

УДК 532.525.2:662.613:537.221

© 2006 г. А. Б. ВАТАЖИН, Д. А. ГОЛЕНЦОВ, В. А. ЛИХТЕР

МОДЕЛИРОВАНИЕ МИКРОРАЗРЯДОВ НА ПОВЕРХНОСТИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Рассмотрены новые вопросы, связанные с электризацией летательных аппаратов. Первый – динамика зарядки самолетов и анализ стационарных и переходных процессов накопления заряда на их поверхности. Указаны возможности управления зарядом самолета при использовании принципа активной компенсации заряда. Второй вопрос – развитие микроразрядов (разрядов незначительной мощности) на заряженной поверхности самолета, возникающих при наличии на ней элементов с нарушенным электрическим контактом с остальной поверхностью и приводящих (при их достаточно большом числе) к нарушению работы радионавигационной аппаратуры самолета. Предложен и теоретически обоснован метод моделирования в лабораторных условиях роста электрического заряда на таких элементах путем их обдува газодинамической струей с ионным униполярным зарядом, истекающей из специально созданного источника. Разработана методология регистрации микроразрядов (временные развертки и спектры электрического разрядного тока и акустических сигналов), позволяющая оперативно определять указанные элементы (места “разметаллизации” конструкции самолета). Получены данные о микроразрядах с металлических элементов, а также с элементов из композиционных материалов, которые стали интенсивно использоваться в конструкциях самолетов.

Ключевые слова: электризация самолета, динамика его зарядки, микроразряды, их лабораторное моделирование, ионная униполярная струя.

На поверхности самолета, вследствие его внешней (при полете в облаках, туманах, пылевых образованиях) и внутренней (двигательной) электризации накапливается электрический заряд, который, при достижении им некоторой величины, “стекает” с самолета через систему “штатных” разрядников, устанавливаемых на участках поверхности с большой кривизной. Процессы внешней электризации самолета описаны в [1, 2], двигательной электризации в [3, 4], математические модели штатных разрядников представлены в [1, 3]. Определенный недостаток штатных разрядников состоит в том, что они начинают “работать” только после накопления на самолете некоторого заряда (который тем меньше, чем выше качество разрядников). Для преодоления этого недостатка в [3] был предложен метод “активной” компенсации заряда самолета, состоящий в том, что в электрическую цепь разрядника включается дополнительный высоковольтный источник напряжения. Были получены вольт-амперные характеристики модели такого активного компенсатора электрического заряда [3]. Возникает задача составить (с использованием указанных результатов) уравнение динамики зарядки самолета, рассмотреть на его основе стационарные (когда суммарный ток зарядки самолета равен суммарному току разрядников) и переходные режимы зарядки и теоретически подтвердить возможность управления зарядом самолета при наличии активных разрядников.

На заряженной поверхности самолета существуют элементы с нарушенным электрическим контактом между ними и основной поверхностью (лючки, болты, обтекатели антенн и т.п.). При внешней электризации самолета непрерывно накапливающийся на этих элементах заряд не может стекать на его корпус (и, далее, в окружающее пространство через разрядники). При достаточно большой величине этого заряда возникает пробой на корпус, которые генерируют электромагнитные помехи на радионавига-

ционную и связную аппаратуру. Обнаружение таких элементов (мест “разметаллизации” поверхности) обычными методами трудно и практически не позволяет находить элементы малой площади. Поэтому возникает проблема моделирования в лабораторных условиях возникновения микроразрядов на поверхности движущегося летательного аппарата и создания системы для оперативного обнаружения мест разметаллизации его поверхности.

Данная статья посвящена решению указанных выше задач.

