

# Электроразрядная деградация геостационарных и полярных ИСЗ

А.И.Акишин

*Научно-исследовательский институт ядерной физики*

*имени Д.В.Скобельцына МГУ*

akishin@hep.sinp.msu.ru

The problems caused by charging on satellites have been compared to other environmental effects. Some of the main results of this study are summarized in Table I, which indicates that satellite charging is responsible for more than half of the documented environment related anomalies. The study results also showed, that electrostatic discharges caused about 50% of the lost or terminated missions associated with environmental effects. Thus, the issue of satellite charging is very serious from the perspective of the threat it poses for satellites in the inner magnetosphere.

Возникновение мощного магнитного шторма около Земли может сопровождаться сильнейшей электризацией геостационарных и полярных искусственных спутников Земли (ИСЗ), приводящей к возникновению электрических разрядов, как на их поверхности, так и в объемных диэлектрических элементах конструкции [1-7]. Сопутствующие электрическим разрядам электромагнитные помехи (ЭМП) создают в электронном оборудовании аномалии (сбои). Анализ аномалий (Таблица №1) геостационарных ИСЗ [1] показал, что более половины из зарегистрированных аномалий (161 из 198), связано с их электризацией в момент возникновения возмущений магнитосферы Земли. Роль объемной зарядки диэлектрических элементов является решающей.

Таблица №1. Диагностика зарегистрированных аномалий на геостационарных ИСЗ, связанных с воздействием окружающей среды [1].

Диагностика	Число аномалий
Объемная зарядка	74
Поверхностная зарядка	59
Неустановленная зарядка	28
Эффекты от одиночных радиационных сбоев в микросхемах	85
Радиационные повреждения элементов	16
Удары микрометеоров или частиц космического мусора	10
Разное	26

На геостационарной орбите функционируют сотни ИСЗ. В качестве иллюстрации на Рис.1 показана схема расположения ИСЗ с электрическими двигателями на разных орбитах.

