

УДК 533.924:621.039.634

## РАСПЫЛЕНИЕ ПОЛИМЕРНЫХ ПОКРЫТИЙ ПРИ ВЫСОКОФЛУЕНСНОМ ОБЛУЧЕНИИ ПОТОКОМ КИСЛОРОДНОЙ ПЛАЗМЫ

© 2025 г. В. Н. Черник<sup>a,\*</sup>, Л. С. Новиков<sup>a</sup>, С. П. Соколова<sup>b, \*\*</sup>, А. О. Куриленок<sup>b</sup>,  
Ю. В. Поручикова<sup>b</sup>

<sup>a</sup>Научно-исследовательский институт ядерной физики им. Д.В. Скobel'цина Московского государственного  
университета им. М.В. Ломоносова, Москва, 119234 Россия

<sup>b</sup>ПАО “Ракетно-Космическая Корпорация “Энергия” им. С.П. Королева”,  
Королев, 141071 Россия

\*e-mail: v.lachernik@yandex.ru

\*\*e-mail: svetlana.sokolova@rsce.ru

Поступила в редакцию 11.07.2024 г.

После доработки 20.08.2024 г.

Принято к публикации 20.08.2024 г.

Полимерные покрытия применяют на поверхности низкоорбитальных космических аппаратов, где они подвергаются агрессивному воздействию набегающего потока атомарного кислорода. При длительном пребывании на орбите (10–20 лет) флуенс атомарного кислорода достигает  $10^{22} \text{ см}^{-2}$  и более, что приводит к разрушению поверхности полимеров на глубину, достигающую нескольких сотен микрометров. Исследованы три типа перспективных покрытий на основе кремнийорганических полимеров: композиция ЭКТ-ПЦ, лак ЭКТ, герметик УФ-7-21, которые предполагают применять на низкоорбитальных космических аппаратах. Для оценки их стойкости к атомарному кислороду при имитации набегающего потока с высоким флуенсом до  $10^{22} \text{ см}^{-2}$  в лабораторных условиях применена методика ускоренных испытаний в потоке кислородной плазмы при энергии частиц кислорода 10–40 эВ. Исследованы зависимости потери массы от эквивалентного флуенса, измеренные коэффициенты эрозии покрытий композиции ЭКТ-ПЦ, лака ЭКТ и герметика УФ-7-21 составили  $4.2 \times 10^{-26}$ ,  $3.2 \times 10^{-26}$  и  $1.7 \times 10^{-26} \text{ г/атом}$  соответственно. В сравнении с применяемыми на космических аппаратах полимерами (например, полиimidом с коэффициентом эрозии  $4.3 \times 10^{-24} \text{ г/атом}$  О) измеренные коэффициенты эрозии на два порядка ниже, что характеризует высокую стойкость исследуемых материалов к атомарному кислороду. На основе полученных зависимостей потерь массы образцов от флуенса плазмы прогнозируемый предельный флуенс атомарного кислорода составляет  $(7–25) \times 10^{23} \text{ см}^{-2}$  в зависимости от типа и толщины покрытия.

**Ключевые слова:** материалы космических аппаратов, атомарный кислород, низкие околоземные орбиты, полимерные покрытия, ионосфера, источники атомарного кислорода, плазменные ускорители.

DOI: 10.31857/S1028096025020042, EDN: EHEGOE

### ВВЕДЕНИЕ

Полимерные покрытия используют на наружных поверхностях космических аппаратов (КА), подвергающихся воздействию факторов космического пространства [1]. Для низкоорбитальных космических аппаратов, полет которых

происходит на высоте ~200–1000 км, одним из важнейших факторов, вызывающих ухудшение свойств и частичное разрушение материалов внешней поверхности, является воздействие ионосферной плазмы [2, 3]. В указанном высотном интервале осуществляют пилотируемые

