

# ИННОВАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ В АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ

---

УДК 66.047

DOI:10.34759/vst-2020-4-222-228

## ВЛИЯНИЕ ДЛИТЕЛЬНОГО ХРАНЕНИЯ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ЭЛЕМЕНТОВ ТЕРМОРЕГУЛИРУЮЩИХ ПОКРЫТИЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Вятлев П.А.<sup>1\*</sup>, Сергеев Д.В.<sup>1\*\*</sup>, Сысоев А.К.<sup>2</sup>, Сысоев В.К.<sup>1\*\*\*</sup>

<sup>1</sup> Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина,  
ул. Ленинградская, 24, Химки, Московская область, 141400, Россия

<sup>2</sup> Донской государственный технический университет (ДГТУ),  
площадь Гагарина, 1, Ростов-на-Дону, 344000, Россия

\* e-mail: vyatlev@laspace.ru

\*\* e-mail: sdv@laspace.ru

\*\*\* e-mail: sysoev@laspace.ru

Статья поступила в редакцию 16.07.2020

---

В космической технике в качестве пассивных средств системы обеспечения теплового режима распространены оптические терморегулирующие покрытия, состоящие из сверхтонких элементов толщиной порядка 150 мкм из оптического радиационно-стойкого стекла марки К-208. В статье рассмотрено влияние длительного хранения (с 2007 г.) при нормальных климатических условиях на прочностные характеристики и термостойкость стеклянных элементов, изготовленных методами алмазного скрайбирования и сквозного управляемого лазерного термораскалывания. В результате проведенных измерений установлено, что после длительного хранения прочность стеклянных элементов, изготовленных методом алмазного скрайбирования, снижается примерно на 20%, а полученных посредством лазерного термораскалывания практически не изменяются.

*Ключевые слова:* терморегулирующие стеклянные покрытия, механическая прочность стеклянных элементов, управляемое лазерное термораскалывание.

---

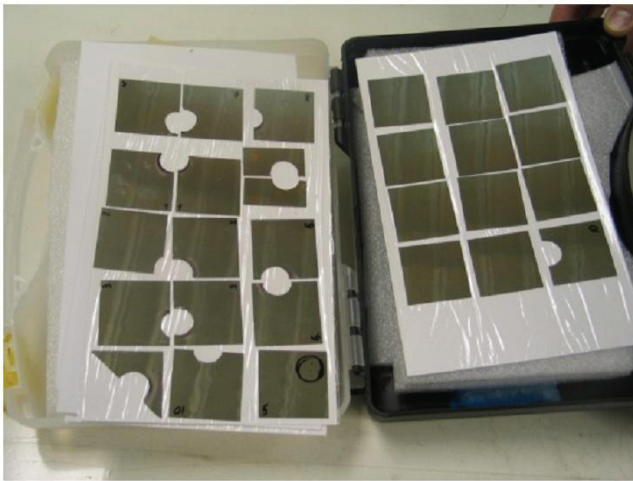
### Введение

Стеклообразные элементы из радиационно-стойкого оптического стекла марки К-208 с толщиной порядка 150 мкм и размерами от 20×10 до 80×40 мм применяются для изготовления терморегулирующих покрытий, используемых в космических аппаратах (КА) [1–12]:

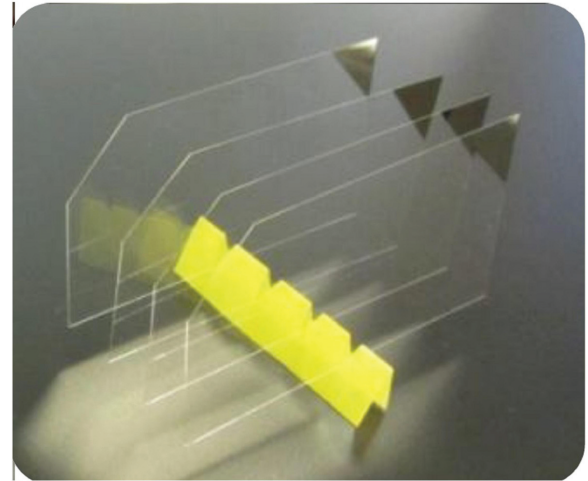
— защитных покрытий фотоэлементов солнечных батарей;

— термооптических покрытий радиаторов-теплообменников систем терморегулирования (рис. 1).

