

Труды МАИ. 2023. № 132
Trudy MAI, 2023, no. 132

Научная статья

УДК 539.3

URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=176842>

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ДОЗЫ ИЗЛУЧЕНИЯ НА ФИЗИКО-МЕХАНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПОЛИИМИДНЫХ ПЛЕНОК С МЕТАЛЛИЗИРОВАННЫМИ ПОКРЫТИЕМ ЭЛЕМЕНТОВ ЭКРАННО-ВАКУУМНОЙ ТЕПЛОИЗОЛЯЦИИ

Полина Федоровна Пронина

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
МАИ, Москва, Россия,

proninapf@mai.ru

Аннотация. Регулирование внешнего теплообмена является одной из основополагающей задачей для функционирования космического аппарата. К регулированию внешнего теплообмена относят термооптические покрытия и ЭВТИ. Типичное обычное покрытие ЭВТИ состоит из 10-120 металлизированных полимерных пленок, разделенных стеклотканью (стекловуалью) или сетками из полиэстера. ЭВТИ— лучший теплоизоляционный материал для использования в вакууме и предпочтительный изоляционный материал для космических кораблей и криогенных систем. Однако традиционный ЭВТИ имеет ряд недостатков: трудно или невозможно поддерживать требуемое значение зазора между слоями пленки, трудно обеспечить стабильные рабочие характеристики, сложный процесс изготовления и монтажа. При этом ЭВТИ может подвергаться механическим воздействиям не только

при монтаже, но и в процессе эксплуатации. Все это может привести к изменению плотности укладки экранов, в результате чего приведет к не стабильным теплофизическим характеристикам. Работа посвящена исследованию влияния дозы излучения на физико-механические характеристики полиимидных пленок с металлизированными покрытием элементов экранно-вакуумной (ЭВТИ) теплоизоляции. Проведено испытание на растяжение прямоугольных образцов производства НПП Полиплен марки ПМ-1ЭУ-ОА с алюминиевым покрытием. Предварительно часть образцов подверглось излучению равному 25 кГр, 50 кГр. В ходе исследования были получены диаграммы: напряжения - деформация, определенная на испытаниях на растяжение образца и перемещения – нагрузка. Определен модуль Юнга, предел прочности и соответствующие ему деформации для каждого типа образца. Определено влияние уровня излучения на каждый из исследуемый параметр.

Ключевые слова: полиимидные пленки с металлизированным покрытием, экранно-вакуумная теплоизоляция, испытание на растяжение, физико-механические характеристики

Финансирование: работа выполнена с финансовой поддержкой государственного проекта Министерства образования и науки РФ «Код проекта FSFF-2023-0007».

Для цитирования: Пронина П.Ф. Исследование влияния дозы излучения на физико-механические характеристики полиимидных пленок с металлизированными покрытием элементов экранно-вакуумной теплоизоляции // Труды МАИ. 2023. № 132. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=176842>

Original article

INVESTIGATION OF RADIATION DOSE EFFECT ON PHYSICAL AND MECHANICAL CHARACTERISTICS OF METALIZED POLYIMIDE FILMS OF SCREEN-VACUUM HEAT INSULATION ELEMENTS

Polina F. Pronina

Moscow Aviation Institute (National Research University), MAI,

Moscow, Russia

proninapf@mai.ru

Abstract. External heat transfer regulation is one of the fundamental tasks for a spacecraft operation. Thermo-optical coatings and EVTIs are being related to the external heat exchange control. A typical conventional EVTI coating consists of 10-120 metallized polymer films separated by glass fibers (glass voile) or polyester meshes. EVTI is the best thermal insulation material for vacuum applications and is the preferred insulation material for both spacecraft and cryogenic systems. However, traditional EVTI displays a number of disadvantages, such as its difficulty or impossibility to maintain the required value of the gap between the film layers; the difficulty of ensuring stable performance characteristics; complex manufacturing and installation process. EVTI may be subjected herewith to the mechanical impacts not only while installation, but during operation as well. All this may lead to the changes in the tacking screens density, resulting in unstable thermo-physical characteristics. The work deals with the istudy of the radiation dose impact on physical and mechanical characteristics of polyimide films with metallized coating of screen-vacuum (EVTI) thermal insulation elements. The tensile test of rectangular samples produced by