полеты на орбитальных станциях (350–400 км) и космических кораблях, а также функционируют многие космические аппараты прикладного назначения, с помощью которых решают задачи проведения метеорологических наблюдений, разведки полезных ископаемых, картографии и т. п. [4]. Поэтому проблема обеспечения стойкости материалов космических аппаратов к воздействию ионосферной плазмы на основе детального изучения механизмов ее воздействия на материалы является весьма актуальной. Температура ионосферной плазмы близка к 103 К, ей соответствует средняя энергия теплового движения частиц  $\sim 0.1$  эВ. Однако по отношению к космическому аппарату, движущемуся со скоростью около 8 км/с, кинетическая энергия атомов и молекул набегающего плазменного потока достигает 5–10 эВ в зависимости от массы частиц. Известно, что в ионосферной плазме поверхность космических аппаратов приобретает отрицательный потенциал величиной 0.1–5 В. Кинетическая энергия бомбардирующих поверхность положительных ионов возрастает на величину, соответствующую значению потенциала. Кроме того, ионы и частицы, находящиеся в возбужденном состоянии, обладают дополнительной потенциальной энергией, равной энергии, затраченной на ионизацию и возбуждение. Поэтому энергия, передаваемая поверхности космического аппарата в одном акте взаимодействия с частицей, может достигать 10–25 эВ. В результате под действием набегающего плазменного потока на внешней поверхности космических аппаратов протекают разнообразные физико-химические процессы [5, 6]. Основным компонентом верхней атмосферы Земли в рассматриваемой области является атомарный кислород (АК), имеющий высокую химическую активность, которая усиливается наличием кинетической энергии у сталкивающихся с поверхностью аппарата атомов [7]. Воздействие на материалы нейтральных и ионизованных атомов кислорода приводит к химическому распылению материалов, происходящему за счет образования летучих оксидов, которые легко покидают поверхность, унося часть исходного материала [8]. В наибольшей степени подвержены такому воздействию широко используемые при создании космических аппаратов полимерные материалы [9]. Процессы окисления материалов и эрозии их поверхности под действием атомарного кислорода сопровождаются ухудшением механических, оптических и электрофизических свойств материалов [10, 11].

Развитие программ долговременных орбитальных полетов ставит проблему долговечности

материалов и покрытий наружных поверхностей космических аппаратов. При длительном пребывании на орбите (10–20 лет) флюенс атомарного кислорода достигает  $10^{22}$  см<sup>-2</sup> и более. В таких условиях исходная поверхность большинства типов полимеров разрушается на глубину в несколько сотен микрометров, что нарушает работоспособность материалов конструкций на наружных поверхностях космических аппаратов. Перед создателями космических аппаратов стоит проблема выбора и разработки стойких к фактограм космического пространства материалов и их испытаний на полный срок эксплуатации [12, 13].

В настоящее время интерес к подобным исследованиям сильно возрос в связи с созданием многочисленных низкоорбитальных космических систем различного назначения, в составе которых космические аппараты должны работать на высоте 200–300 км. Для проведения подобных исследований непосредственно в космическом пространстве уже созданы специализированные космические аппараты и приборы [13, 14]. Соответственно повышаются требования и к моделирующим лабораторным стендам, которые должны обеспечивать возможность проведения ускоренных испытаний материалов при большом ( $10^{22}$ – $10^{23}$  см<sup>-2</sup>) флюенсе атомарного кислорода.

