

УДК 662.35

МЕХАНИЧЕСКОЕ СКРЕПЛЕНИЕ ТВЕРДОТОПЛИВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ С КОРПУСОМ

Половникова Надежда Викторовна¹,
nadiapol@mail.ru

Громов Александр Михайлович¹,
gam-gromov@yandex.ru

Теплова Ирина Игоревна²,
i.i.teplova@mail.ru

¹ АО «Федеральный научно-производственный центр "Алтай"»,
Россия, 659322, г. Бийск, ул. Социалистическая, 1Б.

² Бийский технологический институт (филиал) Алтайского государственного технического университета
им. И.И. Ползунова,
Россия, 659305, г. Бийск, ул. им. Героя Советского Союза Трофимова, 27.

Актуальность работы обусловлена необходимостью повышения эффективности добычи нефти и требованиями высокой прочности соединения на границе скрепления твердого топлива с внутренней поверхностью корпуса. Твердотопливные газогенерирующие устройства широко используются при добыче нефти для поддержания внутрипластового давления и повышения нефтедобычи скважин, особенно при добыче высоковязких видов. При этом работа газогенерирующих твердых топлив определяет эффективность добычи нефти.

Цель работы: создание способа скрепления твердого топлива с корпусом газогенератора, позволяющего расширить эксплуатационные возможности газогенератора, повысить технологичность изготовления за счет создания условий, обеспечивающих высокую прочность на отрыв между теплозащитным покрытием и топливом. При этом топливо должно быть скреплено с теплозащитным покрытием только механическим путем, без дополнительных конструктивных элементов, например, защитно-крепящего слоя и крепящего состава.

Методы исследования: определение прочности скрепления топлива с теплозащитным покрытием методом нормального отрыва, наблюдение за горением (визуализация).

Результаты. Выбрана форма профильных выступов на поверхности теплозащитного покрытия, в виде линейных полугантелей, обращенных внутрь заряда и выполненных из материала, химически совместимого с топливом. Благодаря профильным выступам обеспечивается механическое скрепление теплозащитного покрытия с топливным зарядом. В лабораторных и производственных условиях была проверена принципиальная работоспособность предложенной схемы крепления. Для этого были разработаны пресс-формы и изготовлены образцы профильного теплозащитного покрытия. Экспериментально проведена оптимизация размеров профилей. Испытания на нормальный отрыв показали, что отслоения твердого топлива от профилей теплозащитного покрытия не происходит и прочность скрепления с профильным теплозащитным покрытием находится на уровне условной прочности твердого топлива. Таким образом, подтверждена работоспособность предложенного способа крепления.

Ключевые слова:

Адгезионная прочность, твердое топливо (ТТ), газогенераторный двигатель, теплозащитное покрытие, способ скрепления ТТ с корпусом, защитно-крепящий слой, крепящий состав, фронт горения, добыча нефти.

Введение

В газогенерирующих устройствах при добыче нефти применяется твердое топливо для создания давления в нефтеносном пласте для повышения производительности скважин [1]. Одним из условий создания таких устройств является обеспечение необходимой прочности адгезионных соединений на границе составных элементов [2–9] (рис. 1): корпус – теплозащитное покрытие (ТЗП) – защитно-крепящий слой (ЗКС) – крепящий состав (КС) – твердое топливо (ТТ).

В крупногабаритных газогенераторах ТЗП защищает корпус от воздействия высокотемпературного газового потока и представляет собой эластичное покрытие на основе каучуков [10].

Для обеспечения прочного скрепления ТТ с ТЗП использовался ЗКС, представляющий собой резину, сдублированную с объемной капроновой тканью (ТКТЭ).

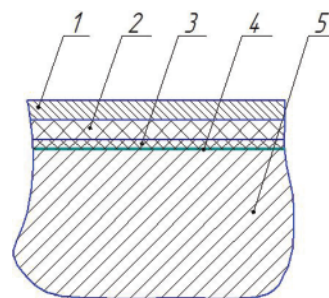


Рис. 1. Корпус газогенерирующего устройства в разрезе: 1 – корпус; 2 – теплозащитное покрытие; 3 – защитно-крепящий слой с капроновой тканью; 4 – крепящий состав; 5 – твердое топливо

Fig. 1. Engine body in section: 1 is the engine housing; 2 is the thermal-protective coating; 3 is the protective-fastening layer with a cloth of technical kapron elastic; 4 is the adhesive composition; 5 is the solid propellant

В качестве КС применяли жидкую клеюю композицию [11], которую наносили на ЗКС непосредственно перед формованием топливной массы [12, 13].

Кроме этого, для обеспечения прочного скрепления ТТ с корпусом необходимо предотвратить миграцию пластификаторов из топлива в КС и ЗКС. Этот процесс приводит к образованию в топливе переходной зоны с ухудшенными механическими характеристиками [14–20].

Существуют конструкции зарядов, где ТЗП выполняет также роль скрепляющего элемента с зарядом [21]. Подобная конструкция заряда исключает необходимость использования клея для скрепления слоя, обладающего термозащитной способностью (ТЗП), с корпусом за счет использования материала, представляющего собой каландрованный листовой материал (резиновая смесь), которым выкладывается внутренняя поверхность корпуса с последующей вулканизацией резиновой смеси при повышенных температурах (140...170 °С) и давлении (0,49...1,47 МПа) с одновременной приклейкой его к корпусу.

Недостатком такого заряда является необходимость введения в состав ТЗП, который имеет отличную от топливного заряда полимерную основу, дополнительного компонента для придания ТЗП приемлемой адгезионной способности к топливному заряду, что усложняет процесс получения ТЗП с такими функциями.

Были проведены поисковые работы по созданию бесклевого способа скрепления зарядов ТТ с корпусом двигателя, позволяющего расширить эксплуатационные возможности, повысить технологичность изготовