

Тепловые процессы в технике. 2025. Т. 17. № 6. С. 289–295
Thermal processes in engineering, 2025, vol. 17, no. 6, pp. 289–295

Научная статья
УДК 629.7.084
URL: <https://tptmai.ru/publications.php?ID=185575>
EDN: <https://www.elibrary.ru/ATLZFW>

Моделирование деградации терморегулирующих покрытий космических аппаратов

Н.С. Кудрявцева✉

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, Российская Федерация
kudryavtsevs@mai.ru✉

Аннотация. Рассмотрен метод моделирования деградации терморегулирующих покрытий (ТРП) космических аппаратов (КА) под воздействием факторов космического пространства. Предложена математическая модель процесса деградации коэффициента поглощения солнечного излучения на основе случайного процесса Винера. Проведено сравнение результатов моделирования и экспериментальных данных, полученных во время полета КА «Ямал-200» на геостационарной орбите. Подтверждена достоверность моделирования и прогнозирования процессов деградации трех ТРП – солнечных отражателей. Получена аналитическая зависимость и проведена численная оценка параметрической надежности радиационных теплообменников с излучающей поверхностью, покрытой тремя рассматриваемыми типами ТРП.

Ключевые слова: деградация терморегулирующего покрытия, случайный процесс Винера, параметрическая надежность, радиационный теплообменник, космический аппарат

Для цитирования. 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>

Original article

Modelling of spacecraft thermal control coatings degradation

N.S. Kudryavtseva✉

Moscow aviation institute (national research university), Moscow, Russian Federation
kudryavtsevs@mai.ru✉

Abstract. Thermal control coatings provide the required thermal radiation characteristics of the surfaces: the solar absorptance and the thermal emissivity coefficient. Thermal radiation characteristics must meet the required level at the beginning of operation and maintain the specified level until the end of the service life of the spacecraft.

During long-term space flights, degradation of the solar absorptance is observed, which causes a gradual increase in temperature and can lead to premature termination of the spacecraft flight. The influence

of space flight factors on thermal control coatings is largely random and depends on the region of space, the orbit and the orientation of the spacecraft in orbit.

The paper presents a stochastic mathematical model of the degradation process of thermal control coatings based on a random Wiener process with a time function transformation. The model takes into account the random and complex nature of the impact of space flight factors on the thermal control coatings of the spacecraft surfaces.

Traditionally, during the design process, the reliability of a spacecraft radiator is assessed based on the probability of sudden failures. The process of degradation of the thermal control coatings of the radiating surface during flight is the cause of gradual failures of the radiator, therefore, its normal operation continues until the first of the sudden or gradual failures. Based on the proposed method of modeling the degree of degradation of the radiating surface, an analytical dependence was obtained for assessing the parametric reliability of the radiator.

As an example, a modeling of degradation processes of three types of thermal control coatings related to the class of solar reflectors was carried out for radiator coating based on the results of experimental studies conducted during a five-year flight of the “Yamal-200” spacecraft in geostationary orbit. The high accuracy of modeling and forecasting the degradation of thermal control coatings for the next five years of flight has been confirmed.

An analytical dependence was obtained and a numerical assessment of the parametric reliability of radiators with a radiating surface covered with three types of thermal control coatings for long-term flights in geostationary orbit was carried out.

Keywords: thermal control coatings degradation, random Wiener process, parametric reliability, radiator, spacecraft

For citation. Kudryavtseva N.S. Modelling of spacecraft thermal control coatings degradation. *Thermal processes in engineering*. 2025, vol. 17, no. 6, pp. 289–295. (In Russ.). URL: <https://tptmai.ru/publications.php?ID=185575>

1. Введение

Терморегулирующие покрытия (ТРП) наносятся на поверхности космических аппаратов (КА), конструктивные элементы, аппаратуру и предназначены для обеспечения теплового режима КА. С помощью ТРП обеспечиваются требуемые терморadiационные характеристики поверхностей: α_s – коэффициента поглощения солнечного излучения и ε_n – коэффициента теплового излучения. Терморadiационные характеристики должны соответствовать требуемому уровню в начале эксплуатации и сохранять заданный уровень до конца срока службы КА.