На стеклообразные элементы, предназначенные для радиаторов-излучателей, с одной стороны



а)



б)

Рис. 1. Стекланные элементы для космических аппаратов: а — напыленные элементы для радиационных радиаторов; б — защитные элементы фотопреобразователей

наносятся тонкие отражающие серебряные покрытия, а с другой стороны напыляются прозрачные пленки из оксида индия для снятия электростатических разрядов. Данная технология изготовления термооптических покрытий широко применяется в ЕКА и NASA [5, 8], а также в ГК «Роскосмос» [11].

К стекланным элементам предъявляются высокие требования по эксплуатационным характеристикам, к которым, в первую очередь, относятся механическая прочность и термостойкость.

Технология изготовления стекланных элементов основана на нагреве полированных стекланных блоков из стекла К-208 размером 400×400×400 мм до высоковязкого состояния с последующей вытяжкой стеклоленты толщиной около 150 мкм и шириной около 60 мм через фильеру из нержавеющей стали [13].

Качество полировки фильеры определяет качество поверхности стеклоленты. Данный способ изготовления позволяет получить ленту из стекла марки К-208 с толщинами от 80 до 200 мкм. Стеклолента толщиной 150 мкм получается вытягиванием стекломассы при температуре от 920 до 940 °С через фильеру с шириной щели 4,5 мм со скоростью вытяжки 23—28 мм/с в зависимости от температуры печи. Увеличение скорости вытяжки до 38 мм/с позволяет вытягивать стеклоленту толщиной 80 мкм.

После вытяжки происходит отжиг стеклоленты в электрической камерной печи для снятия внутренних напряжений в стекле, возникающих при остывании после вытяжки.

Далее производится размерная резка стеклоленты на элементы требуемых размеров, которая осуществляется двумя способами: при помощи алмазного инструмента для скрайбирования либо при помощи метода лазерного термораскалывания на созданной для этой цели установке [15] (рис. 2).

Стоит отметить, что существует еще один метод изготовления стекланных элементов — склеивание пачки стекол с последующей резкой на стекланные элементы и их обработкой посредством шлифования и полировки. После обработки пачка элементов расклеивается в специализированной жидкости. Данная технология изготовления достаточно затратна и может применяться только при очень больших объемах производства.

### Механическая прочность и термостойкость стекланных элементов

Метод управляемого лазерного термораскалывания хрупких неметаллических материалов, таких, как стекло [15—17], имеет ряд неоспоримых преимуществ: высокую точность и скорость обработки, низкую энергоемкость и себестоимость процесса обработки. Данный метод был применен в проведенных экспериментах для изготовления стекланных элементов из стеклоленты.

Однако в литературе, посвященной управляемому лазерному термораскалыванию, весьма мало сведений о характеристиках изделий, получаемых по данной технологии. К таким характеристикам относятся, прежде всего, механическая прочность и термостойкость.