Ресурсные испытания новых разработок материалов проводят в реальном времени в космических аппаратах во время специальных полетных экспериментов как на орбитальных станциях “Салют”, “Мир”, Международной космической станции, так и на специализированных материаловедческих космических аппаратах HST, LDEF, FRECOR [1, 2]. В ряде полетных экспериментов обнаружен нелинейный характер зависимости деградации материалов от длительности экспозиции [15]. Это показывает, что для надежной оценки долговечности материалов необходимы ресурсные испытания на полный срок предполагаемой эксплуатации на орбите. Необходимость проведения ускоренных лабораторных имитационных исследований обусловлена длительностью и сложностью определения пригодности материалов к длительным срокам эксплуатации на космических аппаратах в реальном масштабе времени (более 20 лет) в натурных условиях полета. Поскольку натурные эксперименты занимают слишком много времени, проведение испытаний в реальном масштабе времени неприемлемо и требуется высокая степень их ускоренности, то при создании перспективных стойких к атомарному кислороду материалов для решения проблемы длительной работоспособности этих материалов необходимо проведение системати-

ческих экспериментов в лабораторных имитационных условиях путем ускоренных испытаний в потоках атомарного кислорода. Хотя к настоящему времени в натурных экспериментах получены данные об эрозии большого количества материалов, но они относятся к сравнительно непродолжительным срокам испытаний при простой геометрии условий экспозиции [1, 2, 16]. В реальном длительном полете продолжительность воздействия на порядок выше и облучаемый набегающим потоком конструктивный элемент поверхности космического аппарата имеет сложную форму с эффектами затенения. Поэтому существует необходимость проведения ускоренных испытаний, имитирующих полный срок полета космического аппарата, материалов реальной конфигурации в наземных условиях при облучении с высоким флуенсом атомарного кислорода. Экспериментальные исследования в лабораторных условиях эффектов воздействия атомарного кислорода на материалы космических аппаратов проводят с помощью интенсивных пучков заряженных и нейтральных частиц кислорода, создаваемых источниками разных типов [17, 18]. Ускоренности испытаний обычно достигают за счет увеличения плотности потока по сравнению с натурным значением. Технические возможности многих имитаторов, создавающих потоки плотностью менее  $10^{15} \text{ см}^{-2} \cdot \text{с}^{-1}$ , ограничивают реально достижимые значения флуенса величиной  $10^{21} \text{ см}^{-2} \cdot \text{с}^{-1}$  и, следовательно, прогнозируемый ресурс материала. Поэтому интерес представляет диапазон более высоких энергий частиц, где эффект воздействия возрастает, что открывает возможность многократного ускорения испытаний.

В связи с ориентацией на эту прикладную цель фундаментальные исследования процессов взаимодействия обычно проводят вблизи энергии частиц 5 эВ. С этой точки зрения большое значение приобретает определение соответствия результатов таких ускоренных испытаний данным натурных экспериментов, а также лабораторным исследованиям при воздействии атомарного кислорода с энергией 5 эВ.

В настоящей работе рассмотрен метод ускоренных испытаний материалов в потоке кислородной плазмы с энергией атомов, молекул и ионов кислорода в диапазоне 10–40 эВ, позволяющий в лабораторных условиях достигать высоких значений эквивалентного флуенса атомарного кислорода  $10^{22} \text{ см}^{-2}$  и выше. Приведены результаты исследования перспективных полимерных покрытий, предполагаемых для применения на низкоорбитальных космических аппаратах.

## ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ЧАСТЬ

Исследования образцов покрытий проводили на плазменно-пучковом стенде НИИЯФ МГУ, имитирующем условия на низкой околоземной орбите [1, 2]. Образцы помещали в поток кислородной плазмы, формируемый в магнитоплазмодинамическом ускорителе с внешним магнитным полем, модифицированным для функционирования в окислительной плазмообразующей среде [19, 20]. Экспериментальная установка содержит плазменный ускоритель с системами питания рабочими газами и электроэнергией, аппаратуру диагностики пучка и манипулятор мишеними. Вакуумная система стенда является трехкаскадной с дифференциальной откачкой мишени, ускорителя и проточного полого катода тремя криогенными насосами SPACETORR фирмы Sudsuki Shokan (Япония) с быстрой действия 6, 2.5 и  $0.3 \text{ м}^3/\text{с}$  соответственно. Остаточное давление в камере без ее прогрева не превышает  $(3-5) \times 10^{-5} \text{ Па}$ . Рабочий вакуум составляет  $(5-8) \times 10^{-3} \text{ Па}$  при типовом расходе плазмообразующего газа (кислорода)  $0.2-0.5 \text{ см}^3/\text{с}$  и рабочих газов полого катода (аргона или ксенона)  $0.1-0.2 \text{ см}^3/\text{с}$ . В состав аппаратуры диагностики пучка входят направленные и многоэлектродные электрические зонды, а также квадрупольный масс-спектрометр.