1. Динамика зарядки летательного аппарата. Для уменьшения электрического заряда современных самолетов на их поверхности устанавливается система штатных разрядников. Будем считать, что на самолете помимо штатных (пассивных) разрядников установлены также активные разрядники, которые могут работать как в активном, так и в пассивном режиме. Для ясности последующего анализа примем, что на самолете имеется только один эффективный активный разрядник, заменяющий собой всю систему разрядников. Уравнение зарядки аппарата при использовании такого активного разрядника, который может работать как в активном, так и в пассивном режиме, имеет вид

$$\frac{dQ}{dt} = I - J_k \quad (1.1)$$

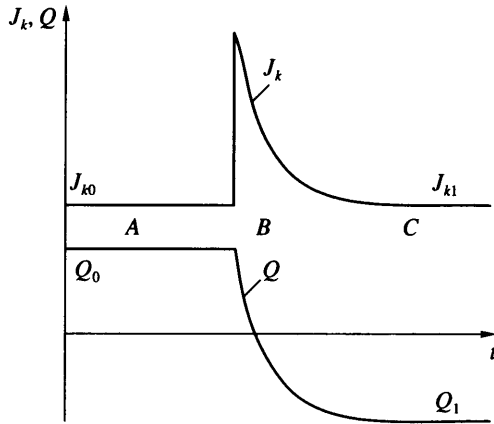
$$J_k = a(V + nbQ)(Q + mU - Q_*) \quad (1.2)$$

Здесь Q – заряд самолета, t – время, I – суммарный ток внешней и внутренней электризации самолета, J_k – ток разрядника, U – разность потенциалов между электродами источника питания разрядника (при этом один электрод соединяется с поверхностью самолета, а другой – с коронирующей иглой разрядника), Q_* – заряд, при котором разрядник начинает работать в пассивном режиме, b – подвижность ионов, V – скорость газодинамического потока, выносящего ионы в окружающее пространство; a , n и m – положительные эмпирические константы. Если $m = 0$, то разрядник работает в обычном пассивном режиме. Подавая на иглу активного разрядника положительный или отрицательный потенциал, можно изменять величину и знак заряда самолета. Формула (1.2) ранее была получена в [3].

В стационарных условиях полета ток зарядки самолета и ток разрядника одинаковы. Для простоты рассуждений будем считать, что они положительны. Так как разрядное устройство работает в режиме коронного разряда, то положительный заряд короны должен обеспечиваться положительным знаком электрического поля E_* зажигания разряда на игле, т.е. положительной величиной Q_* . Электрическое поле E на поверхности иглы складывается из поля, создаваемого зарядом Q самолета, и поля, обусловленного подводимым на иглу потенциалом от дополнительного высоковольтного источника (первый и второй члены во второй скобке в правой части (1.2)). Корона загорается, когда $E > E_*$, т.е. когда вторая скобка в (1.2) положительна.

Стационарные состояния. В случае пассивного режима работы разрядника ($U = 0$) стационарная величина Q определяется из решения квадратного уравнения (1.2), в котором $J_k = I$. Можно показать, что $\partial Q / \partial U < 0$ при $U > 0$. Таким образом, при одном и том же токе электризации самолета его заряд при активном режиме работы разрядника и возрастании потенциала монотонно уменьшается, обращаясь в ноль при $mU = (I/aV) + Q_*$.

При дальнейшем увеличении U заряд самолета становится отрицательным. Таким образом, при использовании активных разрядников появляется возможность не только уменьшать (вплоть до нуля) заряд самолета, но и управлять этим зарядом. Последнее обстоятельство позволяет использовать такой разрядник при проведении предварительных летных испытаний самолетов: заряжая их в полете положительным и отрицательным электричеством по заданной программе, можно оценить влияние электризации на электронное оборудование.