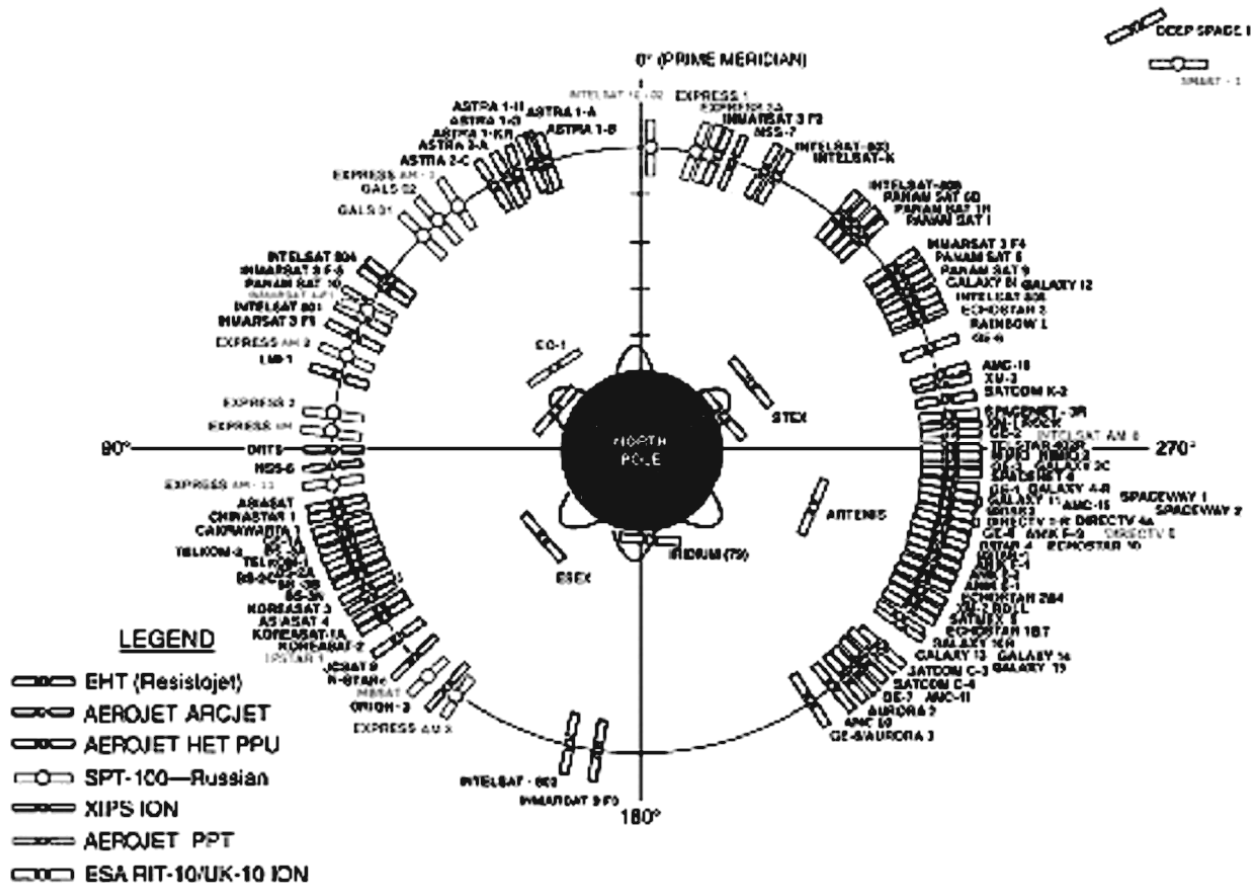


Рис.1. Схема расположения ИСЗ, использующих электрические двигатели, на различных орбитах. [11250-55AD may ,06].

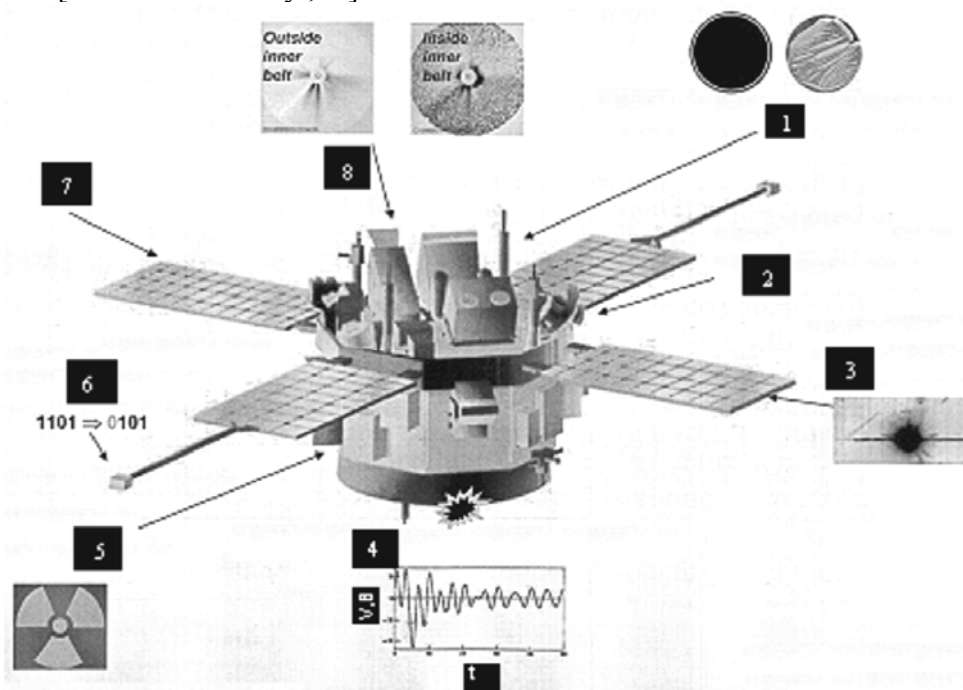


Рис.2 Воздействие космических корпускулярных излучений на элементы ИСЗ: 1.- Поверхностная деградация материалов. 2.- Дegradация электроники от дозы излучения. 3.- Дуговой электрический разряд на СБ. 4.- Электромагнитный импульс при разряде н- ИСЗ. 5.- Возникновение радиоактивности. 6.- Радиационные одиночные сбои в микросхемах. 7.- Снижение мощности СБ от радиационного повреждения. 8.- Ложные «звезды» в звездном индикаторе на базе ССД. [J.Mazur, AEROSPASE CORPOATION]

На Рис.2 показана схема различных воздействий космического корпускулярного излучения на элементы ИСЗ. В процессе мощных магнитосферных штормов в область радиационных поясов Земли (РПЗ) инжектируется интенсивный поток электронов с энергией выше 100кэВ, что создает условия для электризации изоляционных материалов и других проводящих элементов, не «заземленных» на металлический корпус ИСЗ.

