

Исследование трещиностойкости несущих поверхностей космического аппарата

© Н.И. Сидняев, Э.В. Белкина

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

Приведены результаты исследований высокоскоростного ударного взаимодействия потока частиц метеорного фона космического пространства со спутниками. Показана важность использования материалов с повышенным сопротивлением отрыву. Обоснованы прочностные параметры обшивки космического аппарата (КА), способные выдерживать условия космической среды. Для выявления срока безопасного функционирования КА определены вероятности попадания в него метеорных частиц. Описаны эффекты, возникающие при движении микрочастиц в материале, приведены модели взаимодействия твердой частицы с защитой КА. Представлены экспериментальные и аналитические зависимости. Выявлены основные факторы, приводящие к разрушению конструкции несущих поверхностей КА, и выполнена оценка их влияния на износ поверхности КА. Для оценки трещиностойкости сверхпрочных материалов для КА использована линейная механика разрушения в широком интервале температур.

Ключевые слова: проникание, микрочастицы, удар, конструкция, разрушение, эрозийный износ, поток, космический аппарат

Введение. По данным космического военного управления США, около трети всех выбоин на поверхности космического аппарата (КА) образуется в результате соударения с мелкими частицами космического происхождения [1], источниками которого являются: газо-выделение конструкций и материалов КА; деструкция материалов поверхностей КА; продукты работы маршевых и маневровых двигателей; продукты работы систем обеспечения жизнедеятельности; технологические и экспериментальные работы на борту; вспомогательные технологические узлы и элементы космической техники, отделяемые после их отработки; отработавшие ресурс или аварийные КА; столкновения, взрывы; дезинтеграция КА [2]. Средняя скорость столкновений изменяется от 9 км/с для орбит с малым наклоном до 13 км/с для околополярных орбит. Размеры частиц и фрагментов антропогенного происхождения составляют значения от долей микрометра до десятков сантиметров [3, 4]. В соответствии с данными наблюдений число частиц размером более 10 см, регистрируемых радиолокационными средствами, составляет около 7000. Следует отметить, что наблюдается устойчивая тенденция увеличения числа частиц антропогенного загрязнения всех размеров [1]. Так, измерения на орбитальной станции «Скайлэб» (США) показали, что концентрация микрочастиц антропогенного происхождения в космосе $0,1 \text{ см}^3$, в то

время как по результатам измерений, проведенным на Шаттле через 10 лет, концентрация таких частиц составила уже 100...200 см³, т. е. наблюдается увеличение концентрации на три порядка.

Последствия загрязнения частицами и фрагментами крупных размеров очевидны: столкновения при скоростях соударений порядка несколько километров в секунду могут привести к катастрофическому разрушению КА либо к выводу из строя его отдельных систем. Влияние соударений КА с частицами размерами менее 1 мм в настоящее время нельзя считать достаточно изученным. Определенную опасность для КА в полете представляет столкновение с метеорными телами, вызывающее так называемую метеорную эрозию и местные разрушения (образование пробоин, трещин) конструкции [5–9].

Настоящая работа посвящена проблеме расчета разрушительного действия метеорных тел, которая обуславливает актуальность проводимых исследований, целью которых является защита КА от внешнего воздействия среды.

Постановка задачи. Известны следующие способы защиты КА от воздействия метеорных тел: использование для изготовления силовой конструкции высокопрочных материалов (вольфрама, титана), обладающих большим сопротивлением отрыву, ограничение времени функционирования КА в космосе, применение защитных экранов и многослойной силовой конструкции. Отрицательное воздействие микрочастиц на открытые элементы конструкции выражается в деградации поверхностного слоя КА. В зависимости от потока микрочастиц степень деградации изменяется, а сам процесс может продолжаться несколько лет. Микрометеороиды, как правило, заряжены, поэтому представляют собой так называемую пылевую плазму [7]. Скорости потоков частиц космической пыли составляют 10...50 км/с, скорости частиц космического мусора — 1...16 км/с. Размеры частиц космического мусора могут быть различными — от сотни микрометров до десятков миллиметров и более. Они представляют угрозу для КА.

Исключительно важным становятся технологии применения материалов с повышенным сопротивлением отрыву. Такие технологии должны наиболее эффективно защищать внешнюю поверхность оболочки КА от потока микрометеоритов, обуславливающих ее разрушение, т. е. испарение и распыление материалов с поверхности этой оболочки. Износ обычно сопровождается возникновением волн сжатия в оболочке [9–11], которые, в свою очередь, приводят к отколам материала внутренней поверхности обшивки. Для защиты КА от эрозии его обшивку изготавливают из материала, обладающего большим сопротивлением отрыву, не имеющего резких нарушений неоднородности, непрерывности и других центров рассеяния, вызывающих возникновение местных напряжений. Толщину оболочки КА необходимо подбирать такой, чтобы вследствие эрозии за время

нахождения КА на орбите не было недопустимого снижения прочностных характеристик конструкции. Кроме того, для уменьшения роста микротрещин обшивку внутри рекомендуется покрывать мягким материалом [12–16].

Время безопасного функционирования КА в космосе определяется вероятностью столкновения КА с метеорными телами [17–20]. Считается, что число попавших в КА метеорных тел подчиняется распределению Пуассона. Поэтому в КА с площадью мишеней S_M за время τ вероятность попадания n метеорных тел определяется по формуле

$$P_n = \left[(\nu \tau S_M)^n / n! \right] e^{-\nu \tau S_M},$$

где ν — средняя частота столкновения метеорных тел массой m с площадкой 1 м^2 за единицу времени. Наблюдениями установлено, что $\nu \approx m^{-1,11} \cdot 10^{-12}$, если масса m метеорного тела выражена в граммах, а время в секундах [1].