SPE Polyplen of PM-1EU-OA grade with aluminum coating was performed. Preliminary part of samples was subjected to radiation equal to 25 kGy, 50 kGy. In the course of the study the following diagrams were obtained: the stress-strain diagram determined at tensile tests of the sample, and displacement-loading of the sample. The level of radiation effect on each studied parameter was determined.

Keywords: metalized polyimide films, screen-vacuum thermal insulation, tensile test, physical and mechanical characteristics.

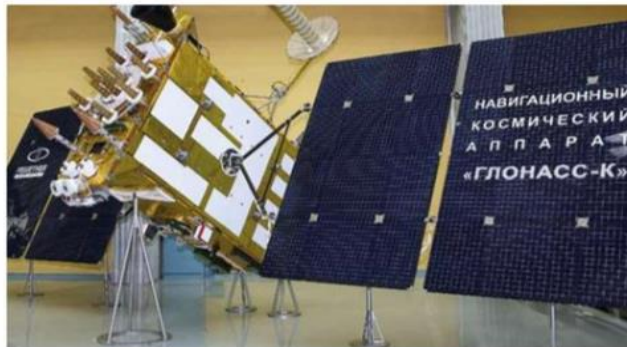
Funding: the work was carried out as part of the state task of the Ministry of Education and Science of Russia, the topic number FSFF-2023-0007

For citation: Pronina P.F. Investigation of radiation dose effect on physical and mechanical characteristics of metalized polyimide films of screen-vacuum heat insulation elements.

Trudy MAI, 2023, no. 132. [URL: https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=176842](https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=176842)

Введение

Надежное функционирование всех систем космического аппарата (КА) обеспечивается поддержанием допустимого теплового режима с помощью специальной бортовой системы – системы обеспечения теплового режима (СОТР) [1-2]. Под СОТР подразумевается комплекс бортовых устройств и элементов конструкции, специализированных для поддержки необходимого теплового режима КА. Пример СОТР на КА Глонасс представлен на Рисунке 1.



Пример КА «Глонасс-М» с герметичной СОТР Пример КА «Глонасс-К» с негерметичной СОТР 14

Рисунок 1 - Космический аппарат с СОТР

В работах [3-8] Один из новых видов ЭВТИ- Интегрированная многослойная изоляция (Рисунок 2) (Integrated MLI). Интегрированная многослойная изоляция предлагает несколько преимуществ по сравнению с обычной ЭВТИ [3].



Рисунок 2 - Интегрированная многослойная изоляция

а-Дискретные полимерные прокладки [4], изготовленные методом микроформования, для разделения слоев изоляции IMLI компании Quest, б- NASA's Green Propellant Infusion Mission (GPIM) с интегрированной ЭВТИ [4] (IMLI- Integrated MLI)

Она разрабатывается как улучшенная альтернатива традиционной ЭВТИ. Типичное обычное покрытие ЭВТИ состоит из 10-120 металлизированных полимерных пленок, разделенных стеклотканью (стекловуалью) или сетками из полиэстера. ЭВТИ— лучший теплоизоляционный материал для использования в вакууме и предпочтительный изоляционный материал для космических кораблей и криогенных систем. Однако традиционный ЭВТИ имеет ряд недостатков: трудно или невозможно поддерживать требуемое значение зазора между слоями пленки, трудно обеспечить стабильные рабочие характеристики, сложный процесс изготовления и монтажа [9-14]. При этом ЭВТИ может подвергаться механическим воздействиям не только при монтаже, но и в процессе эксплуатации. Все это может привести к изменению плотности укладки экранов, в результате чего приведет к не стабильным теплофизическим характеристикам [15-20].