Параметры потока кислородной плазмы на расстоянии 0.2 м от среза анода ускорителя в плоскости размещения образца материала следующие: средняя энергия частиц кислорода 20–30 эВ; состав потока: нейтральные частицы O и O<sub>2</sub>, ионы O и O<sub>2</sub><sup>+</sup>, плазменные электроны; эффективная плотность потока атомарного кислорода по полииimidному эквиваленту  $(5-8) \times 10^{16} \text{ ат} \cdot \text{см}^{-2} \cdot \text{с}^{-1}$ .

Исследовали три типа покрытий на основе кремнийорганических полимеров: № 1 — композиция ЭКТ-ПЦ, № 2 — лак ЭКТ, № 3 — герметик УФ-7-21. Покрытия были нанесены на подложки из алюминиевой фольги толщиной 190 мкм размером 20 × 20 мм.

Масса  $M_0$  покрытий № 1–3 составляла 87.06, 44.13 и 158.82 мг соответственно. Совместно с покрытиями экспонировали контрольный образец из полииimidной пленки марки ПМ толщиной 95 мкм размером 20 × 20 мм для контроля эффективного флуенса атомарного кислорода.

Образцы полимеров и полииimidный образец-свидетель устанавливали в рамки размером 20 × 20 мм из алюминиевой фольги толщиной 100 мкм. Для размещения мишени на платформе рамки крепили крестообразно. Для получения

одинаковой экспозиции образцы размещали на платформе, перпендикулярной к потоку плазмы и равномерно вращающейся относительно его оси. Держатель крепили на оси высоковакуумного ввода вращения. Полученную систему приводили во вращение наружным электродвигателем типа "РД-09" с редуктором 0.1 об./мин.

Облучение образцов проводили в течение четырех последовательных этапов для исследования кинетики потери массы образцами при росте флюенса атомарного кислорода.

На каждом этапе облучения взвешивание образцов материала и полиимидного контрольного образца проводили вне вакуумной камеры на аналитических весах HR-202i с погрешностью 0.01 мг до и после обработки атомарным кислородом. Таким образом определяли величину потерь массы каждого образца  $m$ , измеряли площадь экспонированных участков  $s$  и вычисляли величину удельных потерь массы  $m/s$ .

В эксперименте для определения интенсивности воздействия использовали метод эквивалентного (эффективного) флюенса, применяемый в мировой практике имитационных испытаний материалов космических аппаратов, приведенный в стандарте [21]. По этому методу реальный флюенс частиц приводят к некоторому флюенсу атомов О, вызывающему эквивалентные потери массы образца при энергии равной 5 эВ. Эквивалентный флюенс определяют по потерям массы образца-свидетеля из эталонного материала — полиимида (каптона) с известным коэффициентом эрозии  $Y = 4.3 \times 10^{-24}$  г/атом О [21] (метод каптонового эквивалента). Количествоенную оценку степени разрушения полимера проводили по величине коэффициента эрозии, вычисляемому по отношению удельных потерь массы материала к эффективному флюенсу атомарного кислорода, который в свою очередь определяется по удельным потерям массы образца-свидетеля из эталонного материала — полиимида. Фактически так определяют относительный коэффициент эрозии материала, нормированный на коэффициент эрозии полиимида.