Задавая вероятность попадания в КА определенного числа метеорных тел, из представленной формулы определяют время τ безопасного функционирования КА. Защитные экраны применяются для предохранения отдельных агрегатов КА от столкновения с метеорными телами. Материалы и размеры защитного экрана выбирают таким образом, чтобы при малых скоростях соударения экран мог противостоять пробивному воздействию метеорного тела, а при больших скоростях — обеспечить раздробление последнего на мелкие частицы, исключаящие недопустимые повреждения защищаемого КА.

Толщина h металлического экрана (м), который не будет пробит при воздействии метеорного тела, обладающего скоростью $10 \dots 100 \text{ км/с}$, может быть определена по эмпирической зависимости

$$h \geq 1,25 \cdot 10^{-5} \sqrt{(\bar{E}/\text{НВ}) \cos \alpha},$$

где \bar{E} — кинетическая энергия соударения; НВ — твердость материала оболочки по Бринеллю; α — угол между нормалью и скоростью ударяющего тела [19–23]. Эта формула справедлива применительно к компактному ударяющему телу в случае, если объем выбоины в преграде пропорционален энергии соударения.

Многослойная силовая конструкция КА обеспечивает повышение стойкости к воздействию компактных твердых частиц (метеорных тел, осколков и т. д.). Обычно предусматривают трехстенную металлическую конструкцию. Пространство между средней и внутренней стенками конструкции заполняют металлическими сотами. Возможно применение также двустенной конструкции. При этом ее внутренняя оболочка представляет собой силовую конструкцию, а внешняя — так называемый метеорный буфер. От зазора между буфером и сило-

вой конструкцией, а также толщины буфера зависят масса и защитный эффект конструкции. При двустенной конструкции допускается разрушение внешней стенки в случае столкновения с твердыми частицами, но исключается нарушение целостности внутренней оболочки. При соударении твердых частиц, имеющих скорость 10...20 км/с, с тонкими преградами вторичные осколки, которые образуются при разрушении преграды, способны воспламенить воздушную среду между преградой и буфером [1]. Следует отметить, что изменение массы конструкции в зависимости от метеорного буфера существенно зависит от плотности материалов буфера ρ_6 и силовой конструкции ρ_c , глубины проникновения ударяющего тела в материал буфера h_6 и силовой конструкции h_c .

Значение параметра разрушения определяют экспериментально. При обработке экспериментальных данных полагают, что материал силовой стенки является идеально пластичным (в статических условиях за пределами упругости деформируется без упрочнения). Влияние скорости деформирования на механические свойства материала силовой стенки пренебрежимо мало. Силовую стенку конструкции в процессе ее деформирования можно рассматривать как бесконечную пластинку [5]. Разрушение силовой стенки произойдет тогда, когда ее максимальная деформация в условиях воздействия на стенку потока осколков равна или больше деформации, соответствующей моменту разрушения образца материала при статическом одноосном растяжении; деформированное состояние силовой стенки можно характеризовать только деформацией срединной поверхности (рис. 1). Составляющей деформации вследствие изгиба стенок можно пренебречь [8–11].

Максимальная деформация ε_{\max} силовой стенки конструкции зависит от модуля упругости E , предела текучести $\sigma_{0,2}$ и параметра разрушения $(v_k/a)_{\text{пр}}$. В случае предварительного напряжения (нагружения) конструкции максимальная деформация разрушения

$$\varepsilon_{\max} = \varepsilon_{0 \max} + \bar{\sigma}/E,$$

где $\varepsilon_{0 \max}$ — максимальная статическая деформация разрушения образца из материала силовой стенки без предварительного нагружения; $\bar{\sigma}$ — напряжение предварительного нагружения конструкции силовой стенки.

При расчете применительно к предварительно напряженной конструкции значение $(v_k/a)_{\text{пр}}$ определяют по графику на рис. 1. Для этого предварительно экспериментально определяют деформации разрушения $\varepsilon_{0 \max}$ при растяжении и рассчитывают ε_{\max} . Значения ε_{\max} и $(v_k/a)_{\text{пр}}$ для некоторых материалов приведены в таблице.

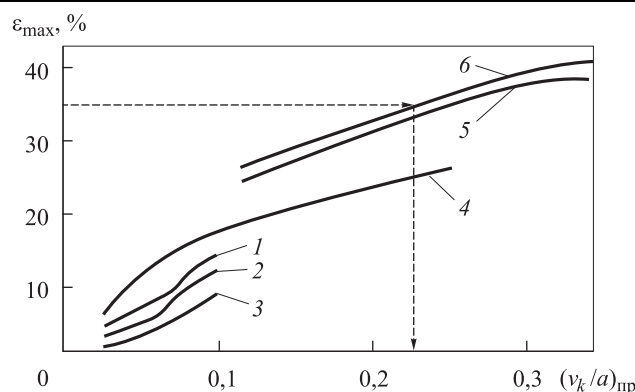


Рис. 1. Зависимость максимальной деформации разрушения ε_{\max} от параметра разрушения $(v_k/a)_{\text{пр}}$ для различных материалов:

E — модуль упругости; v_k — скорость соударения; $\sigma_{0,2}$ — предел текучести материала; 1 — $E/\sigma_{0,2}$ равно 179; 2 — 143; 3 — 114; 4 — 260; 5 — 500, 6 — 650

