности, математических методиках. Но они обладают рядом недостатков, для устранения которых используется новый вариант аппроксимации поверхности (триангуляции Делоне) и аналитическое решение для расчёта матрицы собственных ёмкостей.

Предлагаемая методика [6] позволяет увеличить точность результатов и ско-

рость вычислений за счёт учёта параметров плазмы на низких орбитах, аналитического решения уравнения Фредгольма первого рода, уточнения аппроксимации модели.

Для построения математической модели электризации КА выбран метод интегральных уравнений (МИУ) [1]. Данный метод пространственного распределения потенциала описывается следующим соотношением:

$$U(r) = \int_S \frac{\sigma(r')}{|r - r'|} dS', \tag{1}$$

где  $U(r)$  – пространственное распределение потенциала;  $\sigma(r')$  – относительная плотность поверхностного заряда;  $r'$  – радиус-вектор центра тяжести  $j$ -го элемента поверхности КА.

Для численного решения данное интегральное уравнение сводится к системе линейных уравнений относительно плотности зарядов элементов  $\sigma_i$ :

$$\sum_j A_{mn} \sigma_j = U_i^*, \quad (2)$$

где  $A_{mn}$  – матрица кулоновского взаимодействия;  $U_i^*$  – эффективный потенциал поверхности  $i$ -го элемента.

Искомым решением этой системы является матрица взаимных ёмкостей элементов поверхности КА. В ряде случаев в диагональных элементах этой матрицы возникает сингулярное возмущение, и

$$C_{ij} = |x_{i+1} - x_{Ti}| \operatorname{Arcsh} \left( \frac{Ax_{i+1} + B_{y_{Ti}}}{t} \right) + \left| \frac{Ax_{Ti} + B_{y_{Ti}}}{\sqrt{1+A^2}} \right| \operatorname{Arcsh} \left( \frac{A(Ax_{Ti} + B_{y_{Ti}}) + x_{i+1} - x_{Ti} + A^2(x_{i+1} - x_{Ti})}{Ax_{Ti} + B_{y_{Ti}}} \right) -$$

$$- |x_i - x_{Ti}| \operatorname{Arcsh} \left( \frac{Ax_i + B_{y_{Ti}}}{t} \right) - \left| \frac{Ax_{Ti} + B_{y_{Ti}}}{\sqrt{1+A^2}} \right| \operatorname{Arcsh} \left( \frac{A(Ax_{Ti} + B_{y_{Ti}}) + x_i - x_{Ti} + A^2(x_i - x_{Ti})}{Ax_{Ti} + B_{y_{Ti}}} \right) -$$

$$- \left( |x_{i+1} - x_{Ti}| \operatorname{Arcsh} \left( \frac{y_i - y_{Ti}}{x_{i+1} - x_{Ti}} \right) + |y_i - y_{Ti}| \operatorname{Arcsh} \left( \frac{x_{i+1} - x_{Ti}}{y_i - y_{Ti}} \right) \right) + \left( |x_i - x_{Ti}| \operatorname{Arcsh} \left( \frac{y_i - y_{Ti}}{x_i - x_{Ti}} \right) + |y_i - y_{Ti}| \operatorname{Arcsh} \left( \frac{x_i - x_{Ti}}{y_i - y_{Ti}} \right) \right). \quad (4)$$

Для случая учёта параметров плазмы на низких полярных орбитах в уравнение (1) необходимо добавить радиус Дебая, через который учитываются параметры плазмы для выбранной орбиты:

$$U = \frac{1}{4\pi\epsilon\epsilon_0} \iint_S \frac{dy}{|r-r_0|} e^{\frac{-r}{d}}, \quad (5)$$

где  $d$  – радиус Дебая.

Так как выражение (5) является сингулярным, то для упрощения вычислений разложим часть уравнения под внутренним интегралом в ряд относительно  $r$ :

$$\frac{dy}{|r-r_0|} e^{\frac{-r}{d}} = \frac{r^n}{n!d^n|r-r_0|}, \quad (6)$$

где  $n$  – порядковый номер элемента ряда.