На рис.3 приведена энергетическая зависимость плотности потока электронов, усредненная за 10 часов, для трех орбит ИСЗ (GEO; НЕО; МАР;) в момент возникновения самого опасного магнитного шторма [1]. Эти данные получены путем усреднения многочисленных экспериментальных исследований на различных ИСЗ [1]

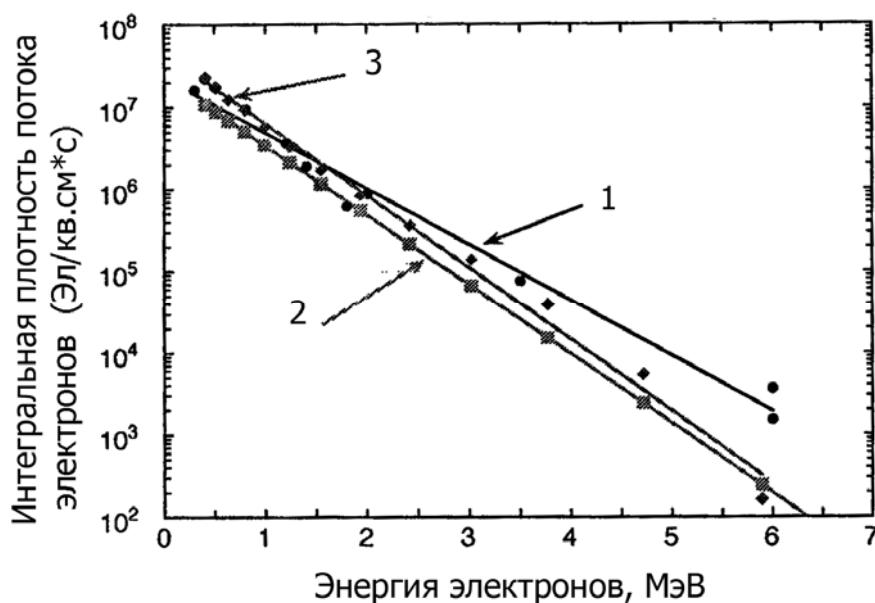


Рис.3 Примеры наиболее «жестких» энергетических спектров электронов, усредненных за 10 часов полета, создающих объемную электризацию диэлектрических материалов ИСЗ, для трех различных космических орбит: 1- геостационарная (GEO); 2-высокоэллиптическая (HEO); 3-орбита для полета на Луну (МАР) [1].

Как показали экспериментальные исследования, частота возникновения на борту ИСЗ США «SCATHA» и «CRRES» электрических объемных разрядов в диэлектрических элементах при их электризации связана с плотностью потока электронов с энергией выше 300кэВ, воздействующего на элементы ИСЗ (Рис.4) при электронном флюенсе больше, чем  $2 \cdot 10^{10}$  Эл/см<sup>2</sup> [1].