Характеристики сопротивляемости разрушению

Материал	ε_{\max} , %	$E \cdot 10^{-5}$, Па	$\rho \cdot 10^{-3}$, кг/см ³	$E/\sigma_{0,2}$	a , км/с	$(v_k/a)_{\text{пр}}$
Титан	18	1,09	4,5	2,54	4,88	0,132
Вольфрам	14	3,67	19,3	460	5,46	0,158
Сталь	40	2,04	7,9	690	5,04	0,295
Бериллий	5,5	3,08	1,86	630	12,8	0,030

Расчет параметров силовой конструкции защиты КА от метеорных тел. При выборе схемы построения и параметров конструкции для защиты КА необходимо учитывать допустимую вероятность столкновения его с метеорными телами заданной массы. Условием защиты КА является непопадание в его уязвимую часть метеорных тел, масса которых превышает критическую, т. е. $m_i \geq m_{\text{кр}}$.

При дискретном распределении масс метеорных тел по геометрической прогрессии, когда шаг дискретности равен 1,05, вероятность непопадания или неразрушения конструкции за время τ определяют по формуле

$$P_0(m_i \geq m_{\text{кр}}) = e^{-1,8 \cdot 10^{-11} S_M \tau m_{\text{кр}}^{-0,9}}$$

Заданной вероятности непопадания метеорных тел массой $m_i \geq m_{\text{кр}}$ соответствует их критическая масса

$$m_{\text{кр}} = \left(0,155 \cdot 10^{-5} \frac{S_M \tau}{-\ln P_0} \right)^{0,9}$$

Толщину стенок, при которой вероятность неразрушения конструкции от воздействия метеоритов будет не менее заданной, определяют по следующим формулам:

для моностенной конструкции

$$h \geq 2,83 \left(\rho_0 / \rho_{\text{пр}} \right)^{2/3} (v_0 / a)^{2/3} \rho_0^{-2/3} \left(0,155 \cdot 10^{-5} \frac{S_M \tau}{-\ln P_0} \right)^{0,3};$$

для двустенной конструкции

а) при $\rho_{\text{б}} h_{\text{б}} / (d_0 \rho_0) \geq 1$

$$h_{\text{б}} \geq d_0 \rho_0 / \rho_{\text{б}}; h_{\text{с}} \geq 0,7 \left((v_0 / a) / (v_{\text{к}} / a)_{\text{пр}} \right) \left(0,155 \cdot 10^{-5} \frac{S_M \tau}{-\ln P_0} \right)^{0,9} / (S^2 \rho_{\text{с}});$$

б) при $\rho_{\text{б}} h_{\text{б}} / (d_0 \rho_0) < 1$ сопротивляемость разрушению конструкции будет максимальной, если

$$h_{\text{б}} = h_{\text{с}} = h \geq \rho_0^{1/3} \left\{ (v_0 / a) / [1,16 (v_{\text{к}} / a)_{\text{пр}} (\rho_{\text{б}} \rho_{\text{с}})] \right\}^{0,5} \left(0,155 \cdot 10^{-5} \frac{S_M \tau}{-\ln P_0} \right)^{0,6} / s.$$

Здесь m_0 , d_0 — масса и диаметр метеорного тела; $h_{\text{б}}$, $\rho_{\text{б}}$ — толщина и плотность материала буфера; $h_{\text{с}}$, $\rho_{\text{с}}$ — толщина и плотность материала силовой конструкции; $\rho_{\text{пр}}$ — плотность материала преграды; s — расстояние между буфером и силовой конструкцией.

В ряде случаев при эксплуатации эрозийное изнашивание сочетается с ударными нагрузками, что приводит к ускорению изнашивания [13–15, 24, 25]. При ударно-абразивном изнашивании возможны два варианта взаимодействия абразивных частиц с поверхностью: 1) абразивные частицы наносят удары по поверхности КА, однако в целом нагрузки не могут привести к объемному разрушению детали; 2) абразивный износ сопровождается большими динамическими нагрузками, которые приводят к трещинообразованию и хрупкому разрушению поверхности КА.

Первый вариант реализуется при ударе по схеме «через абразивную частицу». Примером второго варианта может быть случай, когда поток абразивных частиц с большой скоростью бьет по поверхности КА под углом, близким к 90° (в этом случае ударно-абразивное изнашивание по своему механизму фактически близко к абразивно-эрозионному изнашиванию). В результате реализации первого варианта взаимодействия «частица—поверхность» вся поверхность покрывается лунками; износ резко возрастает даже по сравнению с микрорезанием. Если энергия единичного удара превышает некоторый пороговый для конкретного материала уровень, то разрушение

приобретает хрупкий характер с образованием микротрещин и отделением крупных частиц от поверхности. В таких условиях применение сплавов с мартенситной основой ограничено. Чем выше энергия удара абразива, тем меньше мартенсита должно быть в структуре сплава (соответственно возрастает количество остаточного аустенита).