Для решения уравнения (6) далее можно применить численные методы ин-

тегрирования. Поэтому уравнение (1) относится к уравнениям Фредгольма первого рода.

Для решения уравнения (2) найдена ёмкость каждого  $i$ -го элемента поверхности согласно формулы:

$$C = \int_{x_{pi}}^{x_{vi}} dx \int_{A_1x-B_1}^{A_2x-B_2} \frac{dy}{\sqrt{(x-x_0)^2 + (y-y_0)^2 + z_0^2}}, \quad (3)$$

где  $C$  – ёмкость элемента поверхности МКА;  $x_0, y_0, z_0$  – радиус-вектор центра тяжести  $i$ -го треугольника, интегрирование по переменным  $x, y, z$  ведётся по площади треугольника с учётом области интегрирования.

Получено аналитическое решение уравнения Фредгольма первого рода. Из полученной матрицы собственных ёмкостей получен потенциал поверхности МКА:

тегрирования. Однако накладывается условие на размер дискреты разбиения поверхности, геометрические размеры полученных элементов поверхности (треугольников) должны быть меньше радиуса Дебая для свойств плазмы на выбранной высоте и орбите функционирования МКА. Это позволяет рассчитывать потенциал и заряд элемента поверхности КА в условиях воздействия факторов космического пространства на низких полярных орбитах.

На амплитуду колебаний электризации и температуры оказывает влияние система компенсации микроускорений, и в режиме неуправляемого полёта при большой скорости вращения МКА наблюдается равномерный нагрев и электризация поверхности. В режиме компенсации, когда угловые скорости близки к нулю, тем-



пература и электризация поверхности имеют большую амплитуду, а период колебаний зависит от периода обращения МКА.

На основе предложенной выше методики, с учётом радиуса Дебая и экрани-

рования распределения зарядов поверхности плазмой, был рассчитан потенциал поверхности МКА «АИСТ-Л» и «АИСТ-Т» (рис. 9).

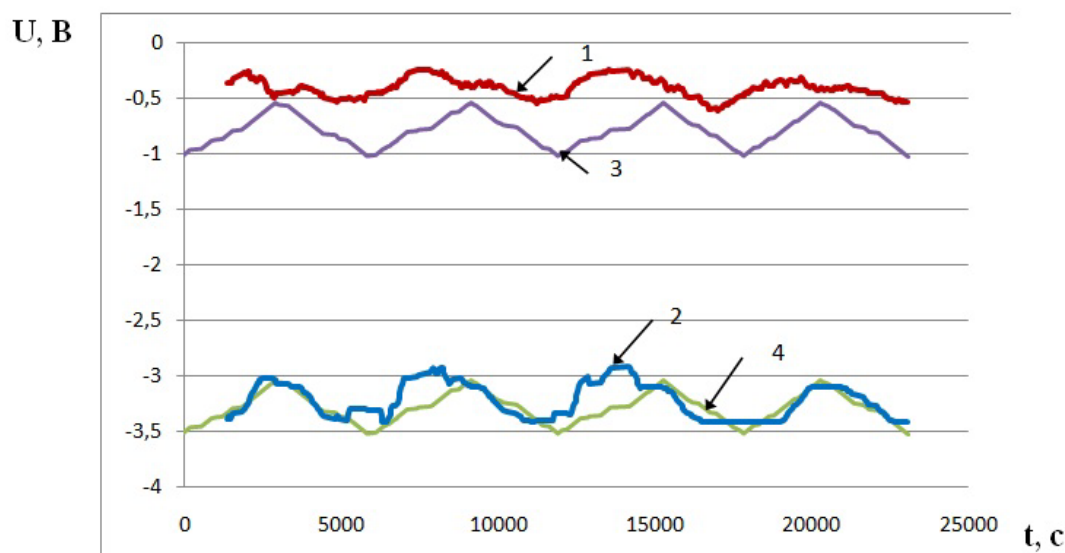


Рис. 9. Сравнение потенциалов поверхности МКА, полученных экспериментальным и теоретическим методами: 1 – потенциал поверхности МКА «АИСТ-Т»; 2 – потенциал поверхности МКА «АИСТ-Л»; 3 – расчетный потенциал МКА «АИСТ-Т»; 4 – расчетный потенциал МКА «АИСТ-Л»

Из рис. 9 видно, что экспериментальные и теоретические результаты имеют высокую степень соответствия, что подтверждает адекватность выбранной физико-математической модели.