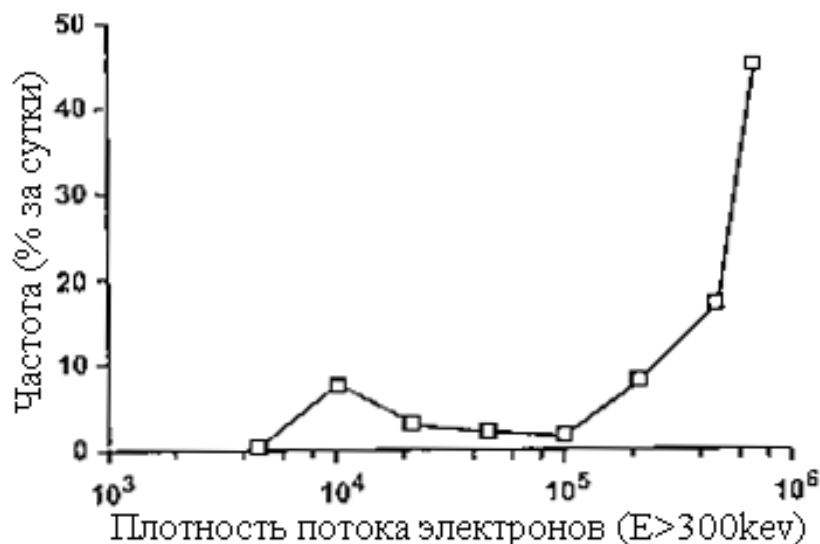


Рис.4 Частота возникновения электрических объемных разрядов в диэлектрических элементах ИСЗ «SCATHA», создающих аномалии на ИСЗ, в зависимости от плотности потока электронов (эл/см<sup>2</sup> стр) с энергией выше 300кэВ [1].

Обычно плазменные электроны на низких орбитах ИСЗ имеют энергию менее 10- 50 кэВ и являются основным источником отрицательного заряда на поверхности полярных ИСЗ, функционирующих в авроральных зонах (400-700км) в районе Северного и Южного полюсов Земли [2]. В тех районах орбиты ИСЗ, где ионосферная плазма имеет высокую плотность, отрицательный заряд на поверхности ИСЗ нейтрализуется. Если ионосферная плазма имеет низкую плотность ( $n \ll 0,05 \text{ см}^{-3}$ ), то на зарядку поверхности ИСЗ будут сильно влиять фотоэлектроны, эмитируемые поверхностью материалов, освещенных Солнцем. Поскольку коэффициенты вторично-электронной и фотоэлектронной эмиссии для разных материалов сильно отличаются, то диэлектрические поверхности материалов на поверхности ИСЗ будут иметь различные потенциалы.

При прохождении полярных ИСЗ, например ИСЗ «ALOS» [2], с орбитой (1000-2000км) (Рис.5) около Северного полюса Земли в зоне авроральной радиации с энергией плазменных электронов (5-300кэВ) изоляционные материалы на тыльной стороне СБ, которая не освещается Солнцем, могут приобретать отрицательный потенциал ~1000В. Ионосферные ионы не могут нейтрализовать отрицательный заряд, аккумулированный изоляционной поверхностью материала авроральными электронами, в связи с тем, что в районе тыльной стороны СБ в области спутной струи ИСЗ формируется ионосферная плазменная тень, из-за высокой скорости ИСЗ [2].

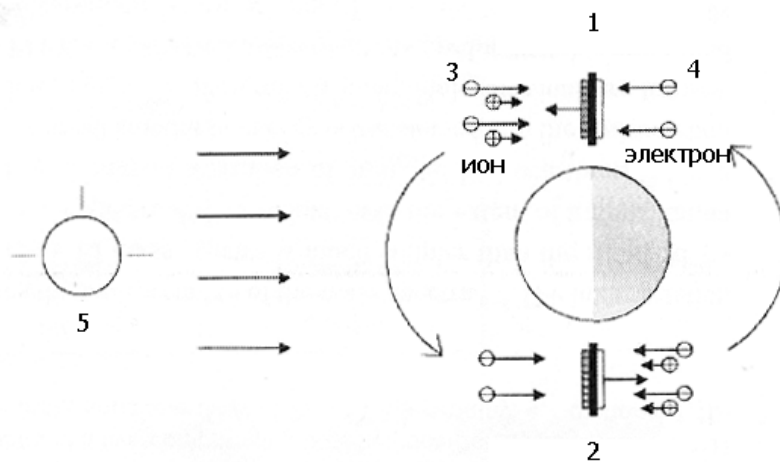


Рис.5 Схема расположения солнечных панелей ИСЗ «ALOS» на полярной орбите [2 ] .1-Авроральная зона вблизи Северного полюса Земли; 2-Авроральная зона вблизи Южного полюса Земли; 3-фронтальная сторона СБ ; 4-тыльная сторона СБ ; 5-Солнце.