Фиг. 1. Зависимости тока разрядника J_k и заряда самолета Q от времени при переходе пассивного режима работы разрядника в активный

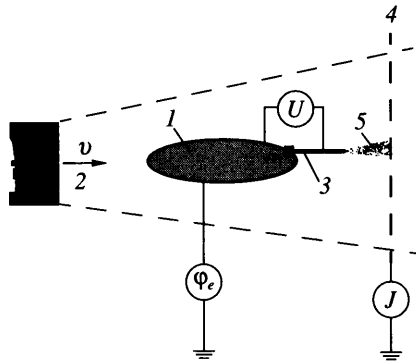
Переходные процессы. Переходные режимы работы между двумя стационарными состояниями описываются уравнением (1.1). Рассмотрим нестационарный процесс, когда после резкого (“мгновенного”) увеличения потенциала U первоначально положительный заряд самолета становится отрицательным (при сохранении суммарного тока электризации аппарата). Так как разрядники обычно устанавливаются на поверхности в местах с большой скоростью их газодинамического обтекания, то для многих приложений вторым членом в первой скобке (1.2) можно пренебречь. В этом случае уравнение (1.1) вообще интегрируется в квадратурах. Результаты анализа представлены на фиг. 1, где показаны временные зависимости $Q(t)$ и $J_k(t)$. Начальное Q_0 и конечное Q_1 значения заряда самолета равны

$$Q_0 = \left(\frac{I}{aV} \right) + Q_* > 0, \quad Q_1 = \left(\frac{I}{aV} \right) + Q_* - mU < 0$$

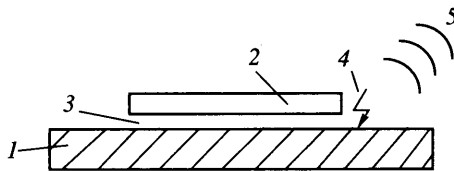
Токи разрядника J_{k0} и J_{k1} одинаковы и равны току электризации I . На стационарном участке A разрядник работает в пассивном режиме, на переходном B – в активном режиме при заданном значении U , на стационарном участке C – в активном режиме при том же потенциале U . Изменение заряда самолета равно интегралу по времени от разности $(J_k - I)$ – “избытка” тока активного разрядника в переходном процессе.

Эксперимент. Возможность уменьшения заряда тела, обтекаемого газодинамическим потоком, путем установки на его поверхности разрядника, который может работать как в пассивном, так и в активном режиме, была подтверждена следующим лабораторным экспериментом (фиг. 2). На электрически изолированное металлическое тело 1, находящееся в газодинамической струе 2, подавался потенциал ϕ_e . В электрической цепи разрядного устройства 3, установленного на теле, имелся автономный высоковольтный источник питания, создающий разность потенциалов U между коронирующей иглой и поверхностью тела. Стекающий с разрядника электрический ток J регистрировался установленной ниже по потоку сеткой высокой прозрачности 4 путем измерения тока, стекающего с нее на землю. При $U = 0$ (пассивный режим) корона 5 с иглы начиналась при $\phi_e = 3.7$ кВ. При подаче на иглу потенциала $U = 2$ кВ (активный режим) работа разрядника начиналась при $\phi_e = 1.8$ кВ.

2. Микроразряды на заряженной поверхности самолетов. Принципиальная схема возникновения микроразрядов на поверхности показана на фиг. 3. Между поверхностью



Фиг. 2. Схема лабораторного эксперимента по активной компенсации заряда тела (самолета), обтекаемого газодинамическим потоком



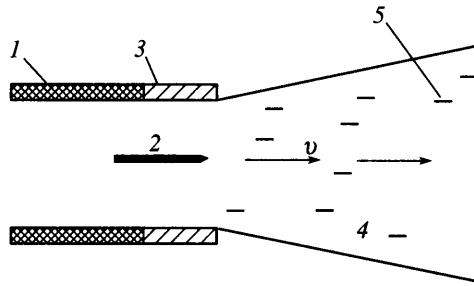
Фиг. 3. Схема возникновения микропробоев на поверхности летательного аппарата

