

УДК 533.9:629.78

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ЭЛЕКТРИЗАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В МАГНИТОСФЕРНОЙ ПЛАЗМЕ

© 2024 г. Л.С. Новиков¹*, А.А. Маклецов¹, В.В. Синолиц¹, Н.П. Чирская¹

¹Научно-исследовательский институт ядерной физики им. Д.В. Скобельцына

МГУ им. М.В. Ломоносова, Москва, Россия

* novikov@sinp.msu.ru

Поступила в редакцию 14.03.2023 г.

После доработки 21.03.2023 г.

Принята к публикации 23.03.2023 г.

Описан программный комплекс *Coulomb*, предназначенный для моделирования электризации космических аппаратов (КА) в магнитосферной плазме на высоких и низких околоземных орбитах. Рассмотрены физические механизмы электризации КА и методы математического моделирования этого явления в разных областях космического пространства. Приведены примеры результатов расчета распределения электрического потенциала на поверхности и в окрестности КА для геостационарной орбиты и низких околоземных орбит.

DOI: 10.31857/S0023420624010074

ВВЕДЕНИЕ

Электризация поверхности космического аппарата (КА), т.е. накопление на ней электрического заряда, вызывается воздействием на поверхность заряженных частиц окружающей плазмы с энергией $\sim 0.1\text{--}50$ кэВ, сопровождающимся вторично-эмиссионными процессами на поверхности и фотоэлектронной эмиссией, а также перераспределением электрического заряда на поверхности за счет объемных и поверхностных токов проводимости. В общем случае происходит дифференциальное заряджение КА, при котором заряды на разных участках непроводящей поверхности и, соответственно, потенциалы этих участков относительно плазмы и общего металлического корпуса (фермы) могут значительно различаться. Причины таких различий обусловлены электрофизическими свойствами материалов, находящихся на разных участках поверхности КА, условиями попадания электронов и ионов плазмы на эти участки, их освещенностью и конфигурацией. Собственное электрическое поле КА, возникающее в условиях электризации, оказывает влияние на движение заряженных частиц в окрестности КА, притягивая к поверхности частицы одного знака и отталкивая частицы другого знака. Стационарному (равновесному) заряджению КА соответствует условие равенства нулю полного тока, текущего через элементы поверхности.

В простейшем случае заряджения КА, обусловленного только плазменными токами, равновесное состояние наступает при отрицательном потенциале, поскольку тепловая скорость электронов в плазме намного выше скорости ионов [1]. Очевидно, что величины потенциала, возникающего на поверхности, пропорциональны температуре окружающей плазмы, которая сильно зависит от высоты орбиты.

Характерные значения потенциалов поверхности КА на разных околоземных орбитах указаны в табл. 1, где используются следующие обозначения: H – высота орбиты; i – наклонение орбиты; U – характерный потенциал. Там же приведены сведения об угловом распределении воздействующих частиц космической плазмы и о роли эмиссионных процессов в электризации поверхности.

Следствием заряджения поверхности КА до высоких потенциалов является возникновение электростатических разрядов (ЭСР), создающих интенсивные электромагнитные помехи при работе бортового электронного оборудования и паразитные токи в чувствительных сигнальных цепях, а в некоторых случаях разрушающих элементы оборудования.

Для прогнозирования уровней электризации КА в разных областях космического пространства, определения вероятности возникновения ЭСР на поверхности и оценки степени их

Таблица 1

Параметры процессов электризации космических аппаратов в разных областях космического пространства

Тип орбиты	H , км / i , град.	U , В	Воздействующие факторы	Угловое распределение	Роль эмиссионных процессов
Геостационарная (ГСО), апогейные участки высокоэллиптических (типа ИСЗ «Молния»)	36 000 / ± 1.5 40 000 / 65	$-(10^3-10^4)$	горячая плазма, солнечное излучение	изотропное	велика
Низкие	200–2000 / 0–70	$-(0.1-5.0)$	холодная ионосферная плазма	анизотропное	пренебрежимо мала
Низкие полярные	200–2000 / > 70	$-(10^2-10^3)$	холодная ионосферная плазма, авроральные электроны, солнечное излучение	анизотропное	заметна

опасности для функционирования бортового оборудования необходим расчет распределения потенциала на поверхности КА и в прилегающем пространстве. Такой расчет для КА сложной конфигурации с неоднородной поверхностью может быть выполнен только численно, путем построения расчетной геометрической модели аппарата, содержащей основные фрагменты его конструкции и отражающей расположение различных материалов на поверхности, выполнения дискретизации поверхности модели с использованием некоторой совокупности элементов и последующего решения системы уравнений токов, текущих через каждый элемент поверхности.

Сейчас для анализа электризации поверхности реальных КА в мировой практике используются четыре основных программных комплекса: программа Национального управления США по аэронавтике и исследованию космического пространства *NASCAP* [2], программа Европейского космического агентства *SPIS* [3], программа Японского агентства аэрокосмических исследований *MUSCAT* [4] и разработанный в НИИЯФ МГУ программный комплекс *Coulomb* [5]. Эти программы, основанные на разных способах описания физических процессов и решения получаемых систем уравнений [6], рекомендованы для анализа электризации КА международным стандартом [7]. Ниже рассмотрены основные положения и отличительные особенности программного комплекса *Coulomb*, корректность работы которого подтверждена результатами экспериментальных исследований на ряде КА [8, 9].

ФИЗИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ ПРОГРАММЫ
COULOMB

Уравнение полного тока на элементе поверхности

Процесс заряжения поверхности КА в космической плазме можно наглядно проиллюстрировать, записав уравнение для плотности полного тока j , текущего через элемент поверхности КА, в следующем виде [10, 11]:

$$j = j_e - j_i - (\delta j_e + \eta j_e + \gamma j_i + j_{ph}) \pm j_{cond},$$

где j_e и j_i – плотность электронного и ионного тока плазмы соответственно; δ, η, γ – коэффициенты истинной вторичной электронной эмиссии, отражения электронов, ионно-электронной эмиссии соответственно; j_{ph} – плотность тока фотоэлектронной эмиссии; j_{cond} – плотность тока проводимости.