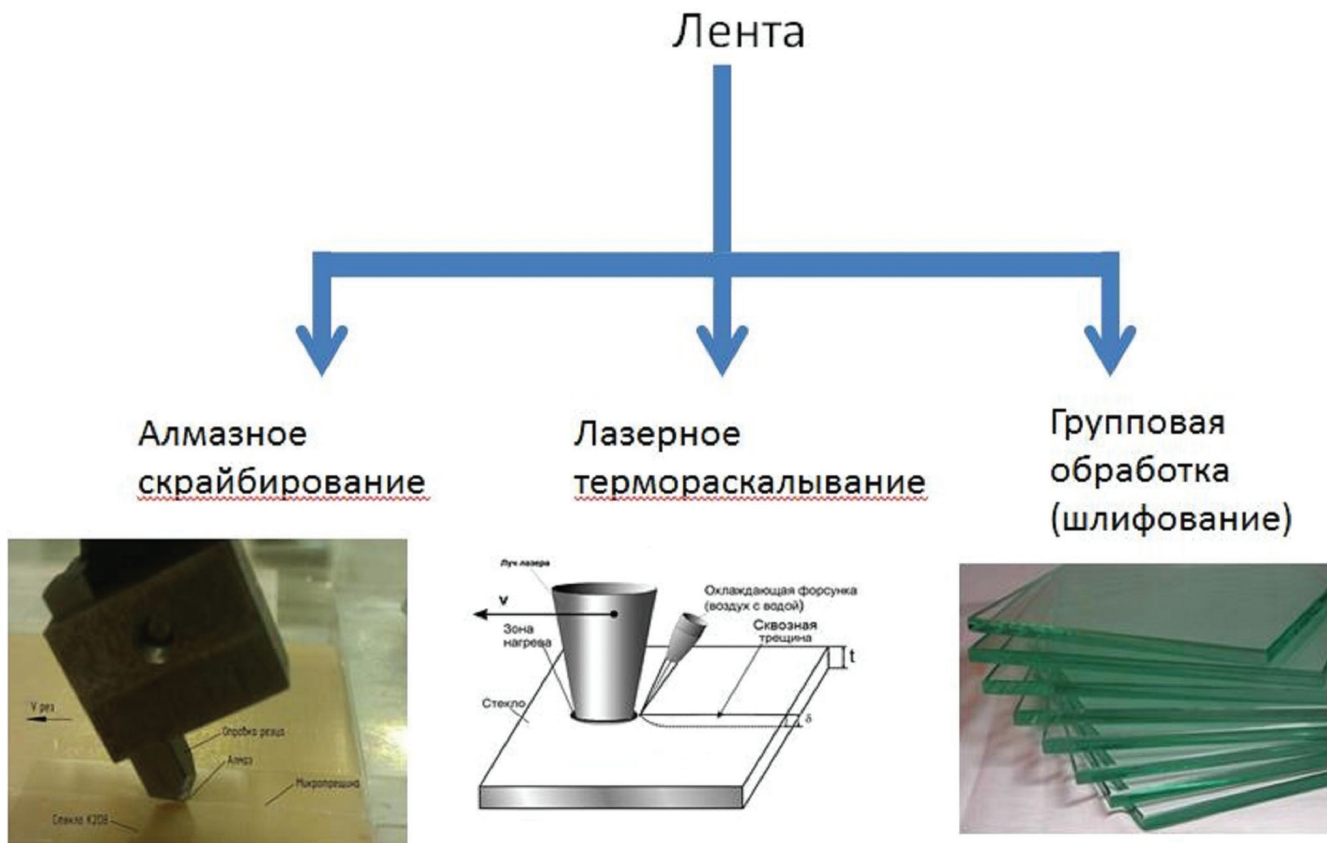


Рис. 2. Резка ленты на стеклоэлементы

Цель настоящей работы — исследование прочностных характеристик стеклянных элементов, изготовленных различными методами, после процесса длительного хранения, что отчасти моделирует процесс эксплуатации таких элементов в космосе.

Методика определения прочностных характеристик заключалась в следующем: изготовленные различными методами образцы из стекла толщиной 0,15 мм при помощи прибора РМ-500 подвергались механическим испытаниям по трехточечной схеме. Измерялись характеристики образцов, изготовленных двумя способами:

- алмазным скрайбированием с последующим механическим доломом по линии реза;
- лазерным термораскалыванием — образованием сквозной микротрещины под воздействием излучения CO<sub>2</sub>-лазера (далее «термораскалывание»).

Все образцы изготавливались из одной партии стекла. Для каждого из способов обработки получено не менее 100 образцов (по 50 образцов до и после длительного хранения). На рис. 3 представлены прочностные характеристики образцов стекол: 1, 2 — лазерное термораскалывание до и

после хранения; 3, 4 — алмазное скрайбирование до и после хранения; F — прочность образца. Номера образцов присваивались последовательно от наименьшей прочности к наибольшей. Из этого рисунка можно сделать следующие выводы: образцы, изготавливаемые методом управляемого лазерного термораскалывания (кривая 2), имеют наибольшую прочность и наименьший разброс по параметрам; образцы, изготовленные в режиме алмазного скрайбирования, имеют меньшую прочность и больший разброс значений прочности.