1. Материалы и методы

Теплоизоляция на КА типа ЭВТИ в основном применяется на основе гофрированной полиэтилентерефталатной пленки ПЭТФ-ДА, металлизированной с двух сторон алюминием, и стекловуали в качестве разделительной перегородки. В работе исследуется физико-механические характеристики образцов производства НПП Полиплен марки ПМ-1ЭУ-ОА с алюминиевым покрытием. Образцы вырезались из полиимидного металлизированного рулона ширина которой составляла 600мм, Рисунок 3.



Рисунок 3. Полиимидный металлизированный рулон

Образцы для механических испытаний вырезались габаритами 25ммx100мм скальпелем. Всего было получено 3 образца. Два из которых были подвержены излучению равному 25 кГр, 50 кГр.

Облучение проводилось на линейном ускорителе электронов LINS-03-350 (фирмы RadiaBeam Systems, США) с горизонтальным не сканируемым пучком при энергии 3 МэВ, длительности импульса 4 мкс и частоте повторения импульсов 50 Гц.

Доза за импульс при воздушном зазоре 26 см составляла $2,7 \pm 0,1$ Гр. Облучение проводилось на воздухе.

Все квазистатические испытания проводились на универсальной электромеханической машине Instron 5969. Скорость движения траверсы в испытаниях на растяжение составляла 0,5 мм/мин. В связи с тем, что образец имел зеркальную поверхность, то использование видеоэкстензометра не представлялось возможным. Для определения истинных деформаций определялась кривая податливости, с учетом которой определялись истинные деформации образца путем вычитания из основных полученных результатов значения податливости [9,10].

2. Результаты и обсуждение

Получены диаграмма напряжения – деформации, определенной в испытаниях на растяжение для образца, представленная на Рисунке 4а, а диаграмма перемещение – нагрузка, представленная на Рисунке 4б. В ходе испытания был определен модуль упругости, предел прочности и соответствующие ему деформации.