В длительных космических полетах наблюдается деградация коэффициента α_s , что вызывает постепенное увеличение температуры и может привести к преждевременному завершению полета КА [1]. Коэффициент теплового излучения ε_n с течением времени полета изменяется незначительно. К факторам космического про-

странства (ФКП), влияющим на срок службы ТРП, являются: вакуум, электромагнитное солнечное излучение, в основном УФ- и вакуумное УФ-излучения, ионизирующие излучения, атомарный кислород, температура, загрязнение, микрометеориты и другие. Влияние ФКП на ТРП носит во многом случайный характер и зависит от области космического пространства, орбиты и ориентации КА на орбите.

К настоящему времени накоплен определенный экспериментальный материал по длительному влиянию различных ФКП на деградацию ТРП в наземных условиях и в условиях космических полетов [2–4]. Также предложены эмпирические детерминированные модели деградации коэффициента α_s во времени для отдельных орбит и типов покрытий.

В данной работе рассматривается стохастическая модель деградации характеристики α_s во времени, что позволяет учесть случайный и комплексный характер одновременного воздействия

различных ФКП. Модель основана на случайном процессе Винера, который успешно используется моделирования процессов деградации, износа и разрушения в различных областях техники [3, 5]. В качестве примера предложены математические модели для определения степени деградации α_s трех ТРП по экспериментальным данным пятилетнего полета на геостационарной орбите КА «Ямал-200», позволяющие осуществить прогноз изменения A_s в течение следующих пяти лет полета и сравнить их с экспериментальными данными [4].

Основным агрегатом в системах терморегулирования КА является радиационный теплообменник (РТО), от надежности которого во многом зависит безопасность экипажа, надежность бортовой аппаратуры и вероятность успешного выполнения задания полета. Традиционно в процессе проектирования надежность РТО оценивается по вероятности внезапных отказов [6–8]. Процесс деградации ТРП излучающей поверхности во время полета является причиной постепенных отказов РТО, поэтому его нормальная работоспособность продолжается до первого из внезапных или постепенных отказов. На основе предлагаемого в работе метода моделирования степени деградации излучающей поверхности получена аналитическая зависимость для оценки параметрической надежности РТО, что имеет особое значение для долговременных полетов КА и надежного функционирования планетных баз.

2. Метод моделирования процесса деградации и оценки параметрической надежности РТО

Для удобства использования в дальнейших выкладках и расчетах перейдем от абсолютного значения коэффициента поглощения α_s к его нормализованному виду $A_s(t)$, обозначающему в каждый момент времени t его прирост в процентах относительно значения коэффициента поглощения в начале полета $\alpha_s(0)$ и выражаемому в виде:

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

Модель процесса деградации характеристики A_s на основе винеровского процесса в общей форме имеет вид

$$A_s(t) = \nu \tau(t) + \sigma W(\tau(t)), \quad (1)$$

где t – календарное время, $\tau(t)$ – функция времени, ν – скорость дрейфа, σ – параметр диффузии, $W(\tau) \in N(0, \tau)$ – винеровский случайный процесс.

В случае, когда в формуле (1) $\tau(t) = t$, процесс деградации является линейной функцией времени. Для перехода к нелинейному случаю, характерному для A_s , предлагается сделать замену переменных [3, 10]:

$$\tau(t) = t',$$

где $r > 0$ – параметр преобразования функции времени.

Тогда модель процесса деградации A_s представляется в виде

$$A_s(t) = \nu t' + \sigma W(t'). \quad (2)$$

В формуле (2) $\nu t'$ обозначает среднестатистическую кривую процесса деградации ТРП, а $\sigma W(t')$ характеризует случайность этого процесса.

В задачах проектирования большой интерес представляет задача прогнозирования параметрической надежности РТО, когда прирост коэффициента поглощения солнечного излучения достигает критического значения $A_s = \alpha$, где $\alpha = 30\%$, 40% , 50% или 60% .