### Заключение

1. Результаты космического эксперимента имеют приемлемое совпадение с результатами моделирования, что под-

тверждает адекватность предложенной физико-математической модели.

2. Учитывается влияние характеристик окружающей плазмы на собственную ёмкость аппарата путём введения в уравнение (1) выражения для радиуса Дебая. Получена зависимость потенциала поверхности КА от его ёмкости относительно окружающей плазмы.

### Библиографический список

1. Новиков Л.С., Милев В.Н., Крупников К.К. Модель космоса: научно-информационное издание / под редакцией М.И. Панасюка, Л.С. Новикова. Т. 2: Воздействие космической среды на материалы и оборудование космических аппаратов. М.: КДУ, 2007. 1144 с.

2. Пурвис К., Барлетт Р. Де-Форест Ш. Активное управление зарядом КА ста-

тическим электричеством на спутниках ATS-5, ATS-6 // Труды конференции по проблемам заряда космических аппаратов статическим электричеством. Л., 1980. С. 38-62.

3. Rozen A. Anomalies of the functioning caused by the environment. USA: TRW SYSTEM GROUP, 1975.

4. Графодатский О.С., Исляев Ш.Н. Взаимодействие спутников связи с окружающей средой. Томск: МГП «РАС-КО», 1993. 208 с.

5. Брагин В.В. Расчёт собственной ёмкости космического аппарата с учётом

ёмкости плазмы // Труды 6-й международной научно-технической конференции «Космонавтика. Радиоэлектроника. Геоинформатика». Рязань: Рязанский государственный радиотехнический университет, 2013. С. 81-82.

### Информация об авторах

**Сёмкин Николай Данилович**, доктор технических наук, заведующий кафедрой конструирования и технологии электронных систем и устройств, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [semkin@ssau.ru](mailto:semkin@ssau.ru). Область научных интересов: системы управления движением, физика высокоскоростного удара, космические исследования.

**Брагин Василий Владимирович**, инженер кафедры конструирования и технологии электронных систем и устройств, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [bragin\\_vv@inbox.ru](mailto:bragin_vv@inbox.ru). Область научных интересов: электромагнитная совместимость, физика космической плазмы.

**Пияков Алексей Владимирович**, кандидат технических наук, доцент кафедры конструирования и технологии электронных систем и устройств, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [piyakov@ssau.ru](mailto:piyakov@ssau.ru). Область научных интересов: высокоско-

ростной удар, космическое приборостроение.

**Телегин Алексей Михайлович**, кандидат физико-математических наук, доцент кафедры конструирования и производства радиоэлектронных средств, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [talex85@mail.ru](mailto:talex85@mail.ru). Область научных интересов: высокоскоростной удар, космическое приборостроение.

**Рязанов Дмитрий Михайлович**, инженер кафедры конструирования и технологии электронных систем и устройств, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [drflearn@gmail.com](mailto:drflearn@gmail.com). Область научных интересов: космическое приборостроение, воздействие факторов космического пространства на поверхность.

**Матвиец Михаил Геннадьевич**, магистрант, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [mihailmatviets@gmail.com](mailto:mihailmatviets@gmail.com). Область научных интересов: электромагнитная совместимость, физика космической плазмы.