корпуса самолета 1 и ее элементом 2 имеется изолирующий слой 3. (В действительности этот слой чрезвычайно тонок и составляет доли миллиметра, так что поверхность выглядит однородной. Так как элементом 2 может быть головка болта, заклепка и т.п., то его площадь может быть очень малой.) При полете самолета поверхности корпуса 1 и элемента 2 электризуются вследствие контактного взаимодействия с незаряженными посторонними частицами (лед, туман, пыль) или в результате попадания на поверхность заряженных частиц. Накапливающийся на поверхности 1 электрический заряд стекает в окружающее пространство через самолетные разрядники, а заряд на элементе 2 непрерывно возрастает. В результате этого между поверхностью 1 и элементом 2 возникает разность потенциалов, которая может достичь величины пробивного напряжения, что приводит к микропробою 4. Возникающие при этом возмущения электромагнитного поля 5 вызывают помехи на радионавигационной и связной аппаратуре самолета. После “сброса” части заряда с элемента 2 микроразряд прекращается и начинается дополнительное (до нового пробоя) накопление на нем заряда – развивается периодический процесс с некоторой частотой ω .

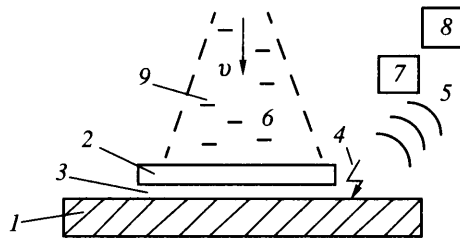
Функциональное выражение для этой величины через основные определяющие параметры (которыми в данном случае являются ток i электризации элемента 2, эффективная взаимная емкость C элементов 1 и 2, пробивное напряжение электрического поля E_* , эффективная длина δ канала пробоя и ряд дополнительных геометрических параметров) находится с помощью теории подобия и размерностей [5] и имеет вид

$$\omega = \frac{i}{CE_*\delta} f(\Gamma) \quad (2.1)$$

Здесь $f(\Gamma)$ – функция от безразмерных геометрических параметров. (При более общем рассмотрении в функцию f должны также входить безразмерные параметры, со-



Фиг. 4. Схема источника электрогазодинамической струи



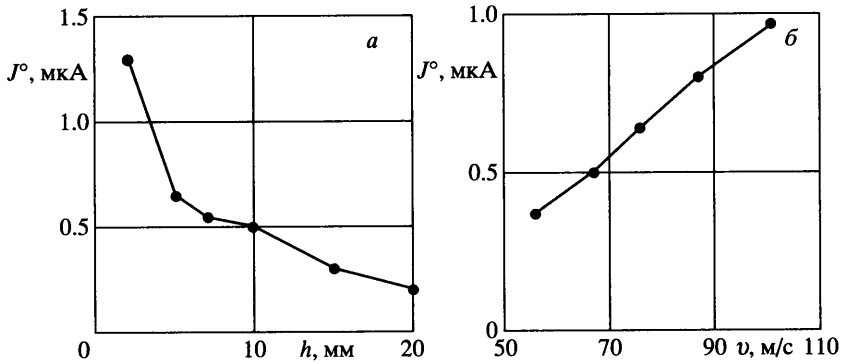
Фиг. 5. Схема лабораторного моделирования микрозарядов на поверхности летательного аппарата

державшие электрические характеристики материала элемента 2 и поверхности 1.) Таким образом, частота пробоя прямо пропорциональна плотности тока электризации поверхности и обратно пропорциональна площади элемента 2 (величине C).