Второй вариант взаимодействия абразивных частиц с поверхностью реализуется, например, в тех случаях, когда массивные куски абразивного материала сначала наносят удар, а потом, скользя по поверхности, вызывают ее микрорезание. В этих условиях использование стали нерационально, так как изнашивание не сопровождается равномерным деформационным упрочнением всей поверхности изделия. Следует отметить, что сплавы с высоким сопротивлением абразивному изнашиванию являются довольно хрупкими и не выдерживают интенсивных ударов [12, 16–20]. Необходимое сочетание износостойкости и вязкости получают в комбинированных отливках, выполненных из вязкого материала, армированного вставками. Вставки обеспечивают сопротивление абразивному изнашиванию, а сталь — конструкционную надежность отливки в условиях ударов. Поэтому материалы для обшивки КА должны быть или очень теплоемкими, или тугоплавкими. К таким материалам относятся пять металлов — бериллий, ниобий, молибден, тантал и вольфрам. Еще более тугоплавки соединения металлов с углеродом — карбиды. Наличие трещин в материале может привести к потере несущей способности КА даже при нагрузках, не превышающих предела прочности материала. Поэтому исследование трещиностойкости тугоплавких материалов, в частности вольфрама, является весьма актуальным.

Рассмотрим вопрос о возможности использования линейной механики разрушения для оценки трещиностойкости вольфрама в широком интервале температур, используемого в важных несущих конструктивных элементах КА. Оценку осуществляли на образцах [10–12, 24, 25] толщиной $6 \cdot 10^{-3}$ м. В качестве параметра трещиностойкости выбран критический коэффициент интенсивности напряжений K_{Ic} [5], определяемый по формуле

$$K_{Ic} = \frac{P_Q Y(l/\omega)}{B\sqrt{\omega}},$$

где P_Q — критическая нагрузка срагивания трещины; $Y(l/\omega)$ — коэффициент, учитывающий геометрию образца; l — длина исходной трещины; B, ω — геометрические размеры образца. Нагрузку P_Q определяли по диаграммам деформирования (рис. 2). За расчетную величину P_Q принимали максимальную нагрузку ($P_Q = P_{\max}$)

при испытаниях в температурном диапазоне 20...500 °С (рис. 2, а, б). При более высоких температурах (600...2000 °С) нагрузку P_Q , соответствующую страгиванию исходной трещины, определяли по методике 5%-ной секущей (рис. 2, в-д). Наличие пологого участка на диаграммах не свидетельствует об общем пластическом течении и, как показано в работах [4, 7, 8], является результатом особенностей развития магистральной трещины при различных температурах испытания вольфрама. Установлено, что во всем исследованном диапазоне температур -20...2000 °С выполняются требования, предъявляемые к диаграммам деформирования: $(P_{\max}/P_Q) \leq 1,1$; $x \leq 0,25y$ (см. рис. 2). Кроме того, визуальный анализ показал, что разрушение образцов вольфрама во всем исследованном температурном диапазоне преимущественно хрупкое (прямой излом, отсутствие утяжки в вершине трещины). Эти выводы подтверждены результатами рентгеноструктурного и фрактографического анализов [5].

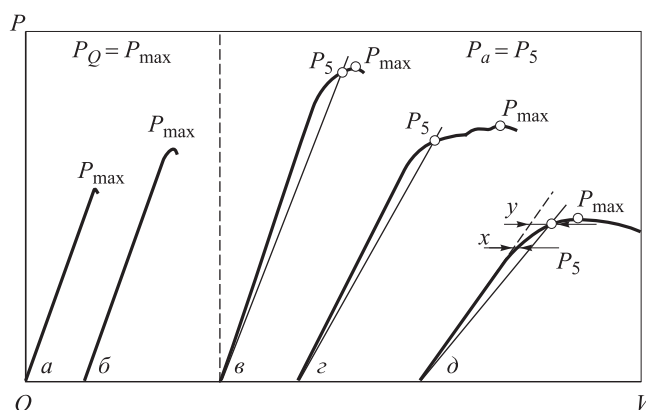


Рис. 2. Диаграммы деформирования вольфрама при температурах испытания -20, 200...500, 600, 1200...1500 и 1600...2000 °С:
 P — нагрузка; V — смещение

Степень деформированности зерен оценивали по кривым качания отдельных зерен при сходимости падающих на отдельное зерно лучей рентгеновского излучения 20'. Анализ показал, что структура зерен на поверхности излома и на боковой поверхности образца, не нагружаемой в процессе растяжения, практически не изменяется (полуширина кривых качания не увеличивалась). Это свидетельствует об отсутствии пластической зоны в вершине трещины.

Результаты исследований также подтверждают хрупкий характер разрушения вольфрама (рис. 3).

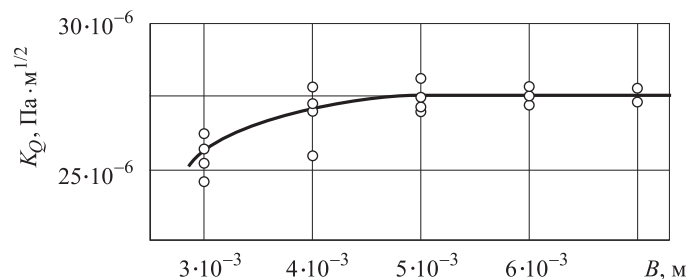


Рис. 3. Зависимость коэффициента K_Q от толщины образца B

Тем не менее проверка корректности полученных результатов показала, что выбранная толщина образца 3 мм не удовлетворяет размерному требованию $l, B, \omega - l \geq 2,5(K_{Ic} / \sigma_{0,2})^2$ [3–5], и исследовать трещиностойкость необходимо на крупногабаритных образцах вольфрама, толщина которых в некоторых случаях превышает толщину исследуемого изделия.