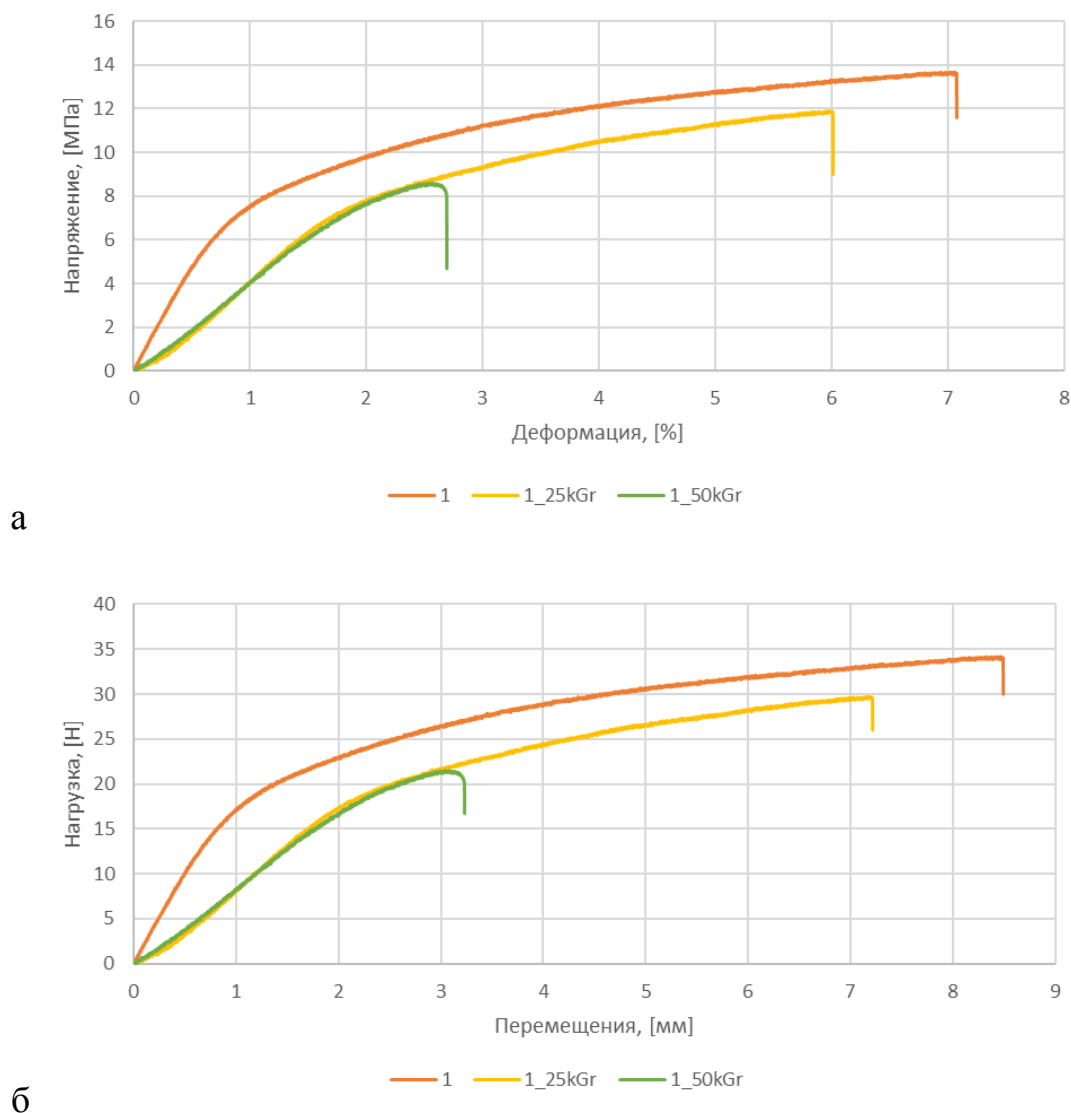


Рисунок 4 - Результаты испытаний

а-диаграмма напряжение - деформация, определенная на испытаниях на растяжение образца, б-диаграмма перемещение – нагрузка, определенная на испытаниях на растяжение образца

Модуль упругости у необлучённого образца равен 9,72 ГПа, предел прочности составил 13,8 МПа, а деформация 7,07%. Модуль упругости у облучённого образца 25 кГр, равен 4 ГПа, предел прочности составил 11,8 МПа, а деформация 6,01%. Модуль упругости у облучённого образца 50 кГр, равен 3,5 ГПа, предел прочности составил 8,6 МПа, а деформация 2,69%.

Выводы

С учетом полученных результатов можно сделать выводы что даже не существенное излучение порядка 25 кГр влияют на модуль упругости материала. Влияние излучения в первую очередь изменяет упругость материала, а при дальнейшем увеличении уровня излучения падает прочность и предельная деформация материала. Увеличение уровня излучения не существенно меняет модуль упругости материала, однако практически соразмерно влияет на прочностные характеристики.

Список источников

1. Малоземов В.В. Тепловой режим космических аппаратов. - М.: Машиностроение, 1980. - 232 с.
2. Цаплин С.В., Большев С.А. Моделирование температурного поля оптико-электронного телескопического комплекса космического аппарата // Всероссийская научно-техническая конференция, посвященная 50-летию образования ЦСКБ и 90-летию со дня рождения Д.И. Козлова (Самара, 28 сентября – 3 октября 2009): сборник материалов. – Самара: ЦСКБ- Прогресс, 2009. С. 125–130.