Первичные плазменные токи обусловлены непосредственным воздействием на поверхность КА окружающей космической плазмы. Группа вторичных токов, представленная в уравнении в круглых скобках, включает в себя вторично-эмиссионные токи, вызываемые первичными токами, а также фотоэлектронный ток, создаваемый коротковолновым солнечным излучением. Величины первичных и вторичных токов зависят от потенциала КА относительно окружающей космической плазмы. Ток проводимости между диэлектрическими элементами поверхности и металлическим корпусом КА, а также между соседними диэлектрическими элементами, может иметь разное направление по отношению к конкретному элементу и изменять это направление в процессе дифференциального заряжения. В уравнение могут войти дополнительные

токи, возникающие за счет работы бортового оборудования КА (электроракетных двигателей, инжекторов электронов и ионов и т.п.), за счет ионизации нейтрального газового окружения КА и некоторых других факторов. Равновесное значение потенциала на рассматриваемом элементе поверхности соответствует условию $j = 0$.

Первичные плазменные токи

Характеристики потоков заряженных частиц, воздействующих на КА, значительно различаются для высоких и низких орбит, соответственно различаются расчетные выражения для первичных токов. Распределение по скоростям частиц горячей магнитосферной плазмы на высоких околоземных орбитах, включая область геостационарной орбиты (ГСО), в общем случае описывается с помощью суперпозиции двух максвелловских распределений с разными характерными энергиями kT_1 (~ 0.2 – 0.5 кэВ) и kT_2 (~ 10 – 30 кэВ) [12–14]:

$$f(v) = n_1 \left(\frac{m}{2\pi k T_1} \right)^{3/2} \exp \left(-\frac{m v^2}{2k T_1} \right) + n_2 \left(\frac{m}{2\pi k T_2} \right)^{3/2} \exp \left(-\frac{m v^2}{2k T_2} \right),$$

где n_1, n_2 – концентрация частиц (электронов или протонов) для составляющих с температурой T_1 и T_2 соответственно; m, v – масса и скорость частиц; k – постоянная Больцмана.

В некоторых случаях более корректным представляется описание плазмы с помощью только одной высокотемпературной составляющей.

Для области ГСО справедливо следующее соотношение тепловых скоростей электронов v_e , ионов v_i скорости движения аппарата V : $v_e \gg v_i \gg V$, что позволяет использовать для описания зависимости плазменных токов от потенциала поверхности U выражения, полученные в [10, 11] для сферического тела в предположении, что магнитосферная плазма на ГСО изотропна по отношению к движущемуся КА, а дебаевский радиус (~ 0.5 км) значительно превышает характерный размер КА.

При отрицательном потенциале на элементе поверхности имеем:

плотность тока электронов

$$j_e(U) = j_e^{(0)} \exp(-e|U|/kT_e),$$

где $j_e^{(0)} = en_e (kT_e/2\pi m_e)^{1/2}$;

плотность тока положительных ионов

$$j_i = j_i^{(0)} (1 + e|U|/kT_i).$$

В случае двухтемпературной функции распределения частиц токи вычисляются отдельно для каждой плазменной составляющей.

Программный комплекс *Coulomb* предусматривает возможность корректировки приведенных расчетных выражений для поверхности реальных КА сложной конфигурации путем расчета траекторий частиц плазмы в собственном электрическом поле КА [15].

Для условий полета на низких околоземных орбитах (в ионосфере) имеем соотношение $v_e \gg V \gg v_i$, поэтому плотность тока ионосферных электронов определяется с помощью приведенных выше выражений, а плотность тока положительных ионов (преимущественно O^+), поток которых имеет ярко выраженную анизотропию по отношению к КА, вследствие чего их часто называют «таранными» ионами, – выражением

$$j_i = en_i V \cos \theta,$$

где θ – угол между направлением вектора скорости КА и направлением внешней нормали данного элемента поверхности [1].

Для фрагментов, заряженных отрицательно, плотность тока положительных ионов рассчитывается в соответствии с [1] путем построения поверхности эффективного собирания ионов, расстояние которой от поверхности КА определяется с учетом малого значения дебаевского радиуса в ионосфере (~ 0.5 см). Физический смысл данной концепции состоит в том, что в области собирания положительные ионы движутся к поверхности КА практически по прямолинейным траекториям [16].

Энергетические спектры авроральных электронов могут описываться максвелловской функцией с температурой ~ 1 – 20 кэВ, однако их часто заменяют моноэнергетическими линиями с энергиями $\sim 5, 10, 20$ кэВ, при этом предполагается, что авроральные электроны движутся преимущественно вдоль геомагнитных силовых линий. Рекомендации по выбору параметров авроральной радиации для математического моделирования электризации КА приведены в работе [17].

Различия условий электризации КА на высоких и низких околоземных орбитах часто заставляют создавать фактически два варианта моделей электризации, в программном комплексе *Coulomb* объединены оба рассматриваемых случая.

Вторично-эмиссионные токи

Для математического описания зависимости вторично-эмиссионных коэффициентов $\sigma = \delta + \eta$ и γ от энергии первичных частиц в комплексе

Coulomb использованы нормированные выражения [18–21]

$$\sigma(E) = \sigma_m (E/E_m)^\alpha \exp\left(1 - 2\sqrt{(E/E_m)\alpha}\right);$$

$$\gamma/\gamma_m = 2(E/E_{m\gamma})^{1/2} (1 + E/E_{m\gamma})^{-1},$$

где σ_m и γ_m – максимальные значения коэффициентов σ и γ , а E_m и $E_{m\gamma}$ – соответствующие этим значениям энергии первичных электронов и протонов.

Приведенная зависимость для электронов представляет собой известную формулу Стерн-гласа [20], модифицированную введением подгоночного параметра α , с помощью которого достигается наилучшее согласие расчетных кривых с экспериментальными данными. При расчете вторично-эмиссионных коэффициентов для первичных частиц с широким распределением по энергии производится интегрирование используемых зависимостей по энергетическому спектру. Необходимо, однако, отметить, что для диэлектрических участков поверхности КА изложенная методика описания вторично-эмиссионных характеристик в некоторых случаях может быть недостаточно точной из-за формирования электрических полей в приповерхностном слое диэлектрика [22].

Для учета возможности подавления вторичной эмиссии на рассматриваемом элементе поверхности дифференциально заряженного КА в большинстве случаев достаточно ввести в используемые расчетные формулы множитель $\exp(-E_n/E_{block})$, в котором E_n – нормальная составляющая напряженности электрического поля на поверхности объекта; E_{block} – модельный параметр [23]. Величина этого параметра зависит от энергии выхода электрона и характерного размера дискретных элементов модели

КА. Для типичных материалов в используемых нами геометрических моделях поверхности КА $E_{block} = 0.1\text{--}5 \text{ В м}^{-1}$.