Следовательно, на первый взгляд, снижение коэффициента K_{Ic} при температурах, превышающих 600 °С (при 20, 400, 600, 800, 1200, 1600 и 2000 °С коэффициент K_{Ic} составил соответственно 27,5, 34,5, 50,0, 46,0, 28,0, 15,0 и 6,5 МПа·м^{1/2}), может быть обусловлено погрешностью, возникающей при расчете коэффициента K_{Ic} с использованием образцов, не удовлетворяющих требованию. Основной причиной погрешности может быть изменение податливости материала в вершине трещины, связанное либо с локальной пластической деформацией [8–10], либо с локальным растрескиванием в вершине магистральной трещины. Поскольку растрескивание не наблюдалось, а размер пластической зоны был значительно меньше длины трещины, можно предположить, что данное размерное требование является слишком жестким в случае испытания образцов из вольфрама. Это предположение подтверждается тем, что K_Q не зависит от толщины образца (см. рис. 3) и размерные требования, предъявляемые к образцу, не изменяются во всем исследованном температурном диапазоне (рис. 4). Полученные зависимости действительны лишь в том случае, если коэффициент интенсивности напряжений K_Q принимает критическое значение, т. е. $K_Q = K_{Ic}$. Таким образом, трещиностойкость вольфрама можно исследовать на малогабаритных образцах.

Результаты экспериментального исследования трещиностойкости вольфрама показали, что максимальное значение K_{Ic} при $t = 600$ °С (50 МПа·м^{1/2}) и минимальное при $t = 2000$ °С (6,5 МПа·м^{1/2})

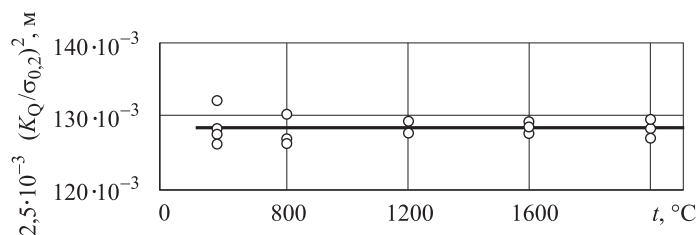


Рис. 4. Влияние температуры испытания на требования к размерам образцов

обусловлены физическими процессами, протекающими при указанных температурах. Параметр трещиностойкости вольфрама K_{Ic} коррелирует с физическими процессами, протекающими в нем. Следовательно, найденные значения трещиностойкости вольфрама корректны при всех температурах испытания и могут быть использованы при оценке конструкционной прочности изделий из вольфрама, используемых в объектах новой техники. На основе проведенных исследований можно сделать вывод о возможности применения вольфрама при исследовании трещиностойкости на несущих поверхностях КА в диапазоне температур 20...2000 °С [20–23, 26]. Высокая удельная прочность, тугоплавкость, коррозионная стойкость обусловили широкое применение титановых сплавов в конструкциях сверхзвуковых самолетов, в ответственных узлах КА. Использование титановых сплавов как высокотемпературных конструкционных материалов в связи с легкой окисляемостью ограничено температурой порядка 900 °С. Следовательно, так же как и тугоплавким металлам, титану необходима защита от окисления. Кроме того, титан нуждается в создании на его поверхности износостойких защитных покрытий. Решение данной проблемы возможно с применением химико-термической обработки, в частности силицирования. Строение и фазовый состав диффузионных слоев определяются условиями насыщения: температурой процесса, временем насыщения и мощностью диффузионного источника.

В процессе работы космической техники на ее элементы оказывает воздействие так называемая космическая пыль в условиях нестационарных температурных воздействий. Эти частицы небольших размеров, которые перемещаются с большими скоростями 2...8 км/с, подвергают ударам поверхность стенок КА твердыми примесями или потоками, обладающими большой кинетической энергией. Это воздействие может привести к появлению микротрещин, превышающих расчетное значение и, как следствие, к разрушению корпуса КА. Разрушение корпуса под давлением вызывает большие повреждения бортовой аппаратуры. Дополнительно обтекание космической пылью может создать на поверхности микрошероховатость, что приведет к изменению эмиссионных и других свойств, хотя механические

свойства, особенно металлов, сильно при этом не изменятся. Для того чтобы решить данную проблему и продлить срок действия космической техники, необходимо напылять специального рода многослойное наноструктурное покрытие [11], которое позволяет гасить энергию и рассеивать ее вдоль поверхностного слоя, защитить объект от ударов твердых микрочастиц. Таким образом, при бомбардировке высокоскоростными (7...8 км/с) микрочастицами разработанные покрытия эффективно уменьшают плотность микротрещин, образующихся на поверхности несущих поверхностей, используемых для изготовления КА. Разрушение поверхности КА под влиянием динамических потоков твердых частиц, жидкостей или электрических разрядов в большинстве случаев приводит к возникновению питтингов, раковин, микротрещин, каверн со значительной потерей массы детали.

По механизму разрушения эрозию подразделяют на механохимическую, микроударную; по характеру распространения на — локальную и общую; по условиям протекания на — гидроэрозию (ее разновидностью является кавитация), газовую, абразивную, гидроабразивную при кавитации, электрическую эрозию. Если энергии жидкости или газа недостаточно для пластической деформации поверхностных слоев корпуса КА на достаточную глубину, разрушение определяется механохимическим механизмом. Этот механизм связан с образованием и удалением защитных пленок вторичных (чаще оксидных) структур при трении сплошного потока по поверхности корпуса КА. Если энергия единичных ударов достигает определенного критического значения, то преобладающим видом изнашивания становится микроударная эрозия с образованием трещин.