Обозначим через T_α – время первого достижения параметром A_s уровня $\alpha > 0$:

$$T_\alpha = \inf\{t > 0 \mid A_s(t) = \alpha\}.$$

Известно, что случайная величина T_α имеет обратное гауссовское распределение: $T_\alpha \in IG\left(\frac{\alpha}{\nu}, \left(\frac{\alpha}{\sigma}\right)^2\right)$, и ее функция распределения с учетом (2) представляется в явном виде [11, 12]:

$$F_{T_\alpha}(t) = P(T_\alpha \leq t) = \Phi\left(\frac{\nu t' - \alpha}{\sigma \sqrt{t'}}\right) + \exp\left(\frac{2\nu\alpha}{\sigma^2}\right) \Phi\left(\frac{-\nu t' - \alpha}{\sigma \sqrt{t'}}\right), \quad (3)$$

где $\Phi(\cdot) \in N(0, 1)$ – стандартное нормальное распределение.

Функция распределения (3) дает выражение для оценки параметрической надежности РТО.

Плотность вероятности для T_α вычисляется по формуле

$$P_{T_a} = \frac{\partial F_{T_a}(t)}{\partial t} = \sqrt{\frac{\alpha^2}{2\pi\sigma^2 t^{3r}}} \exp\left[-\frac{(\alpha - vt^r)^2}{2\sigma^2 t^r}\right] r t^{r-1}. \quad (4)$$

Предположим, что КА находился в полете N лет, и имеются экспериментальные данные по значениям коэффициента поглощения (в нормированном виде) за N лет. Обозначим приращение коэффициента поглощения по годам:

$$\Delta A_{s_i} = A_{s_i} - A_{s_{i-1}}, \quad i = 1, 2, \dots, N. \quad (5)$$

В силу свойств случайного процесса Винера указанные приращения являются независимыми в совокупности случайными величинами, имеющими нормальное распределение [6]:

$$\Delta A_{s_i} \in N(v\Delta\tau_i, \sigma^2\Delta\tau_i), \quad \Delta\tau_i = i^r - (i-1)^r.$$

Тогда их плотность вероятности выражается в виде:

$$f(\Delta A_{s_i}) = \frac{1}{\sqrt{2\pi\sigma^2\Delta\tau_i}} \exp\left(-\frac{(\Delta A_{s_i} - v\Delta\tau_i)^2}{2\sigma^2\Delta\tau_i}\right). \quad (6)$$

Для оценки неизвестных параметров v, σ, r в модели процесса деградации (2) воспользуемся экспериментальными данными в форме (5) и статистическим методом максимального правдоподобия [13]. Совместная плотность распределения независимых случайных величин ΔA_{s_i} с учетом их плотности распределения (6) дает выражение для функции правдоподобия:

$$L(\Delta A_{s_1}, \dots, \Delta A_{s_N}; v, \sigma, r) = \prod_{i=1}^N f(\Delta A_{s_i}; v, \sigma, r).$$

В качестве оценки параметров v, σ, r принимаются значения, при которых логарифмическая функция правдоподобия $\ln L$ достигает максимума, где

$$\ln L = \sum_{i=1}^N \ln f(\Delta A_{s_i}; v, \sigma, r).$$

Тогда оценки параметров v, σ, r определяются из решения задачи оптимизации:

$$\ln L = - \sum_{i=1}^N \frac{(\Delta A_{s_i} - v\Delta\tau_i)^2}{2\sigma^2\Delta\tau_i} + \sum_{i=1}^N \ln \frac{1}{\sqrt{2\pi\sigma^2\Delta\tau_i}} \xrightarrow{v, \sigma, r} \max. \quad (7)$$

После получения оценок параметров $\hat{v}, \hat{\sigma}, \hat{r}$ из задачи оптимизации (7) и подстановки их значений в (3), мы получаем точечную оценку параметрической надежности $\hat{F}_{T_a}(t)$ для РТО.

3. Результаты моделирования процессов деградации и оценки параметрической надежности РТО

Используются экспериментальные данные по деградации трех видов ТРП, относящихся к классу солнечные отражатели, полученные во время десяти лет полета КА «Ямал-200» на геостационарной орбите [4]. Солнечные отражатели относятся к покрытиям, наносимым на внешнюю поверхность радиационных теплообменников и предназначены для снижения поглощения подающей солнечной радиации и увеличения собственного теплового излучения поверхностью РТО. Были исследованы следующие виды ТРП: «зеркальное» покрытие К-208 Ср, белое силикатное покрытие ТР-со-12 и пленочное покрытие ТР-со-ФСр на основе фторопластовой пленки с односторонним напылением серебра.