## РЕЗУЛЬТАТЫ И ИХ ОБСУЖДЕНИЕ

Результаты определения удельных потерь массы  $m/s$  трех образцов материалов за четыре этапа облучения представлены на рис. 1, 2. На зависимости от флюенса наблюдается характерный излом кривых. На начальном участке резкий рост потерь массы при нагреве в вакууме. Как известно, при реакции углеводородной составляющей кремнийорганического материала с атомарным

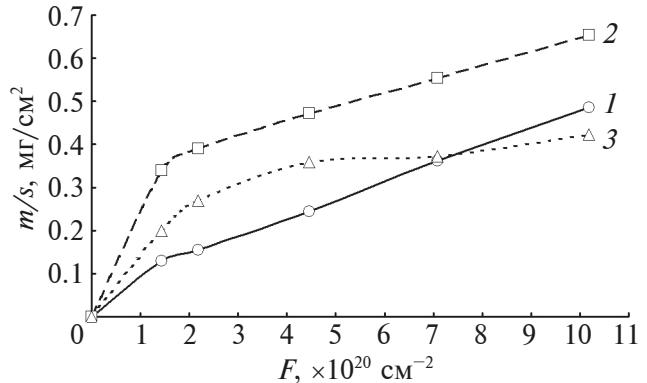


Рис. 1. Зависимость удельных потерь массы  $m/s$  покрытий № 1–3 (1–3) от эквивалентного флюенса атомарного кислорода  $F$ .

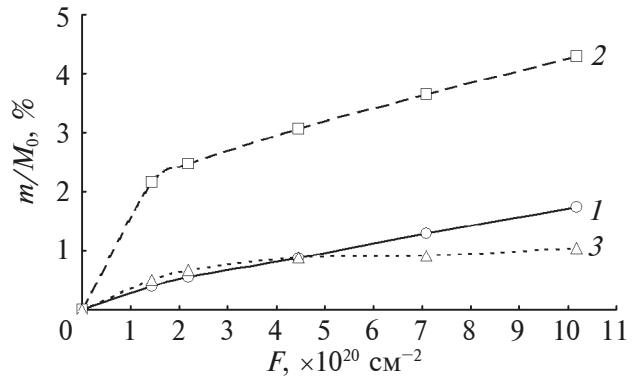


Рис. 2. Зависимость относительных потерь массы  $m/M_0$  покрытий № 1–3 (1–3) от флюенса атомарного кислорода  $F$ .

кислородом образуются газообразные продукты, уносящие часть его массы. В этом случае на поверхности образуется слой оксида кремния, защищающий полимер от дальнейшего окисления [22]. Этот эффект конверсии приводит к резкому снижению коэффициента эрозии полимерных и композитных материалов, содержащих кремний [23]. После завершения этих процессов состояние материала с защитным слоем стабилизируется и наклон зависимости эрозии от флюенса атомарного кислорода определяется разрушением модифицированной поверхности при воздействии атомарным кислородом. Этот наклон и определяет скорость уноса массы или скорость взаимодействия материала с атомарным кислородом.

По наклону графиков зависимостей определены коэффициенты эрозии покрытий для образцов № 1–3:  $4.2 \times 10^{-26}$  г/атом О,  $3.2 \times 10^{-26}$  г/атом О,  $1.7 \times 10^{-26}$  г/атом О соответственно. Измеренные коэффициенты эрозии на два порядка ниже, чем у полиимида ( $4.3 \times 10^{-24}$  г/атом О), что характери-

зует высокую стойкость материалов к атомарному кислороду.

Для оценки предельного флуенса работоспособности покрытий интерес представляют относительные потери массы  $m/M_0$  при флуенсе  $10^{22} \text{ см}^{-2}$ , определенные по наклонам кривых на рис. 2: для образца № 1 потери массы составляют 1.48%, для образца № 2 — 2.26%; № 3 — 0.42%. Также представляется возможность прогноза срока службы покрытия до полного износа. Исходя из этих данных, 100% унос атомов материала покрытий № 1–3 потоком атомарного кислорода произойдет при значениях флуенса:  $7 \times 10^{23}$ ,  $4 \times 10^{23}$ ,  $25 \times 10^{23} \text{ см}^{-2}$  соответственно.

