

Моделирование параметрической надежности радиационных теплообменников космических аппаратов

© Н.С. Кудрявцева, Д.П. Гайворонская

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, 125993, Российская Федерация

В практике проектирования систем терморегулирования космических аппаратов надежность радиационных теплообменников традиционно оценивается вероятностью внезапного отказа по причине микрометеорного пробоя. Деградация оптических характеристик терморегулирующих покрытий может привести к постепенному отказу, что учитывается в исходных данных при выборе проектных параметров на основе экспертных оценок по известным прототипам. В связи с этим ставится и решается задача изучения схемы параметрического отказа и построения математической модели параметрической надежности радиационного теплообменника с использованием модели процесса деградации на основе случайного процесса Винера с нелинейной шкалой времени. Параметры модели процесса деградации определяются путем статистической обработки летных экспериментальных данных с учетом воздействующих факторов космического пространства, имеющих стохастическую природу. Разработан алгоритм точечных оценок параметров моделей деградации и параметрической надежности на основе метода наибольшего правдоподобия, а для построения доверительного интервала предложен алгоритм имитационного моделирования. На основе летных экспериментальных данных построена модель параметрической надежности и даны рекомендации по оценке площади радиационного теплообменника системы терморегулирования обитаемого модуля на низкой околоземной орбите. Результатом разработанной модели параметрической надежности является возможность одновременного учета внезапных и постепенных отказов в полной модели оценки надежности радиационного теплообменника.

Ключевые слова: деградация коэффициента поглощения солнечного излучения, параметрическая надежность, радиационный теплообменник

Введение. Радиационный отвод теплоты из гермообъемов и от бортовой аппаратуры негерметичных космических аппаратов (КА) является основным в системах терморегулирования (СТР) КА. Радиационные теплообменники (РТО) характеризуются значительными массой, габаритами, электропотреблением, и к ним предъявляются высокие требования по надежности на весь срок функционирования КА. Как правило, вероятность безотказной работы РТО должна быть не ниже 0,999 на срок от 3 до 25 лет для КА с длительными сроками активного существования [1–4]. Надежность РТО принято оценивать по внезапным отказам, вызываемым случайными столкновениями с метеорными частицами разных размеров, скоростей и плотности.

Однако следует отметить, что для РТО долговременных КА всегда возможны и постепенные отказы, вызываемые деградацией

оптических характеристик терморегулирующих покрытий (ТРП) наружной поверхности РТО: с течением времени увеличивается коэффициент поглощения солнечного излучения, а коэффициент излучения практически не изменяется. Причинами деградации являются электромагнитные и корпускулярные воздействия космического пространства, носящие стохастический характер [5, 6]. Постепенное увеличение коэффициента поглощения солнечного излучения приводит к повышению температур в СТР и нарушению требуемого теплового режима, что может привести к отказу бортового оборудования и досрочному прекращению полета КА вплоть до потери экипажа для пилотируемых межпланетных КА.

В принятой в настоящее время практике проектирования ожидаемая величина деградации коэффициента поглощения солнечного излучения задается в исходных данных при выборе проектных параметров РТО и СТР на основе экспертных оценок по прототипам ТРП и срокам полета, а надежность РТО рассчитывается только по внезапным отказам по причине микрометеорных пробоев [1–4]. Одновременно проводятся долговременные космические эксперименты по изучению характеристик ТРП РТО на разных орбитах. В результате получены детерминированные расчетные формулы по определению коэффициента поглощения солнечного излучения для ряда ТРП и орбит в зависимости от времени полета [7–12].

Цель данной работы — исследование схемы формирования параметрического отказа РТО, моделирования случайного процесса деградации коэффициента поглощения солнечного излучения во времени и построение на его основе модели параметрической надежности РТО с разработкой и обоснованием алгоритма получения ее интервальных оценок.

Формирование схемы параметрического отказа радиационного теплообменника. В системах терморегулирования температура теплоносителя $T_{\text{вых}}$ на выходе РТО является определяющей для установочных поверхностей бортового оборудования в герметичных и негерметичных отсеках, а также для обеспечения температуры газовой среды для пилотируемых КА. Поэтому температуру $T_{\text{вых}}$ можно считать одним из основных выходных параметров СТР, значение которой определяется по задаваемым в техническом задании требованиям по допустимым температурным диапазонам для всех потребителей и рассчитывается на начальном этапе проектирования СТР.

Конструкция и проектные параметры РТО выбираются при значении максимального внутреннего тепловыделения Q [Вт], максимального или среднеинтегрального по орбите планеты удельного внешнего теплового потока q_n , Вт/м², падающего на внешнюю поверхность РТО площадью $F_{\text{РТО}}$, м², и выбранного ТРП с коэффициентом

поглощения солнечного излучения α_s и коэффициентом излучения ε . Тогда из известных уравнений теплового баланса имеем следующее выражение для температуры теплоносителя на выходе [1, 2]:

$$T_{\text{вых}} = \frac{Q}{\alpha S} + \left(\frac{Q + F q_{\text{н}}}{\eta_p \varepsilon \sigma F_{\text{РТО}}} \right)^{1/4}, \text{ К}, \quad (1)$$

где α , Вт/м² — коэффициент теплопередачи от теплоносителя к стенкам труб площадью S , м²; η_p — КПД оребрения; σ , Вт/(м² · К⁴) — постоянная Стефана — Больцмана.

На орбите планеты удельный внешний тепловой поток включает прямое солнечное излучение с солнечной постоянной $\bar{q}_s$, Вт/м², отраженное от планеты солнечное излучение со средним альбедо $A_{\text{ср}}$ и собственное излучение планеты, и тогда выражение (1) для $T_{\text{вых}}$ можно переписать в виде

$$T_{\text{вых}} = \frac{Q}{\alpha S} + \left\{ \frac{Q + F \left[\alpha_s \left(\bar{q}_s K_{\text{осв}} + A_{\text{ср}} \bar{q}_s \varphi_2 \right) + \varepsilon C_1 \varphi_1 \right]}{\eta_p \varepsilon \sigma F_{\text{РТО}}} \right\}^{1/4}, \quad (2)$$

где C_1, C_2 , Вт/м² — коэффициенты для обобщенной формы модели расчета собственного излучения планеты; φ_1, φ_2 — угловой и комбинированный угловой коэффициенты для поверхности РТО на орбите планеты; $K_{\text{осв}}$ — коэффициент освещенности единичной поверхности РТО солнечным потоком.