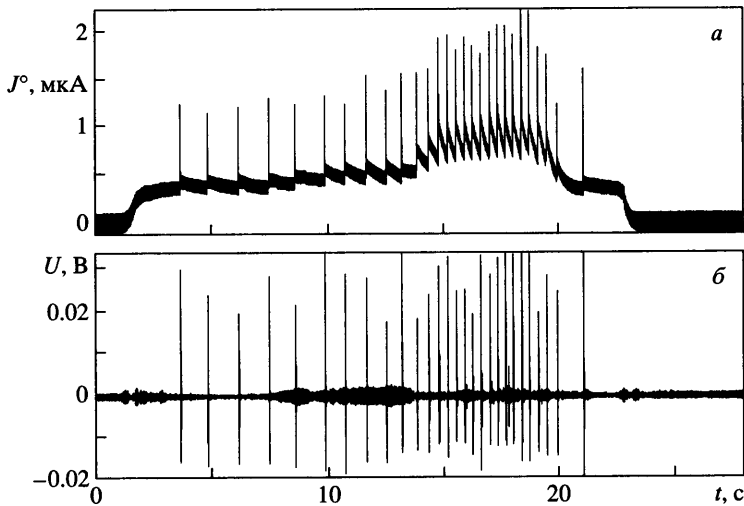
3. Лабораторное моделирование микрозарядов. Главным вопросом при лабораторном моделировании развития микрозарядов на заряженной поверхности летательного аппарата является воспроизведение электризации этой поверхности при наличии на ней электрически плохо контактирующих с ней элементов. Для решения этой проблемы был использован источник, создающий газодинамическую струю с ионным униполярным зарядом. Его схема показана на фиг. 4. В канале с изготовленными из оргстекла стенками 1, по которому движется поток воздуха, установлена коронирующая игла 2 (первый электрод). Вторым электродом 3 служил металлический заземленный концевой участок канала. Из канала истекает газодинамическая струя 4, содержащая ионный униполярный заряд (5 – ионы). В общем случае электрический ток J , выносимый этой струей, зависит от конструкции источника, разности потенциалов ϕ между электродами коронного разряда, скорости газа v на срезе источника, расстояния h между срезом источника и поверхностью, на которую падает струя, сорта и подвижности ионов. В проведенных экспериментах использовался один и тот же источник ионов, потенциал ϕ был фиксирован, а изменялись скорость v и расстояние h от поверхности до источника.

Схема лабораторного эксперимента показана на фиг. 5. Поверхность 1 и элемент 2 обдувались заряженной струей 6, создаваемой описанным выше источником. Микрозаряды 4, пробивающие изолирующий слой 3 и создающие электромагнитные возмущения 5, регистрировались радиоприемником 7. Измерялся ток J^0 , идущий с поверхности 1 на землю, и акустический сигнал от разряда, регистрируемый микрофоном 8.

Если элемент 2 отсутствует, то поверхность 1 становится электрически однородной и электризуется электрогазодинамической струей без возникновения микрозарядов. Ток J^0 (фиг. 6, а) уменьшается по мере удаления струйного источника от поверхности. Это



Фиг. 6. Зависимости тока J^0 , текущего на землю с корпуса l , от расстояния h между корпусом и источником (а) и от скорости газа v на срезе электрогазодинамического источника (б)



Фиг. 7. Временные развертки тока J^0 , стекающего на землю с корпуса l , и акустического сигнала при развитии микрозарядов на поверхности

объясняется тем, что сама заземленная поверхность усиливает действующее на ионы и направленное вдоль струи электрическое поле, и этот эффект убывает с увеличением h . При постоянном значении расстояния h между срезом источника и заряжающейся поверхностью l ток J^0 практически линейно возрастает с увеличением скорости v на срезе источника (фиг. 6, б).

Результаты экспериментов. В первой серии экспериментов элемент 2 представлял собой металлическую пластину размером $170 \times 64 \times 1.5$ мм³, а изолирующая прокладка (из бумаги) имела толщину 80 мкм. На фиг. 7 представлены временные развертки тока J^0 , стекающего на землю в нестационарном режиме, и акустического сигнала микрофона (в вольтах), поданного на цифровой регистратор. Развертки отчетливо показывают развитие периодического разрядного процесса. Средняя часть разверток, характеризующаяся большей частотой ω микрозарядов, соответствует меньшему расстоянию

h , мм	S , мм ²	ω , с ⁻¹	M/K	ω , с ⁻¹
70	150 × 150	0.40	<i>M</i>	0.75
70	100 × 100	2.86	<i>K</i>	0.65
20	150 × 150	1.47	<i>M</i>	3.00
20	100 × 100	7.14	<i>K</i>	2.13

струйного источника от поверхностей 1 и 2. Увеличение частоты ω в этом случае объясняется увеличением тока J° (см. фиг. 6, *a*), а следовательно, и тока электризации элемента 2 – тока i (см. (2.1)).