#### *Оценка адекватности методики испытаний натурным условиям*

При интерпретации результатов проведенных ускоренных испытаний при повышенных энергиях атомов встает вопрос об их адекватности натурным данным. Использование пучков атомарного кислорода с повышенной энергией для имитационных испытаний в методе каптонового эквивалента может быть корректно при условии постоянства относительного коэффициента эрозии материала по сравнению с полиимидом (каптоном) при изменении характеристик воздействия. Относительные коэффициенты эрозии многих материалов, измеренные при орбитальном полете в космосе при энергии частиц 5 эВ и относительно кратковременных экспозициях, известны [1, 2, 16]. После определения этих коэффициентов в наземном эксперименте при более высокой энергии частиц кислорода на основе сравнения с известными величинами можно судить об адекватности режима ускоренных испытаний на повышенной энергии для имитации длительных полетов. Ранее [24] было проведено определение относительных коэффициентов эрозии 10 полимерных и углеродных материалов: полиимид (ПИ), полиэтилентерефталат (майлар, ПЭТФ), полиэтилен низкого давления (ПЭ), пирографит (ПГ), поливинилфторид (тедлар, ПВФ), полистирол (ПС), полиметилметакрилат

(ПММА), эпоксид (ЭП), углепластик (УП), полиамид 6 (нейлон 6/капрон, ПА), параамид (кевлар/русар, ПААР). Результаты измерений, полученные в натурных экспериментах и в работе [24], приведены в табл. 1.

Как видно из табл. 1, для исследованных материалов измеренные в потоке плазмы относительные коэффициенты эрозии близки к значениям полетных данных в эксперименте NASAPEACE [16] на Международной космической станции. Это свидетельствует о достаточно высокой степени адекватности натурным условиям эксперимента в пучке плазменного ускорителя с энергией 10–40 эВ на установке НИИЯФ МГУ при определении стойкости исследуемых типов материалов. Достигаемая эквивалентная плотность потока атомарного кислорода повышается более чем на порядок — с  $5 \times 10^{15}$  до  $80 \times 10^{15} \text{ см}^{-2} \cdot \text{с}^{-1}$ , что, соответственно, увеличивает кратность ускоренности испытаний и реально достижимый флуенс атомарного кислорода.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведены исследования распыления трех типов кремнийорганических покрытий при воздействии потока кислородной плазмы путем облучения на имитационной установке НИИЯФ МГУ при энергии частиц кислорода 10–40 эВ и эффективном флуенсе атомарного кислорода до  $1.1 \times 10^{22} \text{ см}^{-2}$ .

Рассмотренный режим облучения в потоке кислородной плазмы позволяет имитировать воздействие набегающего потока атомарного кислорода и оценивать стойкость полимерных материалов при высоких значениях эквивалентного флуенса.

Кремнийорганические покрытия показали высокую стойкость к воздействию атомарного кислорода. Измеренные коэффициенты эрозии на два порядка ниже, чем у полиимида, и составляют: для ЭКТ-ПЦ  $-4.2 \times 10^{-26}$  г/атом О, для ЭКТ  $3.2 \times 10^{-26}$  г/атом О, для УФ-7-21  $-1.7 \times 10^{-26}$  г/атом О.