Под действием факторов космического пространства (ФКП), таких как глубокий вакуум, проникающая радиация, атомарный кислород, солнечное УФ- и ВУФ-излучение, термоциклирование, электризация поверхности КА и микрометеороиды, с течением времени происходит изменение свойств поверхностного слоя ТРП, увеличивается коэффициент α_s и, следовательно, возрастает $T_{\text{вых}}$, что может стать причиной параметрического отказа РТО. Связь между степенью деградации коэффициента α_s и выходным параметром СТР $T_{\text{вых}}$ взаимно однозначная и нелинейная, что следует из формулы (2). Следовательно, достижение выходным параметром $T_{\text{вых}}$ предельно допустимого значения $T_{\text{вых}}^{\text{max}}$ эквивалентно достижению коэффициентом α_s своего предельно допустимого значения α_s^{max} , определяемого из (2). Поэтому предполагается, что параметрический отказ РТО

возникает при достижении коэффициентом поглощения солнечного излучения своего предельно допустимого значения $\alpha_s^{\max}$.

Процесс деградации α_s является случайным, так как связан со случайными воздействиями совокупности факторов космического пространства, зависящих от орбиты полета и ориентации КА на орбите.

Параметрический отказ возникает через случайный промежуток времени $t = T$, когда параметр $\alpha_s(t)$ впервые достигает своего максимального значения, т. е. $T = \inf \{t > 0 \mid \alpha_s(t) = \alpha_s^{\max}\}$. Вводим вероятность параметрического отказа как функцию $F(t) = \mathbb{P}\{T \leq t\}$. Тогда параметрическая надежность РТО определяется как вероятность безотказной работы $P(t) = \mathbb{P}\{T > t\} = 1 - F(t)$.

Общая схема процесса деградации коэффициента α_s во времени и формирование плотности распределения времени до параметрического отказа $f(t)$, функций распределения $F(t)$ и $P(t)$ представлена на рис. 1. В начальный момент времени $t = 0$ может иметь место рассеивание начальных значений коэффициента поглощения солнечного излучения относительно своего математического ожидания $\alpha_s(0)$, что возможно при испытаниях определенной группы ТРП одного вида. Изменение $\alpha_s(t)$ имеет случайный нелинейный характер, что связано с физическими процессами деградации и подтверждено летными экспериментальными исследованиями [6–12]. Это следует учитывать при моделировании процесса деградации $\alpha_s(t)$.

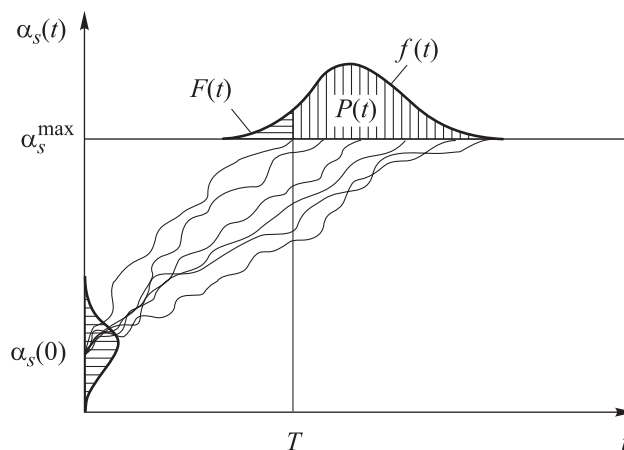


Рис. 1. Общая схема процесса деградации коэффициента α_s во времени, а также формирования вероятности параметрического отказа $F(t)$ и вероятности безотказной работы $P(t)$

Математическая модель процесса деградации. Возможность построения закономерности, описывающей процесс деградации $\alpha_s(t)$ на основании изучения физики явлений в поверхностном слое РТО, не рассматривается в связи со сложностью и многофакторностью внешних воздействий. Поэтому модель процесса деградации может быть получена путем статистической обработки летных экспериментальных данных с учетом стохастической природы воздействующих ФКП.

Случайный процесс Винера с успехом применяется для моделирования деградации, старения, изнашивания и истирания для разных приборов и оборудования [13–16]. В данной работе рассматривается модель деградации на основе обобщенного случайного процесса Винера с нелинейной шкалой времени, обладающая достаточно высокой точностью и простотой в использовании [17, 18].

От абсолютного значения коэффициента поглощения $\alpha_s(t)$ можно перейти к его нормализованному виду, выраженному в процентах:

$$A_s(t) = \frac{\alpha_s(t) - \alpha_s(0)}{\alpha_s(0)} \cdot 100 \, \%.$$

Математическая модель деградации коэффициента поглощения солнечного излучения с введением трансформированной шкалы времени t^r , (параметр шкалы $r > 0$) на основе случайного винеровского процесса $W(\tau) \in N(0, \tau)$ имеет вид

$$A_s(t) = \nu t^r + \sigma W(t^r), \quad (3)$$

где ν — скорость дрейфа; σ — параметр диффузии.