Импульсные нагрузки могут быть причиной микропластической деформации с образованием трещин небольших объемов поверхности, размер которых сопоставим с размером зерна металла. На первой стадии изнашивания отсутствуют любые внешние проявления образования трещин, все изменения протекают на уровне формирования субструктуры и субмикрорельефа (скольжение дислокаций, двойникование, фазовые превращения, фрагментация зерен). Пластическая деформация с образованием микротрещины, локализованная в отдельных объемах, вызывает зарождение и развитие трещин, результатом чего является удаление частиц металла от основы. Если на поверхности возникают первые каверны, процесс роста трещины ускоряется в связи с охрупченным состоянием металла возле дефекта, ударным действием жидкости и газа по стенкам каверн.

Заключение. В результате исследований оценена опасность столкновения КА на орбите с метеорными телами. Исследована метеорная эрозия и местные разрушения (образования трещин, пробоин) конструкции. Предложено применение высокопрочных материалов, обладающих большим сопротивлением отрыву, защитных экранов

и многослойных силовых конструкций. Использование материалов с повышенным сопротивлением отрыву наиболее эффективно для защиты от потока микрометеоритов, обуславливающих трещинообразование с внешней поверхности оболочки КА. Трещинообразование обычно сопровождается возникновением волн сжатия в оболочке. Последнее, в свою очередь, приводит к отколам материала внутренней поверхности обшивки.

При нестационарном воздействии ударной нагрузки наблюдается интенсификация изнашивания в отдельных местах поверхности КА, вследствие чего на конструктивных элементах формируется характерный рельеф с локальными впадинами и нередко сквозными отверстиями. Наиболее чувствительны к влиянию температуры свойства, характеризующие сопротивление пластической деформации (твердость, пределы прочности и текучести), а также ударная вязкость. Температурные зависимости механических свойств для титана и вольфрама достаточно близки. Их упругие свойства изменяются с температурой в меньшей степени. При высоких температурах наибольшее постоянное напряжение вызывает остаточную деформацию, не превышающую заданного значения (как правило, 0,2 %). Характеристики выносливости зависят от формы и размера несущей поверхности КА. С понижением частоты орбитального нагружения и увеличением абсолютных размеров КА сопротивление усталости падает.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Сидняев Н.И. *Обтекание гиперзвуковых летательных аппаратов в условиях поверхностного разрушения*. Москва, Физматлит, 2017, 304 с.
- [2] Калашников В.В., Ибатуллин И.Д., Ганигин С.Ю. и др. Разработка и исследование эффективности импульсных устройств на основе энергонасыщенных материалов для модификации поверхности деталей машин высокоскоростными потоками частиц. *Известия Самарского научного центра РАН*, 2012, т. 14, № 1, с. 615–619.
- [3] Солодов А.В. *Инженерный справочник по космической технике*. Москва, Воениздат, 1969, 696 с.
- [4] Браун У., Сроули Дж. *Испытания высокопрочных металлических материалов на вязкость разрушения при плоской деформации*. Москва, Мир, 1972, 246 с.
- [5] Сидняев Н.И., Макриденко Л.А., Геча В.Я., Онуфриев В.В. Проблемы аккомодации несущих поверхностей низкоорбитальных космических систем. *Тез. докл. Четвертой Междунар. науч.-техн. конф. «Актуальные проблемы создания космических систем дистанционного зондирования Земли»*. Москва, АО «Корпорация «ВНИИЭМ», 2016, с. 59–62.
- [6] Васильев Н.В., Бояркина А.П., Назаренко М.К. и др. Динамика притока сферической фракции метеорной пыли на поверхности Земли. *Астрономический вестник*, 1975, т. IX, № 3, с. 178–183.
- [7] Сидняев Н.И., Макриденко Л.А., Геча В.Я., Онуфриев В.В. Аэромеханика низкоорбитальных космических аппаратов. *Тез. докл. Четвертой Междунар. науч.-техн. конф. «Актуальные проблемы создания космических систем»*.