Часть образцов, изготовленных по двум технологиям, помещались в коробки и хранились при нормальных климатических условиях с 2007 г. В 2019 году эти партии стеклянных элементов подверглись механическим испытаниям по вышеописанным методикам. Результаты этих испытаний также показаны на рис. 3. Образцы, изготовленные по методике лазерного термораскалывания, имели ту же прочность, что и образцы 2007 г. Это объясняется тем, что данная технология не дает краевых дефектов, которые определяют конечную прочность стеклянных элементов. Прочность образцов, полученных алмазным скрайби-

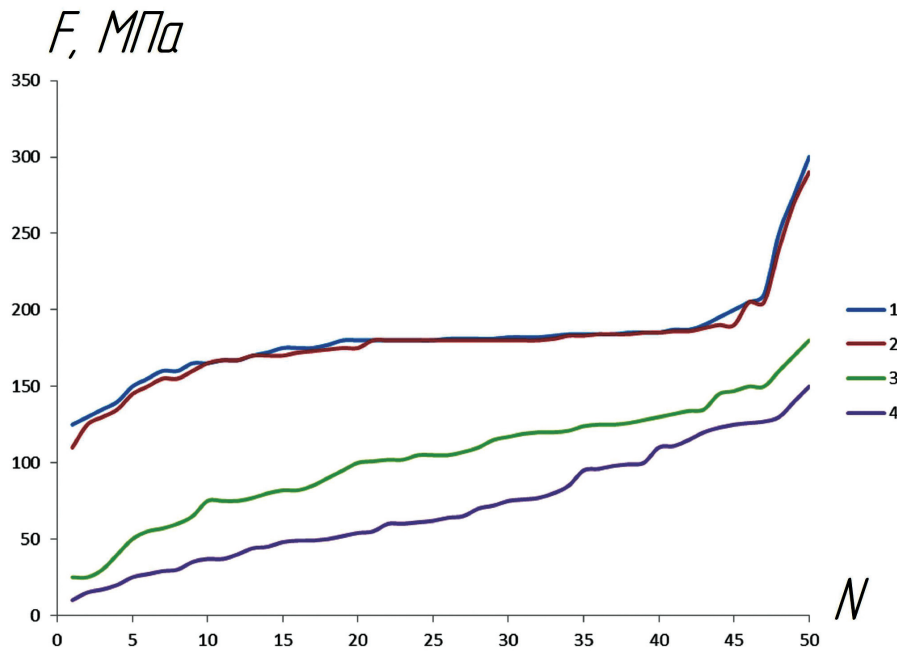


Рис. 3. Прочностные характеристики стеклянных образцов: 1 — лазерное термораскалывание (до хранения); 2 — лазерное термораскалывание (после хранения); 3 — алмазное скрайбирование (до хранения); 4 — алмазное скрайбирование (после хранения)

рованием, ухудшилась после столь длительного хранения, что обусловлено временным развитием краевых дефектов [18].

Помимо прочностных характеристик полученных стеклянных элементов, измерялась термостойкость дополнительных партий образцов, полученных по обоим технологиям в 2007 г. и после длительного хранения в 2019 г.

Термостойкость определяли методом вертикального погружения нагретых образцов в холодную воду.

Как видно из таблицы, самую низкую термостойкость имеют образцы, полученные алмазным скрайбированием.

Термостойкость образцов стека после лазерного термораскалывания находится на уровне термостойкости поверхности основного материала. Причем при испытании образцов после алмазного скрайбирования разрушение начиналось со стороны линии реза. При испытании же образцов после лазерного термораскалывания разруше-

ние начиналось с поверхности образцов, кромка реза оставалась неповрежденной.

Таким образом, термостойкость сверхтонкого стекла К-208 с кромкой, полученной в результате раскроя его лазером, как минимум на 20—30 % выше, чем термостойкость стекла с краем, полученным в результате алмазного скрайбирования, что особенно важно для изделий, применяющихся в космической технике, где существуют большие перепады температуры.

Повторные испытания партий образцов, полученных в 2007 г. и 2019 г., показали, что образцы, полученные лазерным термораскалыванием, повторили свои параметры, а вот образцы, полученные алмазным скрайбированием, несколько ухудшили свои параметры.

**Выводы**

Результаты экспериментов подтверждают высокую эффективность управляемого лазерного термораскалывания при изготовлении стеклянных

Термостойкость стеклянных элементов (толщина 150 мкм)

Способ изготовления	2007 г.	2019 г.
Алмазное скрайбирование	102 ± 10 %	85 ± 10 %
Лазерное термораскалывание	151 ± 10 %	150 ± 10 %

элементов из тонкого стекла К-208 для терморегулирующих покрытий КА.