На основе экспериментальных данных для трех покрытий по результатам первых пяти лет полета КА «Ямал-200» [4, 14] методом максимального правдоподобия и численного решения трех задач максимизации (7) были получены оценки параметров моделей (2) процессов деградации A_s , приведенные в таблице 1.

Таблица 1. Результаты оценки параметров моделей деградации

Оценки параметров	Виды ТРП		
	К-208 Ср	ТР-со-12	ТР-со-ФСр
$\hat{v}$	19,31	18,59	17,23
$\hat{\sigma}$	0,92	1,14	1,3
$\hat{r}$	0,99	0,8	0,9

На рисунке 1 показаны графики зависимостей среднестатистических кривых процессов деградации ТРП, выражаемых как математические ожидания случайного процесса (2) $M[A_s(t)] = v t^r$, от времени полета для трех ТРП. Кривая 1 отно-

сится к К-208 Ср, кривая 2 – к ТР-со-12, кривая 3 – к ТР-со-ФСр. Сплошными кривыми изображены расчетные значения по результатам пяти лет экспериментов, а пунктирными кривыми показаны прогнозируемые по построенной модели значения на следующие пять лет полета. Точками на графиках обозначены экспериментальные значения, полученные за время полета «Ямал-200» [4, 14].

Графики подтверждают высокую точность построенных моделей. Сравнение расчетных и экспериментальных значений показывает, что погрешность моделей не превышает 1 % на первые пять лет полета и примерно 5 % в прогнозе на следующие пять лет полета.

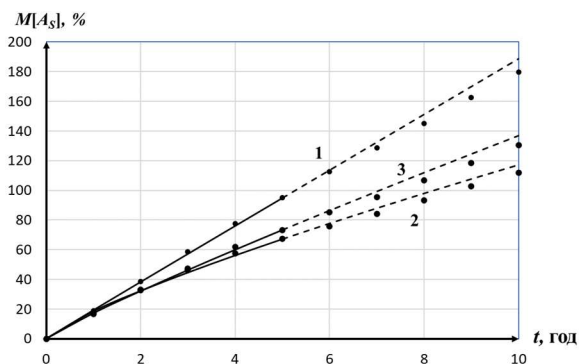


Рис. 1. Зависимости процессов деградации ТРП от времени: 1 – покрытие К-208 Ср; 2 – покрытие ТР-со-12; 3 – покрытие ТР-со-ФСр

Далее по формуле (3) получаем оценку параметрической надежности РТО, покрытых тремя рассматриваемыми ТРП. На рисунках 2, 3, 4 показаны функции распределения случайной величины времени первого достижения параметром A_s уровня α для трех ТРП соответственно. На всех графиках кривые 1 соответствуют $\alpha = 30\%$, кривые 2 – $\alpha = 40\%$, кривые 3 – $\alpha = 50\%$, кривые 4 – $\alpha = 60\%$.

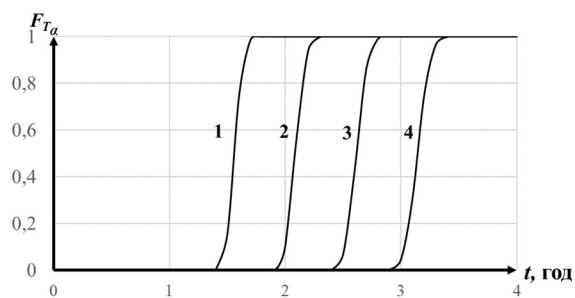


Рис. 2. Зависимости параметрической надежности РТО с покрытием К-208 Ср от времени: 1 – $\alpha = 30\%$; 2 – $\alpha = 40\%$; 3 – $\alpha = 50\%$; 4 – $\alpha = 60\%$

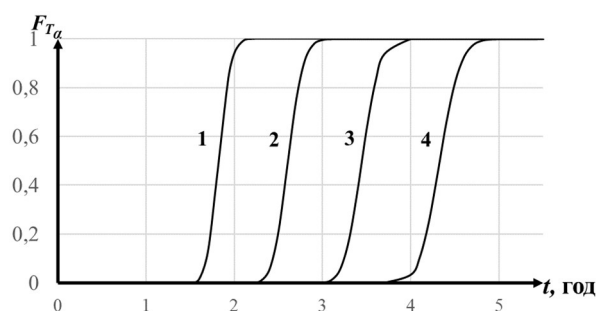


Рис. 3. Зависимости параметрической надежности РТО с покрытием ТР-со-12 от времени: 1 – $\alpha = 30\%$; 2 – $\alpha = 40\%$; 3 – $\alpha = 50\%$; 4 – $\alpha = 60\%$