Тогда параметрическая надежность РТО выражается формулой [17]:

$$P(t) = 1 - \Phi\left(\frac{\nu t^r - A_s^{\max}}{\sigma \sqrt{t^r}}\right) - \exp\left(-\frac{2\nu A_s^{\max}}{\sigma^2}\right) \Phi\left(\frac{-\nu t^r - A_s^{\max}}{\sigma \sqrt{t^r}}\right). \quad (4)$$

Обозначим экспериментальные данные для коэффициента поглощения, полученные за N лет полета через $A_s(t)$, $i = 1, \dots, N$. Тогда в силу свойств обобщенного винеровского процесса (3) их приращение по годам $A_{s_i}(t) = A_s(t_i) - A_s(t_{i-1})$ являются независимыми случайными величинами, имеющими нормальное распределение с плотностью распределения

$$f(\Delta A_{s_i}) = \frac{1}{\sqrt{2\pi\sigma^2\Delta\tau_i}} \exp\left[-\frac{(\Delta A_{s_i} - v\Delta\tau_i)^2}{2\sigma^2\Delta\tau_i}\right]. \quad (5)$$

Точечная оценка параметров $(\hat{v}, \hat{\sigma}, \hat{r})$ проводится статистическим методом максимального правдоподобия из решения задачи максимизации логарифмической функции правдоподобия:

$$\ln L = \ln \prod_{i=1}^N f(\Delta A_{s_i}) = -\sum_{i=1}^N \frac{(\Delta A_{s_i} - v\Delta\tau_i)^2}{2\sigma^2\Delta\tau_i} + \sum_{i=1}^N \ln \frac{1}{\sqrt{2\pi\sigma^2\Delta\tau_i}} \xrightarrow{v, \sigma, r} \max. \quad (6)$$

Тогда оценка функции параметрической надежности РТО записывается в виде

$$\hat{P}(t) = 1 - \Phi\left(\frac{\hat{v}t^{\hat{r}} - A_s^{\max}}{\hat{\sigma}\sqrt{t^{\hat{r}}}}\right) - \exp\left(\frac{2\hat{v}A_s^{\max}}{\hat{\sigma}^2}\right) \Phi\left(\frac{-\hat{v}t^{\hat{r}} - A_s^{\max}}{\hat{\sigma}\sqrt{t^{\hat{r}}}}\right). \quad (7)$$

Значительный теоретический и практический интерес представляет получение более значимых интервальных оценок для параметров (v, σ, r) и функции $P(t)$ с заданными доверительными вероятностями.

Алгоритм построения интервальных оценок. Воспользуемся свойствами оценок, которые получены методом максимального правдоподобия: они являются состоятельными, асимптотически эффективными и асимптотически нормальными. На основании этого в работе делается допущение, что оценки v, σ, r имеют нормальные распределения с математическими ожиданиями $\hat{v}, \hat{\sigma}, \hat{r}$, и для получения их доверительных интервалов можно использовать информационную матрицу Фишера, но только при выполнении условий регулярности для плотности распределения (5) [19, 20].

Все условия регулярности выполняются на основании нормальности плотности распределения (5). Во-первых, функция $f(\Delta A_{s_i} | v, \sigma, r)$ — трижды дифференцируема по параметрам (v, σ, r) всюду. Во-вторых, логарифмическая функция правдоподобия $\ln L(\Delta A_{s_1}, \dots, \Delta A_{s_N}, v, \sigma, r)$ дважды дифференцируема по параметрам (v, σ, r) . В-третьих, в виду того, что функция (5) и ее производные по параметрам $\frac{df}{dv}, \frac{df}{d\sigma}, \frac{df}{dr}$ являются непрерывными функциями всюду, производную по любому параметру (v, σ, r) от

$\int_{-\infty}^{\infty} f(\Delta A_{s_i} | v, \sigma, r) d\Delta A_{s_i}, i = 1, \dots, N$, можно вычислять под знаком интеграла.

Тогда информационная матрица Фишера, которая определяется через математические ожидания от вторых производных по оцениваемым параметрам от логарифмической функции правдоподобия, имеет вид

$$I(\hat{v}, \hat{\sigma}, \hat{r}) = - \begin{pmatrix} E\left(\frac{\partial^2 \ln L}{\partial v^2}\right) & E\left(\frac{\partial^2 \ln L}{\partial v \partial \sigma}\right) & E\left(\frac{\partial^2 \ln L}{\partial v \partial r}\right) \\ E\left(\frac{\partial^2 \ln L}{\partial \sigma \partial v}\right) & E\left(\frac{\partial^2 \ln L}{\partial \sigma^2}\right) & E\left(\frac{\partial^2 \ln L}{\partial \sigma \partial r}\right) \\ E\left(\frac{\partial^2 \ln L}{\partial r \partial v}\right) & E\left(\frac{\partial^2 \ln L}{\partial r \partial \sigma}\right) & E\left(\frac{\partial^2 \ln L}{\partial r^2}\right) \end{pmatrix}.$$

Далее следует воспользоваться обратной матрицей к I , которая является ковариационной для оцениваемых параметров (v, σ, r) , и в соответствии с неравенством Рао — Крамера дает нижнюю границу для дисперсии оцениваемых параметров.

Следовательно, диагональ матрицы

$$[I(\hat{v}, \hat{\sigma}, \hat{r})]^{-1} = \begin{pmatrix} \text{cov}(\hat{v}, \hat{v}) & \text{cov}(\hat{v}, \hat{\sigma}) & \text{cov}(\hat{v}, \hat{r}) \\ \text{cov}(\hat{\sigma}, \hat{v}) & \text{cov}(\hat{\sigma}, \hat{\sigma}) & \text{cov}(\hat{\sigma}, \hat{r}) \\ \text{cov}(\hat{r}, \hat{v}) & \text{cov}(\hat{r}, \hat{\sigma}) & \text{cov}(\hat{r}, \hat{r}) \end{pmatrix}$$

содержит дисперсии оцениваемых параметров.