Сильное подавление вторичной электронной эмиссии может возникать не только на положительно заряженном элементе конструкции, но и вследствие образования седловых точек на эквипотенциальных поверхностях вблизи, например, вогнутых участков поверхности КА. В подобных случаях для повышения точности расчетов анализируются траектории вторичных электронов в электрическом поле заряженного КА.

Фотоэлектронная эмиссия характеризуется спектральной зависимостью квантового выхода, т.е. числа эмитируемых электронов, приходящихся на один фотон, от энергии фотонов (или от длины волны). В задачах анализа электризации КА удобнее использовать интегральный параметр: плотность тока фотоэлектронной эмиссии j_{ph} при солнечном освещении, величина которой обычно лежит в пределах $\sim(1\text{--}5) \cdot 10^{-5} \text{ А} \cdot \text{м}^{-2}$.

Вторично-эмиссионные параметры и плотность тока фотоэлектронной эмиссии для ряда материалов приведены в табл. 2., из которой видно, что для процесса вторичной электронной эмиссии энергия E_m приблизительно соответствует энергии частиц низкотемпературной составляющей плазмы в области ГСО, поэтому при наличии в плазме такой составляющей происходит значительное снижение отрицательного потенциала КА. Аналогичный эффект вызывается фотоэлектронной эмиссией. В комплексе *Coulomb* реализован специальный алгоритм, определяющий для каждого участка поверхности отсутствие его затенения элементами конструкции КА при заданном направлении на Солнце.

Таблица 2

Примеры значений параметров материалов, используемых в *Coulomb*

Материал	σ_m	E_m , кэВ	γ_m	$E_{m\gamma}$, кэВ	j_{ph} , $\text{А} \cdot \text{м}^{-2}$	g , $\text{Ом}^{-1} \cdot \text{м}^{-1}$
Алюминий	0.97	0.30	1.30	80	$4.0 \cdot 10^{-5}$	$4.0 \cdot 10^7$
Серебро	1.50	0.80	2.50	250	$3.0 \cdot 10^{-5}$	$6.3 \cdot 10^7$
Графит	0.93	0.28	5.00	70	$3.2 \cdot 10^{-5}$	$1.3 \cdot 10^5$
In_2O_3	2.55	0.35	4.20	45	$3.1 \cdot 10^{-5}$	$2.0 \cdot 10^3$
Полимерная пленка	2.10	0.15	5.80	80	$5.0 \cdot 10^{-5}$	$1.0 \cdot 10^{-13}$
Эмаль	2.10	0.15	5.60	75	$2.0 \cdot 10^{-5}$	$5.9 \cdot 10^{-14}$
Защитное стекло солнечных батарей	3.30	0.50	5.15	75	$2.0 \cdot 10^{-5}$	$1.0 \cdot 10^{-16}$

Токи проводимости

Диэлектрические участки поверхности КА обычно представлены в виде тонких покрытий, нанесенных на металлический корпус, поэтому наиболее важны токи утечки между поверхностью покрытия и корпусом, плотность которых j_{cond} рассчитывается следующим образом:

$$j_{cond} = g(U_m - U_s)/d,$$

где d — толщина покрытия; g — объемная удельная проводимость диэлектрика материала; U_m — потенциал корпуса КА; U_s — локальный потенциал поверхности диэлектрического покрытия.

В условиях космического пространства проводимость диэлектриков может изменяться на два-три порядка под влиянием температуры, ионизирующего излучения и внутреннего электрического поля в диэлектрике. В комплексе *Coulomb* учитывается зависимость объемной проводимости

диэлектриков от температуры и напряженности внутреннего электрического поля [24].

СТРУКТУРА ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА *COULOMB*

Расчет распределения потенциала на поверхности и в окрестности космического аппарата

Частичное описание программного комплекса *Coulomb* было дано ранее [25, 26], его современная структура представлена на рис. 1. Для общего управления работой комплекса и визуализации получаемых расчетных данных используются возможности открытой платформы численного моделирования *SALOME* [27].

Геометрическая модель КА, отражающая информацию о его конфигурации и электрофизических свойствах материалов на каждом элементе поверхности, строится из набора простых