Были проведены дополнительные эксперименты по выяснению влияния площади S поверхности 2 (при одинаковых параметрах источника – скорости v на его срезе и потенциале между его электродами) на частоту следования микроразрядов ω , величина которой представлена в таблице. С уменьшением площади пластины S частота ω – возрастает. Это находится в соответствии с формулой (2.1), так как емкость C пропорциональна площади пластины. Физическое объяснение этого результата состоит в том, что потенциал, приобретаемый пластиной меньшей площади, быстрее достигает значения, необходимого для пробоя.

Вторая серия экспериментов проводилась при использовании в качестве элемента 2 металлической пластины (*M*) и пластины из композитного материала – углепластика (*K*). Длина и ширина обеих пластин были одинаковы: 170×64 мм². Временные развертки тока J° и акустического сигнала для пластины из композита качественно оказались такими же, как на фиг. 7; основная тенденция – увеличение частоты ω при приближении источника (уменьшении h) к пластине 2 осталась прежней (см. два последних столбца таблицы). Однако имеется и важное отличие: частота микроразрядов в случае композитного материала уменьшается.

Объяснение этого обстоятельства состоит в том, что распределение электрического заряда по поверхности композитного материала, имеющего меньшую, чем у металла, проводимость, происходит более медленно, чем на металлической пластине, и его накопление на краю пластины до величины, достаточной для пробоя, требует большего времени.

Таким образом, в лабораторных условиях на поверхности с нарушенным электрическим контактом между ее элементами удалось воспроизвести микроразряды и зарегистрировать их радиоаппаратурой.

Заключение. Рассмотрены две проблемы, связанные с электризацией летательных аппаратов. Первая посвящена анализу динамики зарядки самолета при наличии разрядных устройств, сбрасывающих его заряд в окружающее пространство. Исследован и реализован в лабораторных условиях метод активной компенсации заряда самолета, позволяющий не только снижать до нуля заряд самолета, но и управлять величиной и знаком этого заряда. Этот метод может быть использован при предварительных испытаниях самолетов, когда с помощью их искусственной зарядки положительным или отрицательным электричеством можно проверять надежность их электронного оборудования.

Вторая проблема – возникновение микроразрядов на заряженной поверхности самолета, которые создают помехи на его радионавигационную и связную системы. Дано физическое описание этого явления, получена качественная зависимость частоты разрядов от основных параметров задачи, разработана и реализована методология моделирования в лабораторных условиях возникновения микроразрядов на поверхности движущегося самолета.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (№ 05-01-00394) и гранта Президента РФ поддержки ведущих научных школ (НШ-1635.2003.1).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Имянитов И.М.* Электризация самолетов в облаках и осадках. Л.: Гидрометеониздат, 1970. 252 с.
2. *Черный Л.Т.* Электризация частиц суспензии при соударениях с граничными поверхностями. Предельные случаи: идеально проводящие и непроводящие частицы // Изв. АН СССР. МЖГ. 1980. № 4. С. 80–87.
3. *Ватажин А.Б., Грабовский В.И., Лихтер В.А., Шульгин В.И.* Электрогазодинамические течения. М.: Наука, 1983. 344 с.
4. *Божков А.И., Ватажин А.Б., Голенцов Д.А., Лихтер В.А.* Электрические поля, создаваемые реактивными струями авиационных двигателей. Проблемы электризации и электростатической диагностики двигателя // Аэромеханика и газовая динамика. 2003. № 2. С. 49–59.
5. *Седов Л.И.* Методы подобия и размерности в механике. М.: Наука, 1987. 432 с.

Москва

e-mail: vatazhin@ciam.ru

gol@ciam.ru

likhter@ciam.ru

Поступила в редакцию

4.IV.2006