Тогда с доверительной вероятностью γ интервальные оценки параметров (v, σ, r) выражаются в следующем виде:

$$\begin{aligned} [\bar{v}, \underline{v}] &= \left[\hat{v} - K_{\frac{1+\gamma}{2}} \sqrt{\text{cov}(\hat{v}, \hat{v})}, \hat{v} + K_{\frac{1+\gamma}{2}} \sqrt{\text{cov}(\hat{v}, \hat{v})} \right]; \\ [\bar{\sigma}, \underline{\sigma}] &= \left[\hat{\sigma} - K_{\frac{1+\gamma}{2}} \sqrt{\text{cov}(\hat{\sigma}, \hat{\sigma})}, \hat{\sigma} + K_{\frac{1+\gamma}{2}} \sqrt{\text{cov}(\hat{\sigma}, \hat{\sigma})} \right]; \\ [\bar{r}, \underline{r}] &= \left[\hat{r} - K_{\frac{1+\gamma}{2}} \sqrt{\text{cov}(\hat{r}, \hat{r})}, \hat{r} + K_{\frac{1+\gamma}{2}} \sqrt{\text{cov}(\hat{r}, \hat{r})} \right], \end{aligned}$$

где $K_{\frac{1+\gamma}{2}}$ — квантиль стандартного нормального распределения.

Для построения доверительного интервала для функции надежности $P(t)$, имеющей сложный вид (4), предлагается использовать метод имитационного моделирования (Монте-Карло) [21, 22], поэтому суть алгоритма заключается в следующем.

1. Задана функция $P(t) = P(v, \sigma, r, t)$, зависящая от трех величин, каждая из которых имеет нормальное распределение:

$$v \in N(\hat{v}, \text{cov}(\hat{v}, \hat{v})); \sigma \in N(\hat{\sigma}, \text{cov}(\hat{\sigma}, \hat{\sigma})); r \in N(\hat{r}, \text{cov}(\hat{r}, \hat{r})).$$

2. Для каждого момента времени t проводится большое количество M независимых испытаний, в каждом из которых датчиком случайных чисел генерируются случайные значения для трех параметров (v_j, σ_j, r_j) в соответствии с их нормальными распределениями и рассчитываются значения функции $P(v_j, \sigma_j, r_j, t)$, $j = 1, \dots, M$.

3. Полученная выборка обрабатывается методами математической статистики, и тогда выборочная дисперсия для оцениваемой функции $P(t)$ имеет вид

$$S^2(t) = \frac{1}{M} \sum_{j=1}^M [\hat{P}(\hat{v}, \hat{\sigma}, \hat{r}, t) - P(v_j, \sigma_j, r_j, t)]^2. \quad (8)$$

Предполагается, что распределение $P(t)$ приблизительно соответствует нормальному с матожиданием $\hat{P}(\hat{v}, \hat{\sigma}, \hat{r}, t)$ (7) и дисперсией $S^2(t)$ (8) [14]. Тогда выборочная дисперсия $S^2(t)$ является несмещенной и состоятельной, а интервальная оценка функции $P(t)$ с доверительной вероятностью γ выражается в виде

$$[\bar{P}(t), \underline{P}(t)] = \left[\hat{P}(\hat{v}, \hat{\sigma}, \hat{r}, t) - K_{\frac{1+\gamma}{2}} \cdot S, \hat{P}(\hat{v}, \hat{\sigma}, \hat{r}, t) + K_{\frac{1+\gamma}{2}} \cdot S \right]. \quad (9)$$

Параметрическая надежность РТО СТР обитаемого модуля на низкой околоземной орбите. Рассматривается долговременный обитаемый модуль на низкой околоземной орбите высотой 836 км с наклоном 98,75°. Система терморегулирования предназначена для поддержания температуры воздуха в обитаемых зонах гермоотсека от 18 до 28 °С, температуры воздуха в приборных зонах и внутренних поверхностей гермоотсеков от 16 до 40 °С. Максимальная холодопроизводительность СТР $Q = 2000$ Вт. Срок эксплуатации на орбите $t_3 = 15$ лет при вероятности безотказной работы СТР не менее 0,99. Тогда вероятность безотказной работы РТО должна быть не менее 0,999. В качестве СТР принимается типовая трехконтурная конвективная система, схема которой состоит из наружного жидкостного контура

с РТО, промежуточного жидкостного контура и внутреннего газового контура [23]. Для обеспечения преемственности с техническими решениями, отработанными на борту Международной космической станции в СТР, используется РТО на тепловых трубах в форме выгнутых прямоугольных панелей, лежащих по периметру на наружной поверхности модуля [1, 24]. В качестве ТРП принимается белое покрытие, содержащее окись цинка и эпоксидную смолу в качестве связующего, с начальными значениями оптических характеристик: $\alpha_s(0) = 0,2$; $\varepsilon = 0,86$. В работе используются экспериментальные данные по деградации данного ТРП, полученные в течение пятилетнего летного эксперимента на зарубежном метеорологическом спутнике на рассматриваемой орбите [14], так как на отечественных КА на низких околоземных орбитах эксперименты не проводились.

Сначала, следуя традиционному подходу, проводится расчет площади РТО $F_{\text{РТО}}$ при $Q = 2000$ Вт и среднеинтегральном значении по орбите внешнего теплового потока, падающего на РТО, при максимальном допустимом значении $T_{\text{вых}} = 283\text{K}$ и коэффициенте поглощения солнечного излучения, достигшем, по рекомендациям экспертов, значения $A_s^{\text{max}} = 60\%$ [14]. Тогда $F_{\text{РТО}}(A_s^{\text{max}} = 60\%) = 31,5 \text{ м}^2$, что следует из формул (1) и (2).

Задача оптимизации (6) решается с использованием летных экспериментальных данных, и в результате получаются оценки параметров модели деградации (3): $\hat{\nu} = 17,04$; $\hat{\sigma} = 7,004$; $\hat{r} = 0,5518$. Соответственно, получается оценка функции параметрической надежности РТО (7), график которой показан на рис. 2 кривой синего цвета с 95%-ным доверительным интервалом, рассчитанным по предложенному в работе алгоритму. При этом погрешность модели деградации (3) не превышает 5 % [17].