3. NASA NTRS 19990047691. Multilayer Insulation Material Guidelines, 1999. URL: https://archive.org/details/NASA_NTRS_Archive_19990047691
4. NASA NTRS 19720000154. Method of determining thermal conductivity in multilayer insulation systems. Marshall Space Flight Center, 1972. URL: <https://ntrs.nasa.gov/citations/19720000154>
5. NASA Tech Brief Integrated Multilayer Insulation. John H. Glenn Research Center
Wednesday, April 01 2009. URL: <file:///C:/Users/lenovo/Downloads/NASA%20Tech%20Brief%20Integrated%20Multilayer%20Insulation.pdf>
6. Wrapped multilayer insulation. URL: <https://www.questthermal.com/products/wrapped-mli>
7. Dye S., Kopelove A., Mills G.L. Novel load responsive multilayer insulation with high in-atmosphere and on-orbit thermal performance. URL: <file:///C:/Users/lenovo/Downloads/Novel%20Load%20Responsive%20LRMLI%20JCryo%20article.pdf>
8. Integrated and load responsive multilayer insulation, 2010. URL: https://www.researchgate.net/publication/241231485_Integrated_and_Load_Responsive_Multilayer_Insulation
9. Рабинский Л.Н., Бабайцев А.В., Шестеркин П.С. Исследование влияния проката в слоях алюмостеклопластика на статические и динамические свойства // Труды МАИ. 2022. № 124. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=166911>. DOI: [10.34759/trd-2022-124-05](https://doi.org/10.34759/trd-2022-124-05)

10. Пронина П.Ф. Аналитическое моделирование теплопереноса в элементах экранно-вакуумной теплоизоляции // Труды МАИ. 2023. № 130. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=174599>. DOI: [10.34759/trd-2023-130-04](https://doi.org/10.34759/trd-2023-130-04)
11. Каганер М.Г. Тепловая изоляция в технике низких температур. – М.: Машиностроение, 1966. - 275 с.
12. Блох А.Г. Основы теплообмена излучением. – М.-Л.: Госэнергоиздат, 1962. -331 с.
13. Зайцев Д.О., Павлов Д.А., Нестечук Е.А. Методика контроля технического состояния бортовых систем ракет-носителей на основе обработки быстроменяющихся параметров // Труды МАИ. 2021. № 121. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=162665>. DOI: [10.34759/trd-2021-121-18](https://doi.org/10.34759/trd-2021-121-18)
14. Малоземов В.В., Кутепов С.Н., Логинов С.Н. Выбор проектных параметров перспективных систем обеспечения теплового режима ЛА. - М.: Изд-во МАИ, 1989. - 68 с.
15. Залетаев В.М., Капинос Ю.В., Сургучов О.В. Расчет теплообмена космического аппарата. - М.: Машиностроение, 1982. – 152 с.
16. Кудрявцева Н.С. Основы проектирования эффективных систем терморегулирования космических аппаратов. - М.: Изд-во МАИ, 2012. – 228 с.
17. Малетин А.Н., Глущенко А.А., Мишина О.А. Исследование возможностей современных космических средств по мониторингу объектов в околоземном космическом пространстве // Труды МАИ. 2022. № 127. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=170306>. DOI: [10.34759/trd-2022-127-21](https://doi.org/10.34759/trd-2022-127-21)

18. Авдеевский В.С., Галицкий Б.М. и др. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике. - М.: Машиностроение, 1992. – 528 с.
19. Иванов Г.М. и др. Теплотехнические измерения и приборы. - М.: Изд-во МЭИ, 2005. - 460 с.
20. Жунь Г.Г. Исследование экранно-вакуумной теплоизоляции с новыми материалами // Энергосбережение. Энергетика. Энергоаудит. 2012. № 8 (102). С. 59 - 63.

References

1. Malozemov V.V. *Teplovoi rezhim kosmicheskikh apparatov* (Thermal regime of spacecrafts), Moscow, Mashinostroenie, 1980, 232 p.
2. Tsaplin S.V., Bolychev S.A. *Vserossiiskaya nauchno-tekhnicheskaya konferentsiya, posvyashchennaya 50-letiyu obrazovaniya TsSKB i 90-letiyu so dnya rozhdeniya D.I. Kozlova: sbornik materialov*. Samara, TsSKB - Progress, 2009, pp. 125–130.
3. NASA NTRS 19990047691. *Multilayer Insulation Material Guidelines*, 1999. URL: https://archive.org/details/NASA_NTRS_Archive_19990047691
4. NASA NTRS 19720000154. *Method of determining thermal conductivity in multi-layer insulation systems*. Marshall Space Flight Center, 1972. URL: <https://ntrs.nasa.gov/citations/19720000154>
5. NASA Tech Brief *Integrated Multilayer Insulation*. John H. Glenn Research Center Wednesday, April 01 2009. URL: <file:///C:/Users/lenovo/Downloads/NASA%20Tech%20Brief%20Integrated%20Multilayer%20Insulation.pdf>