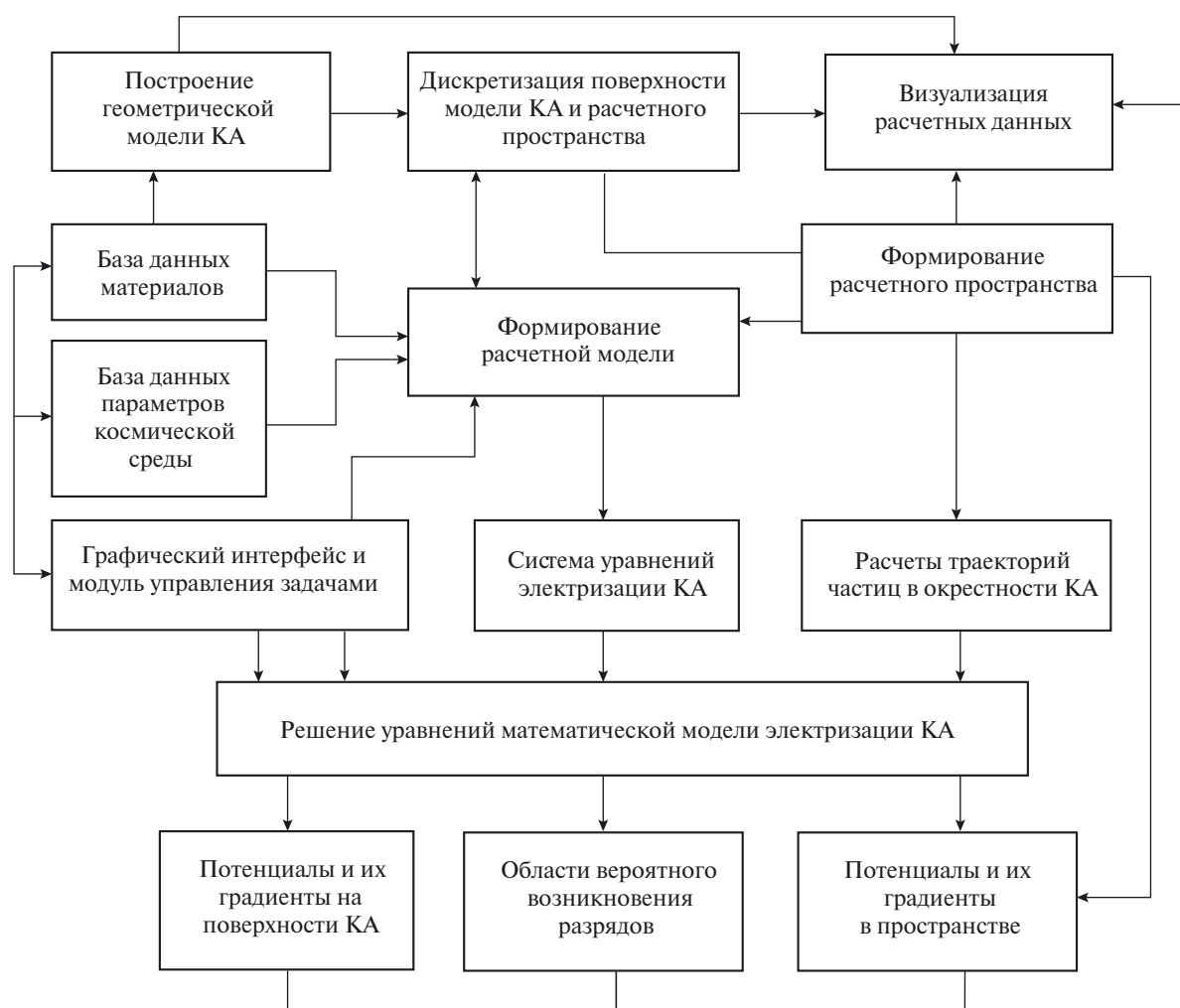


Рис. 1. Общая структура программного комплекса *Coulomb*.

базовых тел (шар, цилиндр, конус, параллелепипед и т.д.) в единой системе координат с помощью трансформационных преобразований. Используемые модели обычно содержат металлический корпус сложной формы, покрытый частично или полностью слоями диэлектриков (эмали, терморегулирующие покрытия, защитные стекла и т.д.) с толщиной много меньшей характерных размеров КА. В общем случае модель КА может состоять из нескольких металлических конструкций, соединенных между собой различными электрическими цепями или электрически независимых.

Для дискретизации поверхности геометрической модели, т.е. разбиения ее на определенное количество элементов, помимо использования стандартных методов *SALOME* применяется произвольное увеличение числа элементов для более

точной аппроксимации мелких фрагментов конструкции КА.

Количество базовых тел в модели КА составляет 200–500, а число элементов поверхности (обычно треугольников) может достигать 5000–10000, в зависимости от сложности конструкции исследуемого КА и характера решаемых задач. При таких значениях обеспечивается приемлемая точность расчетов и устойчивость используемых алгоритмов.

Комплекс *Coulomb* позволяет производить расчеты для весьма сложных объектов, к которым относится, например, Международная космическая станция, при этом возможен анализ роли дополнительных токов, возникающих за счет работы бортового оборудования.

Выбранным числом дискретных элементов поверхности непосредственно определяется число

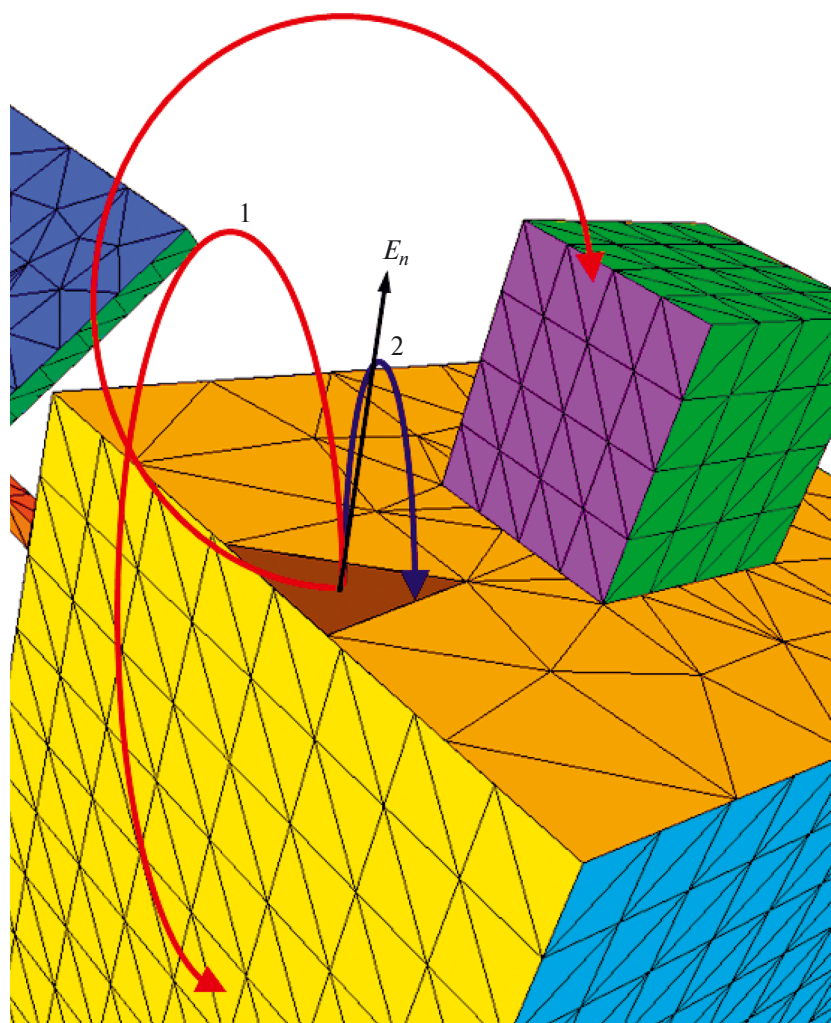


Рис. 2. Возможные траектории вторичных электронов вблизи поверхности КА: 1 — перенос на другие участки поверхности, 2 — возврат на исходный элемент.

уравнений полного тока в решаемой системе уравнений, в которую входят уравнения для диэлектрических элементов поверхности и металлического корпуса. Для решения системы используется универсальный пакет программ *MINPACK* [28].

При решении динамических задач заряжения, обусловленных изменениями параметров окружающей плазмы, условий освещения КА, его ориентации и т.п., рассчитывается зависимость от времени плотности заряда на диэлектрических элементах и полного заряда на металлическом корпусе [29].

В динамических задачах решение системы соответствующих уравнений выполняется с помощью пакета программ *GEARB* с применением неявного многошагового метода Гира [30]. Универсальность данного метода позволяет использовать его при изменении параметров геометрической модели КА и окружающей плазмы в широких пределах.