Механическая прочность и термостойкость стеклянных элементов после длительного хранения являются достаточными для использования их в изделиях ракетно-космической техники.

Стоит отметить, что исследования механической прочности стеклянных изделий после длительного хранения, выполненные различными авторами и представленные в [19, 20], проводились на материалах с значительно большей толщиной (более 1,5 мм), чем стеклянные элементы терморегулирующих покрытий.

Таким образом, данные, приведенные в настоящей статье, являются основой для физико-технического анализа при дальнейших работах по повышению качества стеклянных элементов терморегулирующих покрытий.

### Библиографический список

1. Финченко В.С., Котляров Е.Ю., Иванков А.А. Системы обеспечения тепловых режимов автоматических межпланетных станций. — Химки: НПО Лавочкина, 2018. — 400 с.
2. Арбузов В.И. Основы радиационного оптического материаловедения: Учебное пособие. — СПб.: СПбГУИТМО, 2008. — 284 с.
3. Barker T.C. The Glassmakers — Pilkington 1826-1976. — UK, Weidenfeld & Nicolson, 1977. — 224 p.
4. Pilkington Space Technology. Low Solar Coating for Coverglasses. — Pilkington, e-catalog, 2020.
5. Hołyńska M., Tighe A., Semprimoschnig C. Coatings and Thin Films for Spacecraft Thermo-Optical and Related Functional Applications // European Space Agency, Advanced Materials Interfaces. 2018. Vol. 5. No. 11, p. 1701644. DOI: 10.1002/admi.201701644
6. Doherty K.A.J., Twomey B., McGlynn S. et al. High-Temperature Solar Reflector Coating for the Solar Orbiter // Journal of Spacecraft and Rockets. 2016. Vol. 53. No. 6, pp. 1-8. DOI: 10.2514/1.A33561
7. Putz B., Wurster S., Edwards T.E.J. et al. Mechanical and optical degradation of flexible optical solar reflectors during simulated low earth orbit thermal cycling // Acta Astronautica. 2020. Vol. 175, pp. 277-289. DOI: 10.1016/j.actaastro.2020.05.032
8. Doherty K.A.J., Carton J.G., Norman A. et al. A thermal control surface for the Solar Orbiter // Acta Astronautica. 2015. Vol. 117, pp. 430-439. DOI: 10.1016/j.actaastro.2015.09.004
9. Колесников А.В., Палешкин А.В. Численный метод моделирования внешнего теплообмена космического аппарата с произвольной формой наружных поверхностей // Вестник Московского авиационного института. 2010. Т. 17. № 4. С. 81-89.
10. Кудрявцева Н.С., Малоземов В.В. Совместная оптимизация массоэнергетических характеристик системы терморегулирования космических аппаратов и приборного комплекса при обеспечении требуемой надежности // Вестник Московского авиационного института. 2009. Т. 16. № 1. С. 5-14.
11. Свечкин В.П., Савельев А.А., Соколова С.П., Бороздина О.В. Терморегулирующее покрытие К-208СР. Технология получения, свойства и их изменения в процессе эксплуатации при воздействии факторов космического пространства // Космическая техника и технологии. 2017. № 2(17). С. 99-107.
12. Laub B., Venkatapathy E. Thermal protection system technology and facility needs for demanding future planetary missions // European Space Agency. ESA SP-544 (Noordwijk, Netherlands). 2004, pp. 239-247. ISBN 92-9092-855-7
13. Price M., Kitchin C., Eaves H., Crabb R., Buia P. Solar Cell Coverglasses for Satellites in the Intermediate Earth Orbit // 5th European Space Power Conference Proceedings (21-25 September 1988; Taragonna, Spain), pp. 569-574.
14. Липатьев А.С., Мамаджанова Е.Х., Рыженков В.С., Вятлев П.А., Сысоев В.К., Сигаев В.Н. Технология получения тонких защитных покрытий солнечных батарей для космической техники // Успехи химии и химической технологии. 2011. Т. XXV. № 5(121). С. 93-97.
15. Сысоев В.К., Булкин Ю.Н., Чадин В.С., Вятлев П.А., Захарченко А.В., Лезвинский К.Л. Управляемое гибридное светолазерное термораскалывание стекол // Письма в журнал технической физики. 2007. Т. 33. № 1. С. 54-59.
16. Сысоев В.К., Вятлев П.А., Захарченко А.В., Папченко Б.П. Увеличение эффективности управляемого лазерного термораскалывания диэлектрических материалов // Оптический журнал. 2004. Т. 71. № 2. С. 41-45.
17. Кондратенко В.С., Третьякова О.Н., Шевченко Г.Ю. Разработка средств управления лазерным технологическим оборудованием с различными кинематическими схемами // Вестник Московского авиационного института. 2015. Т. 22. № 2. С. 121-131.
18. Малов И.Е. Исследование применимости технологии лазерного управляемого термораскалывания для изготовления элементов термооптического покрытия радиаторов космических аппаратов // Научные технологии в машиностроении. 2017. № 2(78). С. 36-39.
19. Никоноров Н.В., Евстропьев С.К. Оптическое материаловедение. Основы прочности оптического стекла: Учебное пособие. — СПб.: СПбГУ ИТМО, 2009. — 102 с.
20. Солнцев С.С., Морозов Е.М. Разрушение стекла. — Изд. 3-е, стереотип. — М.: URSS, 2018. — 152 с.