**Таблица 1.** Отношение  $Y_m/Y_k$  коэффициентов эрозии материалов  $Y_m$  и полиимида  $Y_k$ , исследованных в космосе при энергии частиц 5 эВ [16] и на установке НИИЯФ МГУ при энергии частиц 10–40 эВ [24]

Энергия частиц, эВ	Материалы										
	ПИ	ПЭТФ	ПЭНП	ПГ	ПВФ	ПС	ПММА	ЭП	УП	ПА	ПААР
5	1.0	1–1.1	>0.8	0.23	1.02–1.12	0.91	>1.8	0.57	0.41–0.36	0.91	0.21
40	1.0	1.07	0.93	0.23	1.11	0.94	2.5	0.59	0.38	0.93	0.2

По полученным результатам прогнозируемый предельный флюенс атомарного кислорода составляет  $(7\text{--}25) \times 10^{23}$  см<sup>-2</sup> в зависимости от типа и толщины покрытия.

## КОНФЛИКТ ИНТЕРЕСОВ

Авторы заявляют, что у них нет конфликта интересов.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Акишин А.И., Новиков Л.С., Черник В.Н. Воздействие космической среды на материалы и оборудование космических аппаратов. // Новые научные технологии в технике. Энциклопедия. Т. 17. / Ред. Новиков Л.С., Панасюк М.И. М.: ЗАО НИИ “ЭНЦИТЕХ”, 2000. С. 100.
2. Гужкова С.К., Новиков Л.С., Черник В.Н., Скурат В.Е. Воздействие космической среды на материалы и оборудование космических аппаратов. // Модель космоса. Т. 2. / Ред. Новикова Л.С. М.: Книжный дом “Университет”, 2007. С. 171.
3. Minton T.K., Garton D.J. Dynamics of Atomic Oxygen Induced Polymer Degradation in Low Earth Orbit. // Chemical Dynamics in Extreme Environments. Advanced Series in Physical Chemistry. V. 11. / Ed. Dressier R.A. World Scientific Publishing, 2001. P. 420.
4. Gordo P., Frederico T., Melício R., Duzellier S., Amorim A. // Adv. Space Res. 2020. V. 66. P. 307.
5. Tagawa M., Minton T.K. // MRS Bull. 2010. V. 35. P. 35.
6. Акишин А.И., Новиков Л.С. Физические процессы на поверхности искусственных спутников Земли. М.: Изд-во МГУ, 1987. 89 с.
7. Акишин А.И., Гужкова С.К. // Физика и химия обработки материалов. 1993. № 3. С. 40.
8. Duo S.W., Li M.S., Zhou Y.C. // J. Mater. Sci. Technol. 2003. V. 19. Iss. 6. P. 535.
9. Тупиков В.И., Клиншонт Э.Р., Милинчук В.К. // Химия высоких энергий. 1996. Т. 30. С. 49.
10. Гулино Д.А. // Аэрокосмическая техника. 1989. № 5. С. 119.
11. Chen J., Ding N., Li Z., Wang W. // Prog. Aerosp. Sci. 2016. V. 83. P. 37. <https://www.doi.org/10.1016/j.paerosci.2016.02.002>
12. Zhao W., Li W., Liu H., Zhu L. // Chinese Journal of Aeronautics. 2010. V. 23. P. 268. [https://www.doi.org/10.1016/s1000-9361\(09\)60215-6](https://www.doi.org/10.1016/s1000-9361(09)60215-6)
13. Imamura S., Sasaki M., Yamamoto Y. // Jpn. J. Soc. Aeronaut. Space Sci. 2021. V. 69. P. 35. <https://www.doi.org/10.2322/jjsass.69.35>
14. Yugo Kimoto, Kazuki Yukumatsu, Aki Goto // Acta Astronautica. 2021. V. 179. P. 695. <https://www.doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.11.048>
15. Shalin R.E., Minakov V.T., Deev I.S., Nikishin E.F. // Proc. 7<sup>th</sup> Int. Symposium On Materials in Space Environment. Toulouse, France. 1997. P. 375.
16. De Groh K.K., Banks B.A., McCarthy C. // Proc. 10<sup>th</sup> Int. Symposium on Materials in a Space Environment and 8<sup>th</sup> Int. Conf. of Protection of Materials and Structures in a Space Environment. Collioure, France. 2006. P. 215.
17. Kleiman J., Iskanderova Z., Gudimenko Y. // Proc. 9<sup>th</sup> Symposium on Materials in Space Environment. Noordwijk, Netherlands. 2003. P. 313.
18. Новиков Л.С., Черник В.Н. Применение плазменных ускорителей в космическом материаловедении. М.: Университетская книга, 2008. 89 с.
19. А.С. № 1797448 (СССР). Газоразрядный источник плазмы дуоплазмотронного типа. / МГУ им. М.В. Ломоносова. Черник В.Н. // Б.И. 1995. № 19. С. 3.
20. Chernik V.N. // Proc. 7<sup>th</sup> Int. Symposium Materials in Space Environment, Toulouse, France. 1997. P. 237.
21. ASTM. Standard Practices for Ground Laboratory Atomic Oxygen Interaction Evaluation of Material for Space Applications. Designation E 2089-00. 2006.
22. Li Y., Qian Y., Qi H., Li J., Sun J. // Adv. Mater. 2018. V. 30. P. 1803854.
23. Eduok U., Faye O., Szpunar J. // Prog. Org. Coat. 2017. V. 111. P. 124. <https://www.doi.org/10.1016/j.porgcoat.2017.05.012>
24. Черник В.Н. // Поверхность. Рентген., синхротрон. и нейтрон. исслед. 2014. Т. 18. № 3. С. 44.