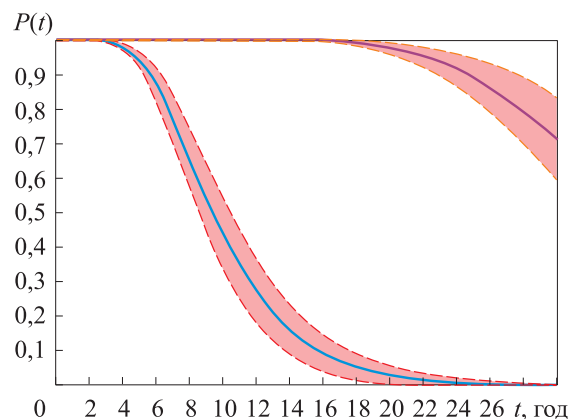


Рис. 2. Функции надежности РТО с 95%-ными доверительными интервалами для коэффициента поглощения в нормализованном виде A_s , равном 60 % (—) и 122,6 % (—)

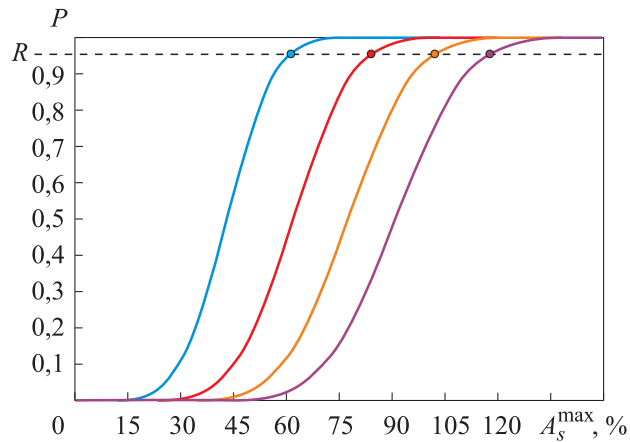


Рис. 3. Зависимости параметрической надежности РТО от предельного значения параметра деградации $A_s^{\max}$ при различных сроках эксплуатации на орбите t_3 :
 — 5 лет; — 10 лет; — 15 лет; — 20 лет

Далее проводятся расчеты и анализ площади РТО и его параметрической надежности при вероятности безотказной работы $R \in [0,99, \dots, 0,9999]$ и сроке эксплуатации на орбите $t_3 \in [5, \dots, 20]$ лет. На основе расчетов по формуле (7) на рис. 3 показаны зависимости функции надежности РТО от предельного значения $A_s^{\max}$ и различных t_3 .

Анализ графиков, представленных на рис. 3, приводит к следующему выводу: чем продолжительнее будет срок эксплуатации РТО КА на орбите, тем больше следует задавать значение $A_s^{\max}$ для обеспечения высокого значения R . Зависимость предельного значения $A_s^{\max}$ от срока эксплуатации РТО КА при разных вероятностях безотказной работы R показана на рис. 4.

При заданных R , t_3 , $A_s^{\max}$ на рис. 4 следует рассчитывать площадь РТО, а затем перейти от абсолютного значения площади РТО $F_{\text{РТО}}$, м², к его нормализованному виду:

$$\tilde{F}_{\text{РТО}} = \frac{F_{\text{РТО}} - F_{\text{РТО}}(A_s^{\max} = 60\%)}{F_{\text{РТО}}(A_s^{\max} = 60\%)} 100\%.$$

Зависимости $\tilde{F}_{\text{РТО}}$ от требуемых R и t_3 с учетом моделирования процесса деградации ТРП приведены на рис. 5. Тогда для $t_3 = 15$ лет и $R = 0,999$ $A_s^{\max} = 122,6\%$ и $\tilde{F}_{\text{РТО}} = 73\%$. Его функция надежности с 95%-ным доверительным интервалом изображена на рис. 2 кривой синего цвета.

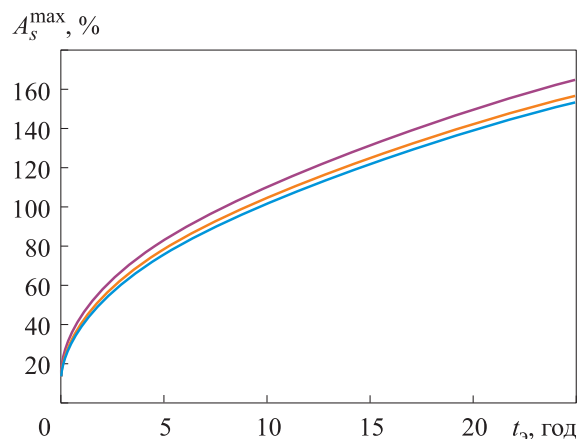


Рис. 4. Зависимости предельного значения параметра деградации A_s от срока эксплуатации на орбите при разных требуемых вероятностях безотказной работы R , равных 0,9990 (—); 0,9995 (—); 0,9999 (—)

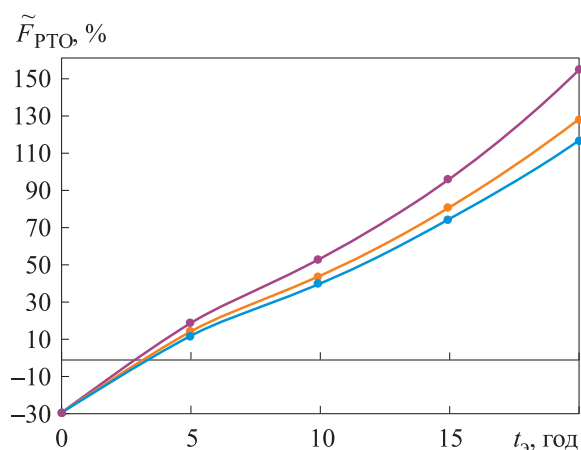


Рис. 5. Зависимости площади РТО $\tilde{F}_{\text{РТО}}$ от срока эксплуатации t на орбите с учетом процесса деградации при разных требуемых вероятностях безотказной работы R , равных 0,9995 (—); 0,9990 (—); 0,9999 (—)