## LONG-TERM STORAGE IMPACT ON SPACECRAFT TEMPERATURE-REGULATING COATING ELEMENTS CHARACTERISTICS

Vyatlev P.A.<sup>1\*</sup>, Sergeev D.V.<sup>1\*\*</sup>, Sysoev A.K.<sup>2</sup>, Sysoev V.K.<sup>1\*\*\*</sup>

<sup>1</sup> Lavochkin Research and Production Association,  
24, Leningradskaya str., Khimki, Moscow region, 141400, Russia

<sup>2</sup> Don State Technical University (DSTU),  
1, Gagarin square, Rostov-on-Don, 344000, Russia

\* e-mail: vyatlev@laspace.ru

\*\* e-mail: sdv@laspace.ru

\*\*\* e-mail: sysoev@laspace.ru

### Abstract

Thin glass elements made of K-208 brand of radiation-resistant optical glass are employed as protective coatings for solar cells and thermo-optical coatings for radiators-heat exchangers of spacecraft thermal control systems.

The glass elements manufacturing technology is based on heating polished glass blocks from K-208 glass to highly viscous state with subsequent glass tape extrusion through the stainless steel die.

The glass tape size-cutting and blanks obtaining of the required size is performed with diamond tools for scribing, or by the laser thermosplitting technique.

The presented article studies strength characteristics and heat resistance of glass elements fabricated by various techniques after the long-term storage process, which partially models operation process of such elements in space.

The test results reveal that samples fabricated by the laser thermosplitting method have the same strength after long-term storage, as samples tested after their manufacturing in 2007. This can be explained by the fact that this technology does not produce edge effects, which define the end strength of glass elements. The strength of the samples obtained by the diamond scribbling deteriorated after such a long-term storage period, which is stipulated by the temporal evolution of edge defects.

Thermal resistance of the K-208 ultra-thin glass with the edge obtained as the result of its laying-out by laser is at least 20-30% higher than with the edge obtained by the laser scribing which is of prime importance for the products employed in space engineering, where large temperature drops occur.

The obtained results of experiments confirm high efficiency of the controlled laser thermosplitting while glass elements manufacturing from the K-208 thin glass for the spacecraft temperature-controlling coatings.

Mechanical strength and thermal resistance of glass elements after long-term storage are sufficient for their application in space-rocket engineering products.

**Keywords:** temperature-regulating glass coatings, mechanical strength of glass elements, controlled laser thermosplitting.