### ELECTRIZATION OF THE SURFACE OF LOW-ORBITING SMALL SPACECRAFT "AIST"

© 2015 N. D. Siomkin, V. V. Bragin, A. V. Piyakov, A. M. Telegin, D. M. Ryazanov, M. G. Matviets

Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation

The article presents the results of a space experiment that analyzed the process of electrization of low-orbit satellites. The research of the process of electrization took place on the small spacecraft "AIST-L" (flight) and "AIST-T" (technological) using the "Meteor" scientific equipment. The equipment includes multi-sensors that measure the temperature, illumination and electrification. The experiment revealed significant correlation between the process of differential charging of the apparatus and the external factors of space environment. The influence of both controlled and uncontrolled flight modes on the electrization of low-orbit satellites was estimated. The mode of micro acceleration compensation is controlled by three orthogonally arranged solenoids. The data obtained make it possible to assess the density of the flow of electrons falling on the surface of the sensor, and confirm the mathematical model of spacecraft electrization proposed in the article and based on the method of integral equations. The model takes into account the effect of shielding the redistribution of charges on the surface of the spacecraft by plasma.

*Small spacecraft, electrization, Sun sensor, temperature, dust particles, electrons, charge, photodiode, plasma.*

### References

1. Novikov L.S., Mileev V.N., Krupnikov K.K. *Model kosmosa: nauchno-informacionnoe izdanie / pod redakciey M.I. Panasyuka, L.S. Novikova. T. 2: Vozdeystvie kosmicheskoy sredy na materialy i oborudovanie kosmicheskikh apparatov* [Model of space: Scientific and information publication / edited by M.I. Panasyuk, L.S. Novikov. V. 2: The impact of space environment on the materials and equipment of spacecraft]. Moscow: KDY Publ., 2007. 1144 p.
2. Purvis K., Barlet R., De-Forest Sh. Active control of the spacecraft charge by the static electricity on the satellites ATS-5, ATS-6. *Issue of the conference devoted to the problems of charging the space crafts by the static electricity*. Leningrad, 1980. P. 38-62. (In Russ.)
3. Rozen A. Anomalies of the functioning caused by the environment. USA: TRW SYSTEM GROUP, 1975.
4. Grafodatsky O.S., Islyayev Sh.N. *Vzaimodeystvie sputnikov svyazi s okrujayuschey sredoy* [Interaction of communication satellites with the environment]. Tomsk: MGP «RASCO» Publ., 1993. 208 p.
5. Bragin V.V. The calculation of the self capacity of spacecraft taking into account the capacity of plasma. *Issue of the 6th international scientific and technological conference «Astronautics. Radio. Geoinformatics»*. Ryazan: Ryazan State Radioengineering University Publ., 2013. P. 81-82. (In Russ.)

### About the authors

**Syomkin Nikolay Danilovich**, Doctor of Science (Engineering), Professor, the Department of Design and Technology of Electronic Systems and Devices, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail: [semkin@ssau.ru](mailto:semkin@ssau.ru). Area of Research: high-speed impact, mass spectrometry, space device engineering.

**Bragin Vasily Vladimirovich**, engineer, Department of Design and Technology of Electronic Systems and Devices, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail: [bragin\\_vv@inbox.ru](mailto:bragin_vv@inbox.ru). Area of research: electromagnetic compatibility, space plasma physics.

**Piyakov Alexeyr Vladimirovich**, Candidate of Science (Engineering), Department of Design and Technology of Electronic Systems and Devices, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail: [piyakov@ssau.ru](mailto:piyakov@ssau.ru). Area of Research: space device engineering.

**Telegin Aleksey Mikhailovich**, Candidate of Science (Physics and Mathematics), Associate Professor, Department of Design and Construction of Radioelectronic Devices, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail: [talex85@mail.ru](mailto:talex85@mail.ru). Area of Research: hypervelocity impact, space device engineering.

**Ryazanov Dmitriy Mihaylovich**, engineer, Department of Design and Technology of Electronic Systems and Devices, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail: [drflearn@gmail.com](mailto:drflearn@gmail.com). Area of Research: space device engineering, influence of space environment factors on the surface.

**Matviets Mikhail Gennadievich**, graduate student, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail: [bragin\\_vv@inbox.ru](mailto:bragin_vv@inbox.ru). Area of Research: electromagnetic compatibility, space plasma physics.