Расчет распределения потенциала в окрестности КА производится для достаточно разреженной магнитосферной плазмы, в которой дебаевский радиус существенно превышает характерные размеры КА, что справедливо, в частности, для ГСО. Задача решается в трехмерном пространстве, дискретизация которого производится путем построения пространственной сетки, сопряженной с дискретными элементами на поверхности модели. Численное решение выполняется методом интегральных уравнений (граничных элементов), который, как показал проведенный анализ, является оптимальным в данной задаче [15].

При расчете траекторий движения первичных и вторичных заряженных частиц в собственном электрическом поле КА, которое, как правило, имеет сложную структуру, и наложенном внешнем магнитном поле производится последовательное определение координат частицы на каждом временном шаге, при выборе которого важнейшими критериями становятся малые значения изменения напряженности электрического поля на временном шаге и отношения величины перемещения частицы за время шага к размеру ближайшего дискретного элемента поверхности. Эти критерии используются, в частности, при упоминавшемся выше анализе возможности возвращения эмитируемых электронов на исходный элемент поверхности или переноса их на соседние элементы (рис. 2).

Время решения стационарных и динамических задач электризации существенно зависит

от сложности модели КА, разнообразия электрофизических свойств материалов на его поверхности, параметров окружающей плазмы. На современном высокопроизводительном персональном компьютере время решения стационарных задач не превышает, как правило, 10 ч. Объем расчетов существенно зависит от количества дискретных элементов на поверхности, но практически не зависит от геометрических размеров КА.

При решении динамических задач выход на стационарное решение достигается, как правило, за 7–8 ч благодаря тому, что в пакете *GEARB* выполняется автоматическая корректировка шага интегрирования по времени.

ПРИМЕРЫ РАСЧЕТОВ С ПОМОЩЬЮ ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА *COULOMB*

Равновесное заряжение космического аппарата на геостационарной орбите

В качестве примера рассмотрим рассчитанное с помощью *Coulomb* равновесное распределение потенциала на поверхности модели геостационарного КА, рекомендованной в стандарте [7] для сопоставления различных программных комплексов и использованной в исследовании [31]. Модель состоит из металлического корпуса с конструктивными элементами на его торцах, двух панелей солнечных батарей, закрепленных на штангах, и параболической антенны. Прямоугольный корпус и антенны частично покрыты диэлектрическими материалами. На диэлектрических поверхностях панелей солнечных батарей имеются соединенные с корпусом металлические «вставки», имитирующие токоведущие шины солнечных батарей и создающие неоднородности электрического поля на поверхности. Параметры плазмы, использованные в расчетах, взяты из публикаций [31–33].

На рис. 3 показаны результаты расчета для относительно низкой (а) и более высокой (б) температуры окружающей плазмы при частичном освещении поверхности КА со стороны панелей солнечных батарей. Наиболее темные участки поверхности соответствуют низким (по абсолютному значению) потенциалам, возникающим на освещенных участках. Видно, что во втором случае потенциалы на поверхности значительно выше и отчетливо проявляются неоднородности потенциала, создаваемые металлическими «вставками» на панелях.

Для сопоставления расчетных данных, полученных с помощью программного комплекса

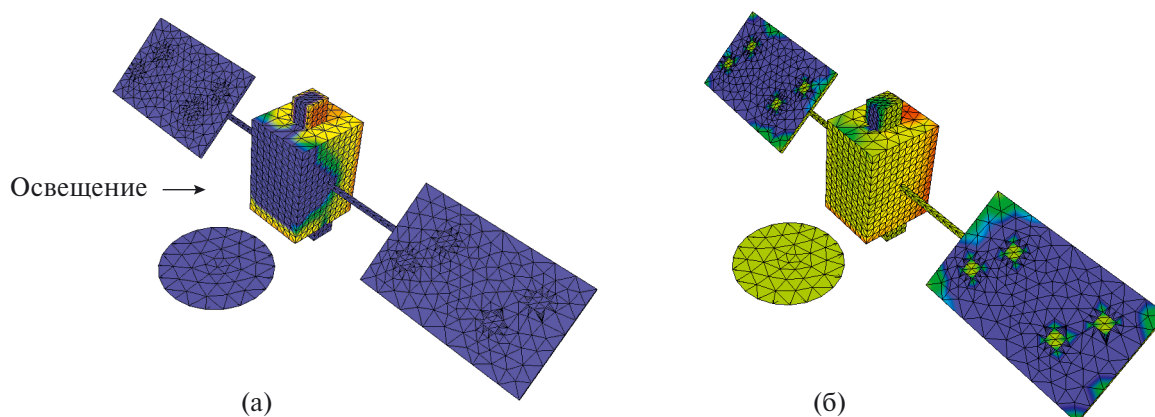


Рис. 3. Распределение потенциала на поверхности модели КА на ГСО для разных значений параметров окружающей плазмы.

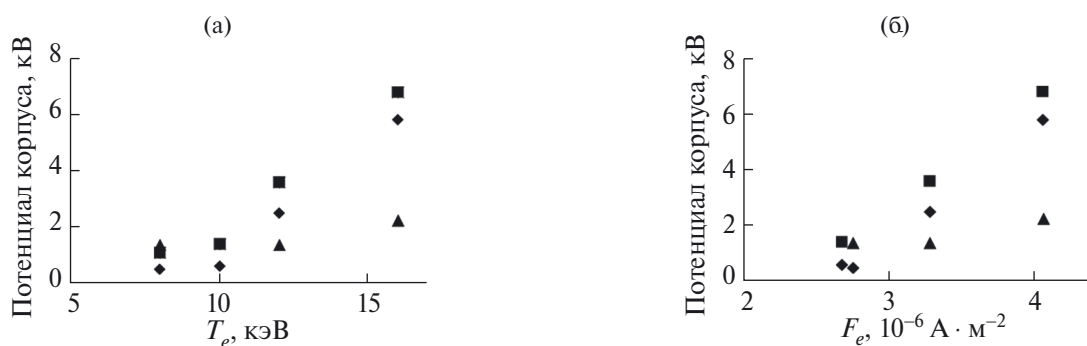


Рис. 4. Зависимость потенциала металлического корпуса КА от параметров воздействующих факторов в однокомпонентной горячей плазме: ■ – Coulomb, ◆ – NASCAP, ▲ – MUSCAT

Coulomb, с данными других программ на рис. 4 приведены рассчитанные для рассмотренной выше модели КА зависимости потенциала металлического корпуса КА от температуры окружающей плазмы (а) и плотности электронного плазменного тока (б). Видно, что имеет место хорошее согласие расчетных данных *Coulomb* и *NASCAP*. Программа *MUSCAT* дает заметно более низкие значения потенциала.