### References

1. Finchenko V.S., Kotlyarov E.Yu., Ivankov A.A. *Sistemy obespecheniya teplovykh rezhimov avtomaticheskikh mezhplanetnykh stantsii* (Systems for thermal modes ensuring of automatic interplanetary stations), Khimki, NPO Lavochkina, 2018, 400 p.
2. Arbuzov V.I. *Osnovy radiatsionnogo opticheskogo materialovedeniya* (Fundamentals of radiative optical material science), St. Petersburg, SPbGUITMO, 2008, 284 p.
3. Barker T.C. *The Glassmakers – Pilkington 1826-1976*. UK, Weidenfeld & Nicolson, 1977, 224 p.
4. *Pilkington Space Technology. Low Solar Coating for Coverglasses*. Pilkington, e-catalog, 2020.
5. Hołyńska M., Tighe A., Semprimoschnig C. Coatings and Thin Films for Spacecraft Thermo-Optical and Related Functional Applications. *European Space Agency, Advanced Materials Interfaces*, 2018, vol. 5, no. 11, p. 1701644. DOI: 10.1002/admi.201701644
6. Doherty K.A.J., Twomey B., McGlynn S. et al. High-Temperature Solar Reflector Coating for the Solar Orbiter. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2016, vol. 53, no. 6, pp. 1-8. DOI: 10.2514/1.A33561
7. Putz B., Wurster S., Edwards T.E.J. et al. Mechanical and optical degradation of flexible optical solar reflectors during simulated low earth orbit thermal cycling. *Acta Astronautica*, 2020, vol. 175, pp. 277-289. DOI: 10.1016/j.actaastro.2020.05.032
8. Doherty K.A.J., Carton J.G., Norman A. et al. A thermal control surface for the Solar Orbiter. *Acta Astronautica*, 2015, vol. 117, pp. 430-439. DOI: 10.1016/j.actaastro.2015.09.004
9. Kolesnikov A.V., Paleshkin A.V. Numerical method of modelling of external heat exchange of the space vehicle

- with any form of external surfaces. *Aerospace MAI Journal*, 2010, vol. 17, no 4, pp. 81-89.
10. Kudriavtseva N.S., Malozemov V.V. Joint optimization of mass and power characteristics for spacecraft thermal control system and cooled instruments under specified reliability requirements Propulsion and Power Plants. *Aerospace MAI Journal*, 2009, vol. 16, no. 1, pp. 5-14.
  11. Svechkin V.P., Savel'ev A.A., Sokolova S.P., Borozdina O.V. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii*, 2017, no. 2(17), pp. 99-107.
  12. Laub B., Venkatapathy E. Thermal protection system technology and facility needs for demanding future planetary missions. *European Space Agency. ESA SP-544* (Noordwijk, Netherlands). 2004, pp. 239-247. ISBN 92-9092-855-7
  13. Price M., Kitchin C., Eaves H., Crabb R., Buia P. Solar Cell Coverglasses for Satellites in the Intermediate Earth Orbit. *5<sup>th</sup> European Space Power Conference Proceedings (21-25 September 1988; Taragonna, Spain)*, pp. 569-574.
  14. Lipat'ev A.S., Mamadzhanova E.Kh., Ryzhenkov V.S., Vyatlev P.A., Sysoev V.K., Sigaev V.N. *Uspekhi khimii i khimicheskoi tekhnologii*, 2011, vol. XXV, no. 5(121), pp. 93-97.
  15. Sysoev V.K., Bulkin Yu.N., Chadin V.S., Vyatlev P.A., Zakharchenko A.V. *Pis'ma v zhurnal tekhnicheskoi fiziki*, 2007, vol. 33, no. 1, pp. 54-59.
  16. Sysoev V.K., Vyatlev P.A., Zakharchenko A.V., Papchenko B.P. *Opticheskii zhurnal*, 2004, vol. 71, no. 2, pp. 41-45.
  17. Kondratenko V.S., Tretiyakova O.N., Shevchenko G.Yu. Development of tools for the controlling laser-processing equipment with a various kinematic schemes. *Aerospace MAI Journal*, 2015, vol. 22, no. 2, pp. 121-131.
  18. Malov I.E. *Naukoemkie tekhnologii v mashinostroenii*, 2017, no. 2(78), pp. 36-39.
  19. Nikonorov N.V., Evstrop'ev S.K. *Opticheskoe materialovedenie. Osnovy prochnosti opticheskogo stekla* (Optical material science. Optical glass strength basics), St. Petersburg, SPbGU ITMO, 2009, 102 p.
  20. Solntsev S.S., Morozov E.M. *Razrushenie stekla* (Glass destruction). Moscow, URSS, 2018, 152 p.