Закключение. В работе представлена схема формирования параметрического отказа РТО по причине деградации коэффициента поглощения солнечного излучения ТРП с учетом стохастической природы воздействующих факторов космического пространства. Введено понятие и построена математическая модель параметрической надежности РТО на основе обобщенного случайного процесса Винера в качестве случайной модели деградации. Разработаны алгоритмы оценки точечных и интервальных оценок для параметров моделей деградации и параметрической надежности РТО. Проведены моделирование, расчеты и анализ параметрической надежности РТО СТР обитаемого модуля на низкой околоземной орбите с использованием экспериментальных

данных по деградации ТРП в течение пятилетнего летного эксперимента на рассматриваемой орбите. Даны рекомендации по обоснованному выбору площади РТО на заданные безотказность работы и срок эксплуатации на низкой околоземной орбите. Доказано, что при требуемой надежности 0,999 и сроке эксплуатации 15 лет площадь РТО должна быть увеличена на 73 % относительно экспертного прогноза. Разработанная авторами математическая модель позволяет проводить оценку параметрической надежности РТО СТР космических аппаратов на любой орбите и ориентации на орбите при наличии экспериментальных данных по деградации коэффициента поглощения солнечного излучения для орбиты.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Басов А.А., Прохоров Ю.М., Сургучев О.В. Радиаторы на тепловых трубах в системах терморегулирования космических аппаратов. *Известия Российской академии наук. Энергетика*, 2011, № 3, с. 37–41.
- [2] Belyavskii A.E., Kudryavtseva N.S., Sorokin A.E. Hybrid radiator for spacecraft thermal control systems. *Russian Engineering Research*, 2022, vol. 42, no. 1, pp. 57–59. DOI: 10.3103/S1068798X22010038
- [3] Juhasz A.J. Mathematical analysis of space radiator segmenting for increased reliability and reduced mass. *NASA Center for Aerospace Information*, 2001, 12 p. URL: <http://gltrs.grc.nasa.gov> (дата обращения: 02.09.2025).
- [4] Marquis K.B., Ployhar K., Jiménez F.L. Thermal analysis of a novel light weight layered and tapered radiator panel with pumped-fluid-loop system. In: *Proceedings 50th International Conference on Environmental Systems, 12–15 July 2021*. Virtual Event, ICES-2021-243, 14 p. URL: <http://ices.space> (дата обращения: 06.10.2024).
- [5] *ISO 17851. Space systems — Space environment simulation for material tests — General principles and criteria*. ISO, 2016, 24 p.
- [6] Sharma A.K., Sridhara N. Degradation of thermal control materials under a simulated radiative space environment. *Advances in Space Research*, 2012, no. 50, pp. 1411–1424.
- [7] Городецкий А.А., Ковтун В.С., Фролов И.В. Результаты космического эксперимента по изучению характеристик терморегулирующих покрытий на геостационарной орбите. *Известия Российской академии наук. Энергетика*, 2016, № 3, с. 93–101.
- [8] Михайлов М.М. Прогнозирование оптической деградации терморегулирующих покрытий космических аппаратов. *Перспективные материалы*, 2000, № 2, с. 26–36.
- [9] Mikhailov M.M., Lapin A.N., Yuryev S.A., Goronchko V.A. Study of the photo-stability of ceramic thermal control coating based on aluminium oxide. *Ceramics International*, 2024, vol. 50, no. 21, pp. 41039–41043.
- [10] Jaworske D.A., Kline S.E. Review of end-of-life thermal control coating performance. *NASA Center for Aerospace Information*, 2008, 18 p. URL: <http://gltrs.grc.nasa.gov> (дата обращения 10.12.2019).
- [11] Calarco S., Remaury S., Perraud S., Gayraud Joël. CNES flight experiment for thermal coatings aging: THERME. In: *Proceedings 53d International Conference on Environmental Systems, 21–25 July 2024, Louisville, Kentucky*. ICES-2024-21, 15 p. URL: <http://ices.space> (дата обращения: 08.10.2024).

- [12] Chen L., Wang J., Lee Chun-Hian. Model for evaluating silica coating thickness against atomic-oxygen corrosion in space materials. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2012, no. 49 (1), pp. 120–129. DOI: 10.2514/1.56601
- [13] Wang X., Balakrishnan N., Guo B. Residual life estimation based on a generalized Wiener degradation process. *Reliability Engineering and System Safety*, 2014, no. 124, pp. 13–23.
- [14] Liu T., Sun Q., Meng J., Pan Z., Tang Y. Degradation modelling of satellite thermal control coatings in a low Earth orbit environment. *Solar Energy*, 2016, no. 139, pp. 467–474. <http://dx.doi.org/10.1016/j.solener.2016.10.03>
- [15] Whitmore G.A., Schenkelberg F. Modelling accelerated degradation data using Wiener diffusion with a time scale transformation. *Lifetime Data Analysis*, 1997, no. 3, pp. 27–45. URL: <https://tptmai.ru/publications.php?ID=185575>
- [16] Ye Z., Wang Y., Tsui K., Pecht M. Degradation data analysis using Wiener processes with measurement errors. *IEEE Transactions on Reliability*, 2013, vol. 62, no. 4, pp. 772–780. DOI: 10.1109/TR.2013.2284733
- [17] Кудрявцева Н.С. Моделирование деградации терморегулирующих покрытий космических аппаратов. *Тепловые процессы в технике*, 2025, т. 17, № 6, с. 289–295. URL: <https://tptmai.ru/publications.php?ID=185575>
- [18] Кудрявцева Н.С., Кудрявцев А.П. Математические модели деградации терморегулирующих покрытий радиационных теплообменников космических аппаратов на основе обобщенного процесса Винера. *Научно-технический вестник Поволжья*, 2025, № 9, с. 20–24.
- [19] Hartlap J., Simon P., Schneider P. Why your parameter confidences might be too optimistic. Unbiased estimation of the inverse covariance matrix. *Astronomy and Astrophysics*, 2007, vol. 464, no. 1, pp. 399–404. <https://doi.org/10.1051/0004-6361:20066170>
- [20] Liao C.M., Tseng S.T. Optimal design for step-stress accelerated degradation tests. *IEEE Transactions on Reliability*, 2006, vol. 55, no. 1, pp. 59–66. DOI: 10.1109/TR.2005.863811
- [21] Ionides E.L., Breto C., Park J., Smith R.A., King A.A. Monte Carlo profile confidence intervals. *Journal of the Royal Society Interface*, 2017, vol. 14, no. 132, pp. 1–23. DOI: 10.1098/rsif.2017.0126
- [22] Preacher K.J., Selig J.P. Advantages of Monte Carlo confidence interval for indirect effects. *Communication Methods and Measures*, 2012, vol. 6, no. 2, pp. 77–98. DOI: 10.1080/19312458.2012.679848
- [23] Борщев Н.О., Белявский А.О., Антонов В.А. Анализ систем обеспечения тепловых режимов отечественных космических аппаратов. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2022, вып. 7 (127), 19 с. DOI: 10.18698/2308-6033-2022-7-2193
- [24] Басов А.А., Елчин А.П. Отработка на борту международной космической станции перспективных технических решений по обеспечению теплового режима космических аппаратов. *Космонавтика и ракетостроение*, 2018, № 4 (103), с. 61–71.