- тем дистанционного зондирования Земли». Москва, АО «Корпорация «ВНИИЭМ», 2016, с. 62–65.
- [8] Хеккель К. *Техническое применение механики разрушения*. Москва, Металлургия, 1974, 63 с.
- [9] Симоненко А.Н., Левин Б.Ю. Приток космического вещества на Землю. *Метеоритика*, 1972, вып. 31, с. 3–17.
- [10] Усков Е.И., Бабак А.В. Методика исследования трещиностойкости вольфрама. *Заводская лаборатория*, 1981, № 1, с. 79–82.
- [11] Rouget G., Chaouki H., Picard D., Ziegler D., Alamdari H. Electrical Resistivity Measurement of Carbon Anodes Using the Van der Pauw Method. *MDPI Metals*, 2017, no. 7, 369 с.
- [12] Todoroki A., Omagari K., Shimamura Y., Kobayashi H. Matrix crack detection of CFRP using electrical resistance change with integrated surface probes. *Composites Science and Technology*, 2006, vol. 66, pp. 1539–1545.
- [13] Kane T.R., Likins P.W., Levinson D.A. *Spacecraft Dynamics*. McGraw-Hill, 2005, 436 p.
- [14] Dunn B.D. *Materials and Processes: for Spacecraft and High Reliability Applications*. Springer, 2015, 667 p.
- [15] Брагов А.М., Кадони Э., Крушка Л. Современные методы динамических испытаний материалов. Фундаментальные проблемы теоретической и прикладной механики. *Вестник Нижегородского университета им. Н.И. Лобачевского*, 2011, № 4 (5), с. 2039–2040.
- [16] Русаков А.В., Тарасов Ю.Л. Расчетно-экспериментальная методика обеспечения надежности элементов конструкций летательных аппаратов с учетом условий эксплуатации. *Вестник Самарского государственного технического университета. Сер. Физико-математические науки*, 2000, № 9, с. 66–76.
- [17] Дмитриева Т.Л. Современные концепции решения задач оптимизации конструкций. Фундаментальные проблемы теоретической и прикладной механики. *Вестник Нижегородского университета им. Н.И. Лобачевского*, 2011, № 4 (5), с. 2039–2040.
- [18] Патраев В.Е., Трифанов И.В. Анализ показателей качества и надежности при эксплуатации современных космических аппаратов. *Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета имени академика М.Ф. Решетнева*, 2010, № 2 (28), с. 110–113.
- [19] Азаренков В.И. Анализ температурных полей элементов конструкций летательных аппаратов. *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета*, 2015, т. 14, № 4, с. 102–109.
- [20] Анцупов В.П., Дворников Л.Т., Громаковский Д.Г., Анцупов А.В. Основы физической теории надежности деталей машин по критериям кинетической прочности материалов. *Вестник Магнитогорского государственного технического университета им. Г.И. Носова*, 2014, № 1 (45), с. 141–146.
- [21] Герасимов А.В., Пашков С.В. Численное моделирование группового удара высокоскоростных элементов по космическому аппарату. *Вестник Томского государственного университета*, 2014, № 3 (29), с. 57–64.
- [22] Ягова Н.В., Романова Н.В., Барат А.А., Манухин В.В., Гладышев В.А. Космическая погода и космические аппараты. *Вестник МЭИ*, 2009, № 4, с. 78–82.
- [23] Семкин Н.Д., Балакин В.Л., Белоконов И.В., Воронов К.Е. Моделирование взаимодействия микрометеороидных и техногенных частиц с космическим аппаратом. *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва*, 2007, № 1 (12), с. 53–63.

- [24] Sidnyaev N.I. A Study of the Destruction of Spacecraft Surfaces at Contact Interactions with Microparticles of the Space Environment. *Cosmic Research*, 2018, vol. 56, no. 3, pp. 213–222.
- [25] Mell R.J., Wertz G.E. Testing and Optimization of Electrically Conductive Spacecraft Coatings. *NASA/CR*. 2001.
URL: <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=20020014287>
- [26] Воробьев А.А., Зыкова Т.С., Спицын Д.Д., Удинцев Р.Д., Яневский В.Д. Моделирование воздействия микрометеоритов и фрагментов космического мусора на космические аппараты. *Вопросы электромеханики. Труды ВНИЭМ*, 2011, т. 120, № 1, с. 27–30.

Статья поступила в редакцию 19.06.2018

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Сидняев Н.И., Белкина Э.В. Исследование трещиностойкости несущих поверхностей космического аппарата. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2018, вып. 10. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2018-10-1814>

Сидняев Николай Иванович — профессор, д-р техн. наук, заведующий кафедрой «Высшая математика» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: Sidnyaev@bmstu.ru

Белкина Элеонора Вадимовна — студентка кафедры «Высшая математика» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: belkinaev@student.bmstu.ru

Crack toughness testing of spacecraft carrying planes

© N.I. Sidnyaev, E.V. Belkina

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

The study shows the results of testing high-speed impact interaction between the particle flux of the cosmic space meteoric background and satellites and finds it crucial to use materials with increased tear resistance. In our research we substantiated strength parameters of the spacecraft outer cover, those which are able to withstand the conditions of the space environment. To determine the duration of spacecraft safe operation, we determined the probabilities of meteor particles entering it. Findings of the research helped describe the effects arising from the movement of microparticles in the material, and present models of interaction between a solid particle and spacecraft shielding. The study provides experimental and analytical dependencies, identifies the main factors that are responsible for destruction of the spacecraft carrying planes structure, and estimates the effect of these factors on the spacecraft surface wear. To assess the crack toughness of superhard material for spacecraft, we used linear fracture mechanics in a wide temperature range.

Keywords: penetration, microparticles, impact, structure, destruction, erosive wear, flow, spacecraft

REFERENCES

- [1] Sidnyaev N.I. *Obtekanie giperzvukovykh letatelnykh apparatov v usloviyakh poverkhnostnogo razrusheniya* [Hypersonic aircraft flow in conditions of surface destruction]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2017, 304 p.
- [2] Kalashnikov V.V., Ibatullin I.D., Ganigin S.Yu. et al. *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra RAN — Izvestia of Samara Scientific Center of the Russian Academy of Sciences*, 2012, vol. 14, no. 1, pp. 615–619.
- [3] Solodov A.V. *Inzhenernyy spravochnik po kosmicheskoy tekhnike* [Engineering handbook of space technology]. Moscow, Voenizdat Publ., 1969, 696 p.
- [4] Brown W.F., Jr., Srawley J.E. *Plane Strain Crack Toughness Testing of High Strength Metallic Materials*. ASTM STP, 1966, 410 p. [In Russ.: Brown W.F., Jr., Srawley J.E. *Ispytaniya vysokoprochnykh metallicheskih materialov na viazkost razrusheniya pri ploskoy deformatsii*. Moscow, Mir Publ., 1972, 246 p.].
- [5] Sidnyaev N.I., Makridenko L.A., Gecha V.Ya., Onufriev V.V. *Problemy akkomodatsii nesushchikh poverkhnostey nizkoorbitalnykh kosmicheskikh sistem* [Problems of accommodation of carrying planes of low-orbit space systems]. *Tezisy dokladov Chetvertoy Mezhdunarodnoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii «Aktualnye problemy sozdaniya kosmicheskikh sistem distantsionnogo zondirovaniia Zemli»* [Abstracts of the Fourth International Scientific and Technical Conference “Actual problems of creating space systems for remote sensing of the Earth”]. Moscow, VNIEM Corporation JC Publ., 2016, pp. 59–62.
- [6] Vasilev N.V., Boyarkina A.P., Nazarenko M.K. et al. *Astronomicheskii vestnik. Issledovaniia solnechnoy sistemy — Solar System Research*, 1975, vol. IX, no. 3, pp. 178–183.
- [7] Sidnyaev N.I., Makridenko L.A., Gecha V.Ya., Onufriev V.V. *Aeromekhanika nizkoorbitalnykh kosmicheskikh apparatov* [Aeromechanics of low-orbit spacecraft]. *Tezisy dokladov Chetvertoy Mezhdunarodnoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii «Aktualnye problemy sozdaniya kosmicheskikh sistem distantsionnogo zondirovaniia Zemli»* [Abstracts of the Fourth International Scientific and Tech-