Динамика заряжения космического аппарата на геостационарной орбите

На рис. 5 показаны временные зависимости потенциалов двух элементов непроводящей поверхности КА, находящихся на освещенном и неосвещенном участках, и потенциала металлического корпуса. В данном случае стационарное состояние достигается за время $\sim 10^4$ с при максимальной разности потенциалов между поверхностью и корпусом 6–7 кВ.

На рис. 6 приведены аналогичные расчетные зависимости для цилиндрического КА,

ориентированного боковой поверхностью на Солнце и вращающегося вокруг продольной оси с периодом 24 ч. При выбранных параметрах окружающей плазмы такое вращение является медленным, т.е. время достижения установления стационарного состояния существенно меньше периода вращения. Наблюдающиеся на полученных зависимостях локальные пики обусловлены тем, что в данном случае модель цилиндрического корпуса построена в виде многогранника и при вращении происходит быстрое изменение освещенности отдельных граней.

Распределение потенциала в окрестности заряженного космического аппарата

Для визуализации структуры электрического поля обычно используются сечения полученной трехмерной картины двумя плоскостями, как это показано на рис. 7. При необходимости детализации структуры электрического поля в непосредственной близости от поверхности КА могут быть применены укрупненные расчетные

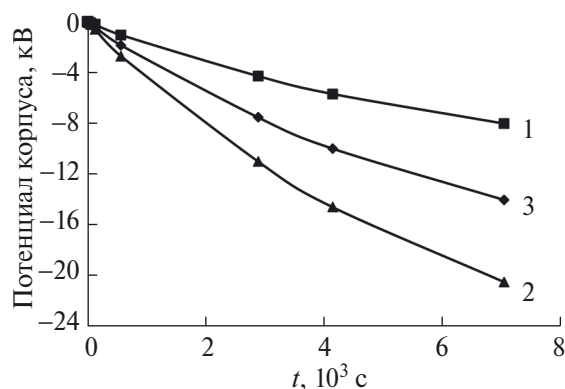


Рис. 5. Временные зависимости потенциала элементов конструкции геостационарного КА: 1 — освещенная сторона панели солнечной батареи; 2 — неосвещенная сторона панели; 3 — металлический корпус.

геометрические модели. Это позволяет проанализировать особенности распределения потенциала около острых элементов конструкции и тем самым более точно указать возможные места возникновения ЭСР. Пример результата такого расчета приведен на рис. 8. Здесь левый элемент конструкции пересекается плоскостью сечения, в которой построена карта распределения потенциала, а правый находится позади этой плоскости.

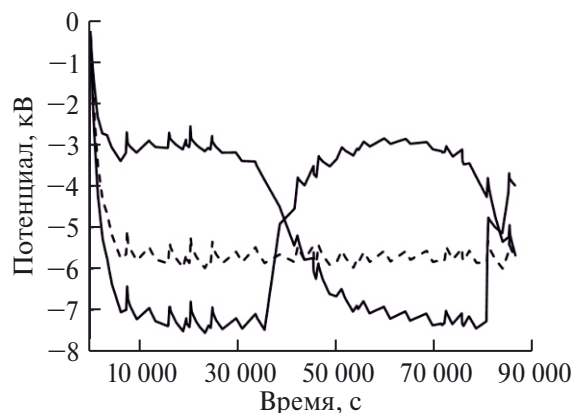


Рис. 6. Изменение потенциала элементов конструкции вращающегося цилиндрического КА: сплошная линия — противоположные стороны непроводящей поверхности; пунктир — металлический корпус.

Заряжение космического аппарата на низких околоземных орбитах в полярных областях

Поскольку в данном случае дифференциальное заряджение КА происходит под действием нескольких анизотропных факторов, вариации потенциала по поверхности оказываются, как правило, значительными. Наибольшие отрицательные потенциалы возникают на участках диэлектрической поверхности, подвергающихся прямому воздействию авроральных электронов. Это иллюстрируется рис. 9, на котором темные

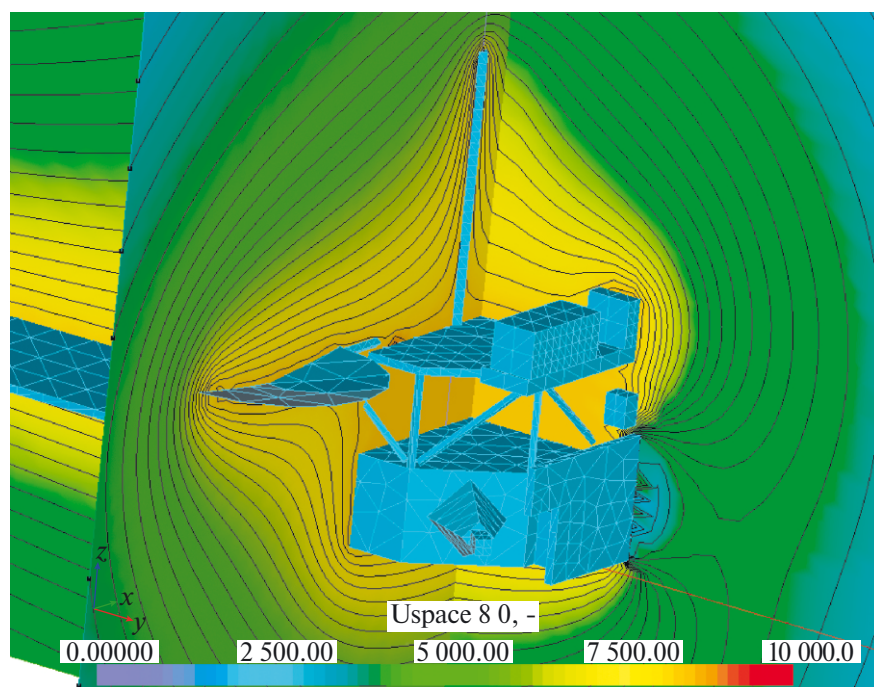


Рис. 7. Электрическое поле в окрестности дифференциально заряженного КА на ГСО.

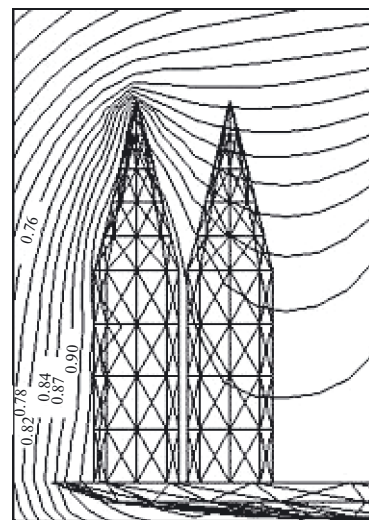


Рис. 8. Детализация электрического поля в окрестности малых элементов конструкции.