Поскольку ИСЗ «ALOS» во время полета находится в авроральной зоне около 1200с. отрицательный потенциал на поверхности изоляционных материалов тыльной стороны СБ ИСЗ «ALOS» в районе Северного полюса Земли может достигнуть ~8000В при возрастающем электронном флюенсе. При прохождении ИСЗ «ALOS» вблизи Южного полюса Земли фронтальная сторона СБ находится в спутной струе ИСЗ, где фотоэлектроны, эмитируемые с освещенной Солнцем поверхностях, снижают отрицательный потенциал на диэлектрических элементах (покровные стекла ) СБ ИСЗ. Отрицательный потенциал на тыльной стороне СБ нейтрализуется ионами.



Рис.6 Свечение электрического разряда при испытании СБ ИСЗ «EOS-AMI» в вакуумной камере [ 9 ].

Поскольку металлический корпус ИСЗ «ALOS» имеет потенциал несколько вольт, из-за окружающей ионосферной плазмы, а некоторые поверхности изоляционных материалов на тыльной стороне СБ могут иметь несколько киловольт , то возникает вероятность электрического разряда между заряженными изоляционными материалами и металлическими элементами ИСЗ и СБ, например металлическими электрическими контактами СБ. В качестве примера на Рис.6 показано свечение поверхностного электрического разряда при испытании в вакуумной камере СБ ИСЗ «EOS-AMI» [ 9 ].

На Рис. 7. приведена зависимость числа разрядных явлений на полярном ИСЗ «Freja» [8] в авроральной зоне от высоты полета, полученных в течение трехлетнего интервала. ИСЗ «Freja» был запущен в октябре 1992г. на орбиту с апогеем 1763км и перигеем 530км.

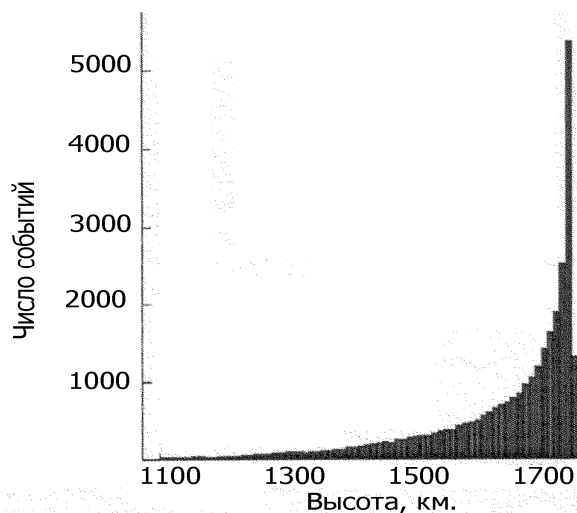


Рис.7 Разрядные события, регистрируемые на полярном ИСЗ «Freja» при полете в авроральной зоне на высоте 1500-1700км [10].

В последние годы СБ ИСЗ становятся все более мощными с  $P \sim 10 \text{ кВт}$  и имеют рабочее напряжение выше 100В [11,14]. Следовательно, возрастает риск, что удары микрометеоров и частиц космического мусора могут спровоцировать выброс ударной плазмы в месте удара на заряженной диэлектрической поверхности ИСЗ, в том числе на СБ. В месте удара микрометеора плотность плазмы может достигать более  $10^{12}$  ион/см<sup>3</sup> при энергии ионов до 20-40 эВ [8]. Удар микрометеорита сопровождается также световой вспышкой и ЭМП. Эти процессы создают условия для возникновения электрических разрядов между солнечными элементами, имеющими разность потенциалов в десятки вольт, что может привести к повреждению СБ и ИСЗ (Рис.8) [4,11-17].