Статья поступила в редакцию 11.03.2026

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Кудрявцева Н.С., Гайворонская Д.П. Моделирование параметрической надежности радиационных теплообменников космических аппаратов. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2026, вып. 6. EDN MPSMZP

Кудрявцева Наталья Сергеевна — профессор, д-р техн. наук, профессор кафедры «Системы жизнеобеспечения, экология и безопасность жизнедеятельности» Московского авиационного института (национального исследовательского университета). Область научных интересов: разработка методов проектирования и математического обеспечения для выбора оптимальных облика и параметров систем обеспечения теплового режима и систем жизнеобеспечения экипажей космических аппаратов. e-mail: kudryavtsevans@mai.ru

Гайворонская Дарья Павловна — студент 5-го курса по специализации «Системы жизнеобеспечения, термостабилизации и защиты ракетно-космических комплексов» кафедры «Системы жизнеобеспечения, экология и безопасность жизнедеятельности» Московского авиационного института (национального исследовательского университета). Область научных интересов: разработка методов проектирования и математического обеспечения для выбора оптимальных облика и параметров систем обеспечения теплового режима и систем жизнеобеспечения экипажей космических аппаратов. e-mail: darya.gayvoronskaya@gmail.com

Modeling of Spacecraft Radiators Parametric Reliability

© N.S. Kudryavtseva, D.P. Gayvoronskaya

Moscow Aviation Institute (National Research University),
Moscow, 125993, Russian Federation

In the practice of designing spacecraft thermal control systems, the reliability of radiators is traditionally assessed by the probability of sudden failure due to micrometeor breakdown. Degradation of the thermal control coatings optical characteristics can lead to gradual failure, which is taken into account in the initial data when selecting design parameters based on expert assessments of known prototypes. The article sets and solves the problem of studying the parametric failure scheme and constructing a mathematical model of the radiator parametric reliability using a degradation process model based on a random Wiener process with a nonlinear time scale. The parameters of the degradation process model are determined by statistical processing of flight experimental data, taking into account the stochastic nature of the influencing factors of outer space. An algorithm for point estimates of degradation and parametric reliability model parameters based on the maximum likelihood method has been developed. A simulation modeling algorithm has been proposed for constructing a confidence interval. Based on flight experimental data, a parametric reliability model is constructed and recommendations are given for estimating the radiator area of the thermal control system of the habitable module in low Earth orbit. The result of the developed parametric reliability model is the possibility of simultaneous accounting for sudden and gradual failures in a complete model for assessing the reliability of space radiator.

Keywords: solar absorption degradation, parametric reliability, radiator

REFERENCES

- [1] Basov A.A., Prokhorov Yu.M., Surguchev O.V. Radiatory na teplovykh trubakh v sistemakh termoregulirovaniya kosmicheskikh apparatov [Heat pipe radiators in spacecraft thermal control systems]. *Izvestiya Rossiyskoy akademii nauk. Energetika — Bulletin of the Russian Academy of Sciences: Energetics*, 2011, no. 3, pp. 37–41.
- [2] Belyavskii A.E., Kudryavtseva N.S., Sorokin A.E. Hybrid radiator for spacecraft thermal control systems. *Russian Engineering Research*, 2022, vol. 42, no. 1, pp. 57–59. DOI: 10.3103/S1068798X22010038.
- [3] Juhasz A.J. Mathematical analysis of space radiator segmenting for increased reliability and reduced mass. *NASA Center for Aerospace Information*, 2001, 12 p. Available at: <http://gltrs.grc.nasa.gov> (accessed September 2, 2025).
- [4] Marquis K.B., Ployhar K., Jiménez F.L. Thermal analysis of a novel lightweight layered and tapered radiator panel with pumped-fluid-loop system. In: *Proceedings of the 50th International Conference on Environmental Systems, July 12–15, 2021*. Virtual Event, ICES-2021-243, 14 p. Available at: <http://ices.space> (accessed October 6, 2024).
- [5] ISO 17851. *Space systems — Space environment simulation for material tests — General principles and criteria*. ISO, 2016, 24 p.
- [6] Sharma A.K., Sridhara N. Degradation of thermal control materials under a simulated radiative space environment. *Advances in Space Research*, 2012, vol. 50, pp. 1411–1424.
- [7] Gorodetskiy A.A., Kovtun V.S., Frolov I.V. Rezultaty kosmicheskogo eksperimenta po izucheniyu kharakteristik termoreguliruyuschikh pokrytiy na geo-