- nical Conference “Actual problems of creating space systems for remote sensing of the Earth”. Moscow, VNIEM Corporation JC Publ., 2016, pp. 62–65.
- [8] Khekkel K. *Tekhnicheskoe primeneniye mekhaniki razrusheniya* [Technical application of fracture mechanics]. Moscow, Metallurgiya Publ., 1974, 63 p. (In Russ.).
- [9] Simonenko A.N., Levin B.Yu. *Meteoritika (Meteoritics)*, 1972, no. 31, pp. 3–17.
- [10] Uskov E.I., Babak A.V. *Zavodskaya laboratoriya — Industrial laboratory*, 1981, no. 1, pp. 79–82.
- [11] Rouget G., Chaouki H., Picard D., Ziegler D., Alamdari H. Electrical Resistivity Measurement of Carbon Anodes Using the Van der Pauw Method. *MDPI Metals*, 2017, no. 7, 369 p.
- [12] Todoroki A., Omagari K., Shimamura Y., Kobayashi H. Matrix crack detection of CFRP using electrical resistance change with integrated surface probes. *Composites Science and Technology*, 2006, vol. 66, pp. 1539–1545.
- [13] Kane T.R., Likins P.W., Levinson D.A. *Spacecraft Dynamics*. McGraw-Hill, 2005, 436 p.
- [14] Dunn B.D. *Materials and Processes: for Spacecraft and High Reliability Applications*. Springer, 2015, 667 p.
- [15] Bragov A.M., Kadoni E., Krushka L. *Vestnik Nizhegorodskogo universiteta im. N.I. Lobachevskogo — Vestnik of Lobachevsky University of Nizhny Novgorod*, 2011, no. 4 (5), pp. 2039–2040.
- [16] Rusakov A.V., Tarasov Yu.L. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta. Ser. Fiziko-matematicheskie nauki — Journal of Samara State Technical University, Ser. Physical and Mathematical Sciences*, 2000, no. 9, pp. 66–76.
- [17] Dmitrieva T.L. *Vestnik Nizhegorodskogo universiteta im. N.I. Lobachevskogo — Vestnik of Lobachevsky University of Nizhny Novgorod*, 2011, no. 4 (5), pp. 2039–2040.
- [18] Patraev V.E., Trifanov I.V. *Vestnik Sibirskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta imeni akademika M.F. Reshetneva (Scientific Journal of Science and Technology)*, 2010, no. 2 (28), pp. 110–113.
- [19] Azarenkov V.I. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta. — Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*, 2015, vol. 14, no. 4, pp. 102–109.
- [20] Antsupov V.P., Dvornikov L.T., Gromakovskiy D.G., Antsupov A.V. *Vestnik Magnitogorskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta im. G.I. Nosova — Vestnik of Nosov Magnitogorsk State Technical University*, 2014, no. 1 (45), pp. 141–146.
- [21] Gerasimov A.V., Pashkov S.V. *Vestnik Tomskogo gosudarstvennogo universiteta — Tomsk State University Journal*, 2014, no. 3 (29), pp. 57–64.
- [22] Yagova N.V., Romanova N.V., Barat A.A., Manukhin V.V., Gladyshev V.A. *Vestnik MEI — MPEI Vestnik*, 2009, no. 4, pp. 78–82.
- [23] Semkin N.D., Balakin V.L., Belokonov I.V., Voronov K.E. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta. — Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*, 2007, no. 1 (12), pp. 53–63.
- [24] Sidnyaev N.I. A Study of the Destruction of Spacecraft Surfaces at Contact Interactions with Microparticles of the Space Environment. *Cosmic Research*, 2018, vol. 56, no. 3, pp. 213–222.
- [25] Mell R.J., Wertz G.E. *Testing and Optimization of Electrically Conductive Spacecraft Coatings*. NASA/CR. 2001. Available at: <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=20020014287>

- [26] Vorobev A.A., Zykova T.S., Spitsyn D.D., Udintsev R.D., Yanevskiy V.D. *Vo-prosy elektromekhaniki. Trudy VNIEM — Electromechanical matters. VNIEM studies*, 2011, vol. 120, no. 1, pp. 27–30.

Sidnyaev N.I., Dr. Sc. (Eng.), Professor, Head of the Department of Higher Mathematics, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: Sidnyaev@bmstu.ru

Belkina E.V., student, Department of Higher Mathematics, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: belkinaev@student.bmstu.ru