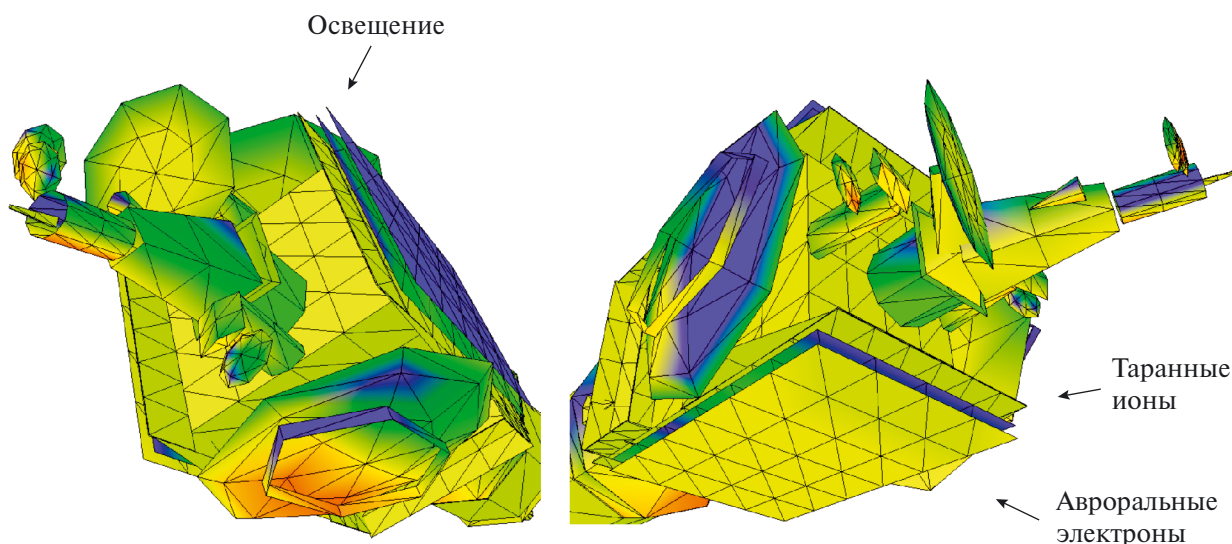


Рис. 9. Дифференциальное заряджение поверхности низкоорбитального КА при воздействии анизотропных факторов в полярной области.

участки соответствуют меньшим отрицательным потенциалам, снижение которых обусловлено прямым солнечным освещением или воздействием потока таранных ионов. При анализе динамики заряджения КА в авроральных областях учитывается сильное отличие постоянных во времени процессов общего и дифференциального заряджения, из-за чего, в частности, равновесное дифференциальное заряджение КА за время пересечения ярких дуг и лучей полярных сияний (~ 0.1 с) может не достигаться.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Программный комплекс *Coulomb* обеспечивает возможность моделирования электризации космических аппаратов в магнитосферной плазме на высоких и низких околоземных орбитах. Для проведения расчетов строится трехмерная геометрическая модель аппарата, содержащая основные фрагменты конструкции и данные о расположении материалов на его поверхности, которая разделяется на дискретные элементы. Последующее численное решение системы уравнений токов, текущих через каждый элемент, позволяет найти распределение электрического потенциала на поверхности и в окрестности дифференциально заряженного аппарата, на основании которого производится контроль уровней заряджения аппарата в разных областях космического пространства, определяются зоны вероятного возникновения электростатических

разрядов на аппарате и разрабатываются методы их предотвращения.

С помощью комплекса *Coulomb* моделируются процессы электризации как для статических, так и для динамических условий, которые могут определяться изменениями параметров окружающей плазмы, освещенности аппарата, его ориентации и т.п. Степень детализации расчетов выбирается с учетом сложности конструкции аппарата, количества материалов с различными свойствами на его поверхности, совокупности внешних воздействующих факторов.

Корректность работы программного комплекса *Coulomb* подтверждена результатами экспериментальных исследований на ряде космических аппаратов. Наряду с зарубежными пакетами программ *NASCAP*, *SPIS*, *MUSCAT* комплекс *Coulomb* рекомендован для применения международным стандартом.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Альперт Я.Л., Гуревич А.В., Путаевский Л.П. Искусственные спутники в разреженной плазме. М.: Наука, 1964.
2. Katz I., Parks D.E., Mandell M.J. et al. A three dimensional dynamic study of electrostatic charging in materials. NASA-CR-135256. National Technical Information Service, 1977.
3. Roussel J.-F., Rogier F., Volpert D. et al. Spacecraft Plasma Interaction Software (SPIS): numerical solv-