- statsionarnoy orbite [Results of a space experiment on studying the characteristics of thermal control coatings in geostationary orbit]. *Izvestiya Rossiyskoy akademii nauk. Energetika — Bulletin of the Russian Academy of Sciences: Energetics*, 2016, no. 3, pp. 93–101.
- [8] Mikhaylov M.M. Prognozirovanie opticheskoy degradatsii termoreguliruyushchikh pokrytiy kosmicheskikh apparatov [Prediction of optical degradation of spacecraft thermal control coatings]. *Perspektivnye materialy*, 2000, no. 2, pp. 26–36.
- [9] Mikhailov M.M., Lapin A.N., Yuryev S.A., Goronchko V.A. Study of the photo-stability of ceramic thermal control coating based on aluminium oxide. *Ceramics International*, 2024, vol. 50, no. 21, pp. 41039–41043.
- [10] Jaworske D.A., Kline S.E. Review of end-of-life thermal control coating performance. *NASA Center for Aerospace Information*, 2008, 18 p. Available at: <http://gltrs.grc.nasa.gov> (accessed December 10, 2019).
- [11] Calarco S., Remaury S., Perraud S., Gayraud J. CNES flight experiment for thermal coatings aging: THERME. In: *Proceedings of the 53rd International Conference on Environmental Systems, July 21–25, 2024, Louisville, Kentucky, ICES-2024-21*, 15 p. Available at: <http://ices.space> (accessed October 8, 2024).
- [12] Chen L., Wang J., Lee C.-H. Model for evaluating silica coating thickness against atomic-oxygen corrosion in space materials. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2012, vol. 49, no. 1, pp. 120–129. DOI: 10.2514/1.56601
- [13] Wang X., Balakrishnan N., Guo B. Residual life estimation based on a generalized Wiener degradation process. *Reliability Engineering and System Safety*, 2014, vol. 124, pp. 13–23.
- [14] Liu T., Sun Q., Meng J., Pan Z., Tang Y. Degradation modelling of satellite thermal control coatings in a low Earth orbit environment. *Solar Energy*, 2016, vol. 139, pp. 467–474. DOI: 10.1016/j.solener.2016.10.003
- [15] Whitmore G.A., Schenkelberg F. Modelling accelerated degradation data using Wiener diffusion with a time scale transformation. *Lifetime Data Analysis*, 1997, vol. 3, pp. 27–45.
- [16] Ye Z., Wang Y., Tsui K., Pecht M. Degradation data analysis using Wiener processes with measurement errors. *IEEE Transactions on Reliability*, 2013, vol. 62, no. 4, pp. 772–780. DOI: 10.1109/TR.2013.2284733
- [17] Kudryavtseva N.S. Modelirovanie degradatsii termoreguliruyushchikh pokrytiy kosmicheskikh apparatov [Modeling of degradation of spacecraft thermal control coatings]. *Teplovy protsessy v tekhnike — Thermal Processes in Engineering*, 2025, vol. 17, no. 6, pp. 289–295. Available at: <https://tptmai.ru/publications.php?ID=185575> (accessed March 2, 2026).
- [18] Kudryavtseva N.S., Kudryavtsev A.P. Matematicheskie modeli degradatsii termoreguliruyushchikh pokrytiy radiatsionnykh teploobmennikov kosmicheskikh apparatov na osnove obobschennogo protsessa Vinera [Mathematical models of degradation of thermal control coatings of spacecraft radiative heat exchangers based on the generalized Wiener process]. *Nauchno-tekhnicheskiy vestnik Povolzh'ya — Scientific and Technical Volga Region Bulletin*, 2025, no. 9, pp. 20–24.
- [19] Hartlap J., Simon P., Schneider P. Why your parameter confidences might be too optimistic: unbiased estimation of the inverse covariance matrix. *Astronomy and Astrophysics*, 2007, vol. 464, no. 1, pp. 399–404. DOI: 10.1051/0004-6361:20066170
- [20] Liao C.M., Tseng S.T. Optimal design for step-stress accelerated degradation tests. *IEEE Transactions on Reliability*, 2006, vol. 55, no. 1, pp. 59–66. DOI: 10.1109/TR.2005.863811
- [21] Ionides E.L., Bretó C., Park J., Smith R.A., King A.A. Monte Carlo profile confidence intervals. *Journal of the Royal Society Interface*, 2017, vol. 14, no. 132, pp. 1–23. DOI: 10.1098/rsif.2017.0126

- [22] Preacher K.J., Selig J.P. Advantages of Monte Carlo confidence interval for indirect effects. *Communication Methods and Measures*, 2012, vol. 6, no. 2, pp. 77–98. DOI: 10.1080/19312458.2012.679848
- [23] Borschev N.O., Belyavskiy A.O., Antonov V.A. Analiz sistem obespecheniya teplovykh rezhimov otechestvennykh kosmicheskikh apparatov [Analysis of thermal control systems of domestic spacecraft]. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2022, iss. 7 (127), 19 p. DOI: 10.18698/2308-6033-2022-7-2193
- [24] Basov A.A., Elchin A.P. Otrabotka na bortu mezhdunarodnoy kosmicheskoy stantsii perspektivnykh tekhnicheskikh resheniy po obespecheniyu teplovogo rezhima kosmicheskikh apparatov [Testing advanced technical solutions for spacecraft thermal control onboard the International Space Station]. *Kosmonavtika i raketostroenie — Cosmonautics and Rocket Engineering*, 2018, no. 4 (103), pp. 61–71.

Kudryavtseva N.S., Professor, Dr. Sc. (Eng.), Professor of the Department of Life Support Systems, Ecology and Life Safety, Moscow Aviation Institute (National Research University). Research interests: development of design methods and mathematical support tools for selecting the optimal configuration and parameters of thermal control systems and life support systems for spacecraft crews. e-mail: kudryavtsevans@mai.ru

Gayvoronskaya D.P., fifth-year student specializing in “Life Support, Thermal Stabilization and Protection Systems for Rocket and Space Complexes” at the Department of Life Support Systems, Ecology and Life Safety, Moscow Aviation Institute (National Research University). Research interests: development of design methods and mathematical support tools for selecting the optimal configuration and parameters of thermal control systems and life support systems for spacecraft crews. e-mail: darya.gayvoronskaya@gmail.com