6. *Wrapped multilayer insulation*. URL: <https://www.questthermal.com/products/wrapped-mli>
7. Dye S., Kopelove A., Mills G.L. *Novel load responsive multilayer insulation with high in-atmosphere and on-orbit thermal performance*. URL: <file:///C:/Users/lenovo/Downloads/Novel%20Load%20Responsive%20LRMLI%20JCryo%20article.pdf>
8. *Integrated and load responsive multilayer insulation*, 2010. URL: https://www.researchgate.net/publication/241231485_Integrated_and_Load_Responsive_Multilayer_Insulation
9. Rabinskii L.N., Babaitsev A.V., Shesterkin P.S. *Trudy MAI*, 2022, no. 124. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=166911>. DOI: [10.34759/trd-2022-124-05](https://doi.org/10.34759/trd-2022-124-05)
10. Pronina P.F. *Trudy MAI*, 2023, no. 130. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=174599>. DOI: [10.34759/trd-2023-130-04](https://doi.org/10.34759/trd-2023-130-04)
11. Kaganer M.G. *Teplovaya izolyatsiya v tekhnike nizkikh temperatur* (Thermal isolation in low temperature technology), Moscow, Mashinostroenie, 1966, 275 p.
12. Blokh A.G. *Osnovy teploobmena izlucheniem* (Fundamentals of heat exchange by radiation), Moscow-Leningrad, Gosenergoizdat, 1962, 331 p.
13. Zaitsev D.O., Pavlov D.A., Nestechuk E.A. *Trudy MAI*, 2021, no. 121. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=162665>. DOI: [10.34759/trd-2021-121-18](https://doi.org/10.34759/trd-2021-121-18)
14. Malozemov V.V., Kutepov S.N., Loginov S.N. *Vybor proektnykh parametrov perspektivnykh sistem obespecheniya teplovogo rezhima LA* (Selection of Design Parameters of Perspective Systems for Provision of Aircraft Thermal Mode), Moscow, Izd-vo MAI, 1989, 68 p.

15. Zaletaev V.M., Kapinos Yu.V., Surguchov O.V. *Raschet teploobmena kosmicheskogo apparata* (Calculation of Spacecraft Heat Exchange), Moscow, Mashinostroenie, 1982, 152 p.
16. Kudryavtseva N.S. *Osnovy proektirovaniya effektivnykh sistem termoregulirovaniya kosmicheskikh apparatov* (Fundamentals of Design of Effective Systems of Spacecraft Thermoregulation), Moscow, Izd-vo MAI, 2012, 228 p.
17. Maletin A.N., Glushchenko A.A., Mishina O.A. *Trudy MAI*, 2022, no. 127. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=170306>. DOI: [10.34759/trd-2022-127-21](https://doi.org/10.34759/trd-2022-127-21)
18. Avduevskii V.S., Galitseiskii B.M. et al. *Osnovy teploperedachi v aviatsionnoi i raketno-kosmicheskoi tekhnike* (Fundamentals of Heat Transfer in Aviation and Rocket-Space Engineering), Moscow, Mashinostroenie, 1992, 528 p.
19. Ivanov G.M. et al. *Teplotekhnicheskie izmereniya i pribory* (Thermal engineering measurements and devices), Moscow, Izd-vo MEI, 2005, 460 p.
20. Zhun' G.G. *Energoberezhenie. Energetika. Energoaudit*, 2012, no. 8 (102), pp. 59-63.

Статья поступила в редакцию 11.08.2023

Одобрена после рецензирования 18.08.2023

Принята к публикации 27.10.2023

The article was submitted on 11.08.2023; approved after reviewing on 18.08.2023; accepted for publication on 27.10.2023