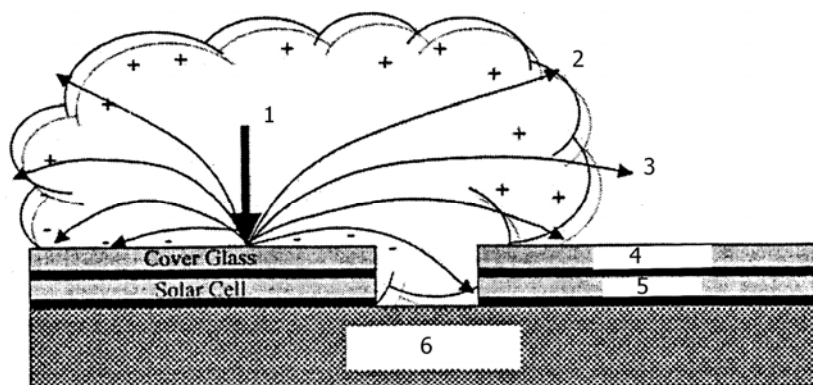


Рис.8 Схема электрического разряда на поверхности СБ ИСЗ при ударе высокоскоростной частицы космического мусора ( $v \sim 10 \text{ км/с}$ ). 1. Удар сверхскоростной частицы космического мусора. 2. Плазма. 3. Осколки. 4. Покровное стекло. 5. Солнечный элемент. 6. Солнечная панель [4].

Первичный высоковольтный, триггерный разряд на поверхности заряженного диэлектрика ИСЗ имеет низкую мощность, но он может инициировать, например, в СБ вторичную более мощную электрическую дугу между солнечными элементами с большой разностью потенциалов. Вторичная электрическая дуга может создать короткое замыкание в отдельном секторе СБ и привести к карбонизации поверхности изоляционного материала, на котором смонтированы солнечные элементы. Все эти процессы могут понизить выходную мощность СБ.

В ударную плазму преобразуется несколько процентов кинетической энергии сверхскоростной частицы с  $v \sim 10-30 \text{ км/с}$  [8]. В зоне удара на заряженной поверхности изоляционного материала может возникнуть кратковременное изменение потенциала, из-за того, что ударная электронная эмиссия заметно превышает эмиссию ионов [8], что может спровоцировать поверхностный разряд.

В последние годы разработан ряд методик по ослаблению электризации ИСЗ (Таблица №2) [17]. Используются как пассивные методы с применением автоэлектронной, термоэлектронной и вторично-электронной эмиссий (Рис.9), так и активные методы, где осуществляется регулируемое управление эмиссией потоком электронов, ионов и плазмы.

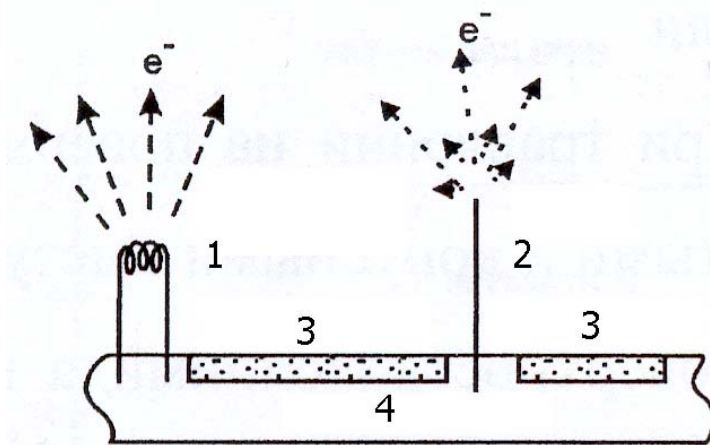


Рис.9 Электронная (1) и автоэлектронная (2) эмиссия: 1. нить накала; 2. острие; 3 диэлектрик; 4 проводник [17].

Ряд методов, изложенных в Таблице №2, экспериментально были проверены на ИСЗ США «SCATHA» и «DSCS» [17]. Эмиссия с космического аппарата холодной плазмы и положительных ионов низкой энергией являются эффективным средством понижения высокого отрицательного потенциала на поверхности диэлектрических материалов ИСЗ, в связи с возвратом медленных положительных ионов на отрицательно заряженную поверхность.

Таблица №2. Обзор методов ослабления электризации ИСЗ [17].