## Scatterihg of Polymer Coatings by High Fluence Oxygen Plasma Flow

V. N. Chernik<sup>1,\*</sup>, L. S. Novikov<sup>1</sup>, S. P. Sokolova<sup>2,\*\*</sup>, A. O. Kurilenok<sup>2</sup>, Yu. V. Poruchikova<sup>2</sup>

<sup>1</sup>*Skobeltsyn Institute Nuclear Physics, Lomonosov Moscow State University, Moscow, 119234 Russia*

<sup>2</sup>*S.P. Korolev Rocket and Space Corporation “Energia”, Korolev, 141071 Russia*

\*e-mail: v.lachernik@yandex.ru

\*\*e-mail: svetlana.sokolova@rsce.ru

Polymer coatings are used on the surface of low Earth orbit spacecraft, where they are aggressively exposed to the incoming flow of atomic oxygen. During prolonged stay in orbit (10-20 years), the atomic oxygen fluence reaches  $10^{22} \text{ cm}^{-2}$  or more, which leads to the destruction of the polymer surface to a depth of hundreds of micrometers. 3 types of promising coatings based on organosilicon polymers have been studied: the ECT-PC composition, ECT varnish, UV-7-21 sealant, intended for use on low earth orbit spacecraft. To assess their resistance to atomic oxygen when simulating an incoming flow with high fluence up to  $10^{22} \text{ cm}^{-2}$  in laboratory conditions, the technique of accelerated tests in an oxygen plasma stream at oxygen particle energies of 10-40 eV was applied. The dependences of mass loss on equivalent fluence were investigated and the erosion coefficients of coatings were measured: for the ECT-PC composition —  $4.2 \times 10^{-26} \text{ g/atom O}$ , for ECT varnish —  $3.2 \times 10^{-26} \text{ g/atom O}$ , for UV-7-21 sealant —  $1.7 \times 10^{-26} \text{ g/atom O}$ . In comparison with polymers used on the spacecraft (for example, polyimide with  $4.3 \times 10^{-24} \text{ g/atom O}$ ) the measured erosion coefficients are two orders of magnitude lower, which characterizes the high resistance of the tested materials to atomic oxygen. Based on the obtained dependences of mass loss on fluence, the predicted maximum fluence of atomic oxygen is  $(7-25) \times 10^{23} \text{ cm}^{-2}$ , depending on the type and thickness of the coating.

**Keywords:** spacecraft materials, atomic oxygen, low Earth orbits, polymer coatings, ionosphere, atomic oxygen sources, plasma accelerators.