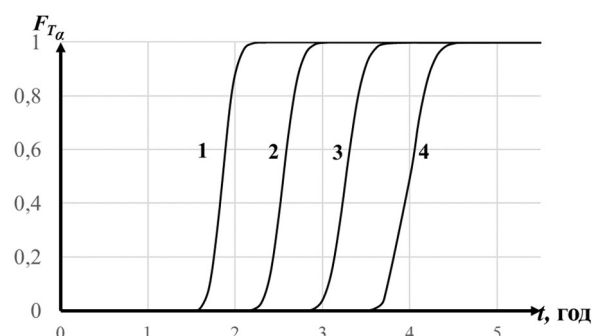


Рис. 4. Зависимости параметрической надежности РТО с покрытием ТР-со-ФСр от времени: 1 – $\alpha = 30\%$; 2 – $\alpha = 40\%$; 3 – $\alpha = 50\%$; 4 – $\alpha = 60\%$

Если предположить, что критический уровень деградации покрытий превышает 30 %, то из рисунков 2–4 следует, что параметрическая ненадежность РТО достигает значения 0,99–0,995 уже на второй год полета, и к середине четвертого года полета при 60 % деградации.

Следовательно, для долговременных полетов, а на геостационарной орбите продолжительностью от трех лет, в показателе надежности РТО следует учитывать не только внезапные отказы, но и постепенные отказы, вызываемые деградацией покрытия излучающей поверхности РТО.

4. Заключение

В работе представлена стохастическая математическая модель процесса деградации ТРП КА на основе случайного процесса Винера с преобразованием функции времени. Модель учитывает случайный и комплексный характер воздействия ФКП на ТРП поверхностей КА.

В качестве примера проведено моделирование процессов деградации трех видов ТРП, относящихся к классу солнечных отражателей, для покрытия РТО по результатам эксперименталь-

ных исследований, проведенных во время пятилетнего полета КА «Ямал-200» на геостационарной орбите. Подтверждена высокая точность моделирования и прогнозирования деградации ТРП на следующие пять лет полета.

Математическая модель позволяет рассчитать процесс деградации и всех других классов покрытий, используемых в космической технике: истинных поглотителей, солнечных поглотителей и истинных отражателей.

Предложено аналитическое выражение для точечной оценки параметрической надежности РТО на основе оценки функции распределения вероятности времени первого достижения параметром A_s заданного критического уровня. Построены графические зависимости параметрической надежности РТО во времени с тремя рассматриваемыми ТРП и полученными оценками параметров моделей деградации. Показано, что для долговременных полетов на геостационарной орбите продолжительностью от трех лет в показателе надежности РТО помимо традиционно учитываемых внезапных отказов следует учитывать и постепенные отказы, вызываемые деградацией коэффициента поглощения солнечного излучения.