Метод	Тип	Физика
Острие	Пассив.	Автоэлектронная эмиссия
Проводящая сетка	Пассив.	Экранировка от высокой напряженности электрического поля (E).
Полупроводящая краска	Пассив.	Рост проводимости поверхности
Материал с высокой вторичной электронной эмиссией	Пассив.	Вторичная электронная эмиссия
Нить накаливания	Актив.	Термоэлектронная эмиссия
Электронный пучок	Актив.	Эмиссия электронов
Ионный пучок	Актив.	Возврат ионов с низкой энергией на диэлектрики с отрицательным зарядом
Эмиссия плазмы	Актив.	Эмиссия электронов и ионов
Испарение	Актив.	Испарение полярных молекул, которые присоединяют электроны
Металлизация диэлектрика	Пассив.	Увеличение проводимости диэлектрика

1. J.F. Fennell, H.C. Koons, J.I. Roeder, J.B. Blake. Spacecraft Charging: Observation and Relationship to Satellite Anomalies. <http://articles.adsabs.harvard.edu//full/2001ESASP.476..279F/0000279.000.html>
2. M. Cho, J. Kim, S. Hosoda, Y. Nozaki, T. Miura, T. Iwata. Electrostatic Discharge Ground Test of a Polar Orbit Satellite Solar Panel. IEEE Trans. on Plasma Science, 2006, v.34, №5, p.2011-2030
3. T. Kawasaki, S. Hosoda, J. Kim, K. Toyoda, M. Cho. Charge Neutralization via Arcing on a Large Solar Array in the GEO Plasma Environment // IEEE Trans, on Plasma Science, 2006, v.34, №5, p.1979-1985.
4. Jr, H.W. Brandhorst, S.R. Best, I.A. Rodiek, M.I. O'Neil, M.I. Eskenazi, D.C. Ferguson. Advances in Radiation-Tolerant Solar Arrays for SEP Missions. The 30<sup>th</sup> International Electric Propulsion Conf., Florence.
5. А.И. Акишин, Л.С. Новиков. Электризация космических аппаратов. М., Знание., сер. Космонавтика, астрономия, 1985. №6, 73с.
6. А.И. Акишин. Электроразрядный механизм радиационных аномалий ИСЗ // ФХОМ, 2002, №4, с.44-50.
7. А.И. Акишин. Имитация и природа радиационных сбоев в оборудовании ИСЗ. // ФХОМ, 2000, №3, с.24-31
8. S.T. Lai, E. Murad. Hazards Hypervelocity Impacts on Spacecraft, JSR, 2002, v.39, №1, p.106-114.
9. D.C. Ferguson, B.G. Hillard. Low Earth Orbit Spacecraft Charging Design Guidelines. NASA/TR-2003-2112287, p.1-44.
10. A.I. Eriksson, J. Wahlund. Charging of the Freja Satellite in the Auroral Zone. IEEE Trans. on Plasma Science, 2006, v.34, №6, p.2038-2044.



11. А.И. Акишин., Снижение мощности солнечных батарей искусственных спутников Земли под действием электрических разрядов. Пересп. Матер, 2008 , №4, с.21-28.
12. А.И. Акишин. Электрический пробой радиационно-заряженных диэлектриков при имитации воздействия космических излучений // Пересп. Матер.,2005, №3, с.5-11
13. А.И. Акишин. Скользящий разряд на поверхности полимерных материалов в вакууме // ФХОМ, 2003, №5, с.28-31
14. А.И. Акишин. Электроразрядное повреждение солнечных батарей космических аппаратов в магнитосферной и ионосферной плазме. // ФХОМ, 1995, N 2, с. 43-48
15. В.А. Летин, А.И. Акишин, Н.М. Бардина, И.Р. Заявлин, Б.Н. Князев, А.М. Спиглазов, Ю.И. Тютрин, Ю.И. Эвенов. Возникновение дугового разряда между участками солнечных батарей в вакууме // Гелиотехника,1990, №1,с.75-76.
16. А.И. Акишин. Плазменные явления при микрометеорной бомбардировке ИСЗ // ФХОМ, 2004, №2, с.35-38.
17. S.T. Lai. A Critical Overview on Spacecraft Charging Mitigation Methods .IEEE Trans. Plasma Science, 2003, v.31, №6, p.1118-1124.