- ers – methods and architecture // Proc. of 9th Spacecraft Charging Technology Conf. Tsukuba, Japan. 2005. Art. ID. JAXA-SP-05–001E.
4. *Hatta S., Muranaka T., Kim J. et al.* Accomplishment of multi-utility spacecraft charging analysis tool (MUSCAT) and its future evolution // *Acta Astronautica*. 2009. V. 64. P. 495–500. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2008.07.023>
 5. Программа расчета параметров электризации космического аппарата COULOMB: св-во о гос. регистрации программы для ЭВМ № 2015615756. М., 2015.
 6. *Novikov L.S., Makletsov A.A., Sinolits V.V.* Comparison of Coulomb-2, NASCAP-2K, MUSCAT and SPIS codes for geosynchronous spacecraft charging // *Adv. Sp. Research*. 2016. V. 57. Iss. 2. P. 671–680. <https://doi.org/10.1016/j.asr.2015.11.003>
 7. Space environment (natural and artificial) – Plasma environments for generation of worst case electrical potential differences for spacecraft. ISO 19923:2017. International Organization for Standardization (ISO), 2017.
 8. *Novikov L.S., Mileev V.N., Krupnikov K.K. et al.* Simultaneous investigation of magnetospheric plasma and spacecraft charging // *Advances in Space Research*. 2008. V. 42. Iss. 7. P. 1307–1312. <https://doi.org/10.1016/j.asr.2008.02.019>
 9. *Novikov L.S., Makletsov A.A., Sinolits V.V. et al.* Charging of Geostationary Satellite Electro-L2 in the Earth Shadow // *IEEE Transactions on Plasma Science*. 2019. V. 47. Iss. 8. P. 3931–3936. <https://doi.org/10.1109/TPS.2019.2917806>
 10. *Милеев В.Н., Новиков Л.С.* Физико-математическая модель электризации ИСЗ на геостационарной и высокоэллиптических орбитах // *Исследования по геомагнетизму, аэронавтике и физике Солнца*. Вып. 86. М.: Наука, 1989. С. 64–98.
 11. *Новиков Л.С., Бабкин Г.В., Морозов Е.П. и др.* Комплексная методология определения параметров электростатической зарядки электрических полей и пробоев на космических аппаратах в условиях их радиационной электризации. М.: Изд. ЦНИИмаш, 1995. 160 с.
 12. *Garrett H.B.* The charging of spacecraft surfaces // *Rev. Geophys. and Space Physics*. 1981. V. 19. Iss. 4. P. 577–616. <https://doi.org/10.1029/RG019i004p00577>
 13. *Garret H.B.* Review of quantitative models of the 0- to 100keV near Earth plasma // *Rev. Geophys. and Space Physics*. 1979. V. 17. Iss. 3. P. 397–417. <https://doi.org/10.1029/RG017i003p00397>
 14. *Garret H.B., Schwank D.C., De Forest S.E.* A statistical analysis of the low-energy geosynchronous plasma environment – I. Electrons // *Planetary and Space Science*. 1981. V. 29. Iss. 10. P. 1021–1044. [https://doi.org/10.1016/0032-0633\(81\)90001-5](https://doi.org/10.1016/0032-0633(81)90001-5)
 15. Модель космоса. Т. 2. Воздействие космической среды на материалы и оборудование космических аппаратов / под ред. Л.С. Новикова. М.: Изд-во «КДУ», 2007. Гл. 1.8. Электризация космических аппаратов в магнитосферной плазме. С. 236–275; Гл. 1.9. Математическое моделирование электризации космических аппаратов. С. 276–314.
 16. *Katz I., Parks D.E.* Space Shuttle Orbiter Charging // *J. Spacecrafts and Rockets*. 1983. V. 20. Iss. 1. P. 22–25. <https://doi.org/10.2514/3.28352>
 17. *Cho M., Saito K., Hatanaga T.* Data analysis of the polar plasma environment for spacecraft charging analysis // *Acta Astronautica*. 2012. V. 81. Iss. 1. P. 160–173. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2012.07.004>
 18. *Добрецов Л.Н., Гомоюнова М.В.* Эмиссионная электроника. М.: Наука, 1966.
 19. *Бронштейн И.М., Фрайман Б.С.* Вторичная электронная эмиссия. М.: Наука, 1969.
 20. *Sternglass E.J.* Backscattering of kilovolt electrons from solids // *Phys. Rev.* 1954. V. 95. Iss. 2. P. 345–358. <https://doi.org/10.1103/PhysRev.95.345>
 21. *Whipple E.C.* Potentials of surface in space // *Rep. Prog. Phys.* 1981. V. 44. Iss. 11. P. 1197–1250. <https://doi.org/10.1088/0034-4885/44/11/002>
 22. *Евстафьева Е.Н., Рау Э.И., Милеев В.Н. и др.* Анализ механизмов зарядки диэлектрических мишеней под воздействием электронного облучения // *Перспективные материалы*. 2010. № 4. С. 11–20.
 23. *Novikov L.S., Makletsov A.A., Sinolits V.V.* Analysis of Recollection and Transfer of Electrons Emitted from Charged Spacecraft Surface Using Coulomb-2 Code // *IEEE Transactions on Plasma Science*. 2017. V. 45. Iss. 8. P. 1919–1922. <https://doi.org/10.1109/TPS.2017.2669103>
 24. *Adamec V., Calderwood J.H.* Electrical conduction in dielectrics at high fields // *J. Phys. D: Appl. Phys.* 1975. V. 8. Iss. 5. P. 551–560. <https://doi.org/10.1088/0022-3727/8/5/015>
 25. *Krupnikov K.K., Mileev V.N., Novikov L.S.* A Mathematical Model of Spacecraft Charging ('COULOMB' Tool) // *Rad. Measur.* 1996. V. 26. Iss. 3. P. 513–516. [https://doi.org/10.1016/1350-4487\(96\)00022-4](https://doi.org/10.1016/1350-4487(96)00022-4)
 26. *Krupnikov K.K., Mileev V.N., Novikov L.S. et al.* Measurement of hot magnetospheric plasma at geosynchronous orbit and charging effects // *Proc. ESA Symp. Environment Modelling for Space-based Applications*. ESTEC. Noordwijk, NL. Special Publ. 392. 1996. P. 191–196.
 27. *Ribes A., Caremoli C.* SALOME platform component model for numerical simulation // *Proc. the 31st Annual International Computer Software and Applications Conference COMPSAC07*. Washington, DC. USA. 2007. P. 553–564. <https://doi.org/10.1109/COMPSAC.2007.185>

28. *More J.J., Sorensen D.C., Hillstrom K.E. et al.* The MINPACK Project // Sources and Development of Mathematical Software. New Jersey: Prentice-Hall, 1984. P. 88–111.
29. *Novikov L.S., Makletsov A.A., Sinolits V.V.* Modeling of Spacecraft Charging Dynamics Using COULOMB-2 Code // IEEE Transactions on Plasma Science. 2017. V. 45. Iss. 8. P. 915–1918. <https://doi.org/10.1109/TPS.2017.2720595>
30. *Hindmarsh A.C.* GEAR: Ordinary Differential Equation System Solver // Lawrence Livermore Laboratory Report UCID-30001. 1974. Rev. 3. P. 1–28.
31. *Ferguson D.C., Wimberly S.C.* The Best GEO Day-time Spacecraft Charging Index // Proc. 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Grapevine, 2013. AIAA 2013–0810. P. 11–17. <https://doi.org/10.2514/6.2013-810>
32. *Matéo-Vélez J.-C., Pignal C., Balcon N. et al.* GEO Spacecraft Worst-Case Charging Estimation by Numerical Simulation // Proc. 13th Spacecraft Charging Technology Conference. Pasadena, USA. 2014. Art.ID hal-01070320.
33. *Toyoda K., Ferguson D.C.* Round-Robin Simulation for GEO Worst-Case Environment for Spacecraft Charging // Proc. 13th Spacecraft Charging Technology Conference. Pasadena, USA. 2014. Art. ID. 171.