Список источников

- ISO 17851. Space systems – Space environment simulation for material tests – General principles and criteria. ISO, 2016. 24 p.
- Sharma A.K., Sridhara N. Degradation of thermal control materials under a simulated radiative space environment // *Advances in Space Research*. 2012. № 50. pp 1411–1424.
- Liu T., Sun Q., Meng J. et al. Degradation modelling of satellite thermal control coatings in a low earth orbit environment // *Solar Energy*. 2016. № 139. pp. 467–474.
- Городецкий А.А., Ковтун В.С., Фролов И.В. Результаты космического эксперимента по изучению характеристик терморегулирующих покрытий на геостационарной орбите // *Известия РАН. Энергетика*. 2016. № 3. С. 93–101.
- Wang X., Balakrishnan N., Guo B. Residual life estimation based on a generalized Wiener degradation process // *Reliability Engineering and System Safety*. 2014. № 124. pp. 13–23.
- Басов А.А., Прохоров Ю.М., Сургучев О.В. Радиаторы на тепловых трубах в системах терморегулирования космических аппаратов // *Известия РАН. Энергетика*. 2011. № 3. С. 37–41.
- Malozemov V.V., Kudriavtseva N.S., Alekseev V.A. Joint optimization of the thermal control system and cooled instruments characteristics // *SAE Paper № 941376*. 24th SAE International Conference (20–23 June 1994. Germany. 10 p.).
- Belyavskii A.E., Kudryavtseva N.S., Sorokin A.E. Hybrid radiator for spacecraft thermal control systems // *Russian Engineering Research*. 2022. Vol. 42. № 1. pp. 57–59.
- Гасников А.В. Лекции по случайным процессам: учебное пособие (ред.). М.: МФТИ. 2019. 285 с.
- Whitmore G.A., Schenkelberg F. Modelling accelerated degradation data using Wiener diffusion with a time scale transformation // *Lifetime Data Analysis*. 1997. № 3. pp. 27–45.
- Ширяев А.Н. О мартингалных методах в задачах о пересечении границ броуновским движением // *Современные проблемы математики*. 2007. № 8. С. 3–78.
- Balka J., Desmond A.F., McNicholas P.D. Review and implementation of cure models based on first hitting times for Wiener process // *Lifetime Data Analysis*. 2009. № 15. pp. 147–176.
- Кобзарь А.И. Прикладная математическая статистика. Для инженеров и научных работников. М.: ФИЗМАТЛИТ. 2012. 816 с.
- Городецкий А.А., Соколова С.П., Ковтун В.С. и т.д. Термооптические характеристики терморегулирующих покрытий космических аппаратов «Ямал-200» // *Известия РАН. Энергетика*. 2011. № 3. С. 23–36.

References

- ISO 17851. *Space systems – Space environment simulation for material tests – General principles and criteria*. ISO; 2016. 24 p.
- Sharma AK, Sridhara N. Degradation of thermal control materials under a simulated radiative space environment. *Advances in Space Research*. 2012;(50):1411–1424.
- Liu T, Sun Q, Meng J et al. Degradation modelling of satellite thermal control coatings in a low earth orbit environment. *Solar Energy*. 2016;(139):467–474.
- Gorodetskii AA, Kovtun VS, Frolov IV. Results of a space experiment to study the characteristics of thermoregulating coatings in geostationary orbit. *Izvestiya RAN. Energetika*. 2016;(3):93–101. (In Russ.).
- Wang X, Balakrishnan N, Guo B. Residual life estimation based on a generalized Wiener degradation process. *Reliability Engineering and System Safety*. 2014;(124):13–23.
- Basov AA, Prokhorov YuM, Surguchev OV. Heat pipe radiators in spacecraft thermal control systems. *Izvestiya RAN. Energetika*. 2011;(3):37–41. (In Russ.).
- Malozemov VV, Kudriavtseva NS, Alekseev VA. Joint optimization of the thermal control system and cooled instruments characteristics. *SAE Paper № 941376*. 24th SAE International Conference (20–23 June 1994. Germany. 10 p.).
- Belyavskii AE, Kudryavtseva NS, Sorokin AE. Hybrid radiator for spacecraft thermal control systems. *Russian Engineering Research*. 2022;42(1):57–59.
- Gasnikov AV. (ed.). *Lectures on random processes*. Moscow. MFTI. 2019. 285 p.

10. Whitmore GA, Schenkelberg F. Modelling accelerated degradation data using Wiener diffusion with a time scale transformation. *Lifetime Data Analysis*. 1997;(3): 27–45.
11. Shiryaev AN. On martingale methods in problems of crossing boundaries by Brownian motion. *Sovremennye problemy matematiki*. 2007;(8):3–78. (In Russ.).
12. Balka J, Desmond AF, McNicholas PD. Review and implementation of cure models based on first hitting times for Wiener process. *Lifetime Data Analysis*. 2009;(15): 147–176.
13. Kobzar' AI. Applied Mathematical Statistics. For Engineers and Scientists. Moscow: FIZMATLIT; 2012. 816 p. (In Russ.).
14. Gorodetskii AA, Sokolova SP, Kovtun VS et al. Thermo-optical characteristics of the thermal control coatings of the Yamal-200 spacecraft. *Izvestiya RAN. Energetika*. 2011;(3):23–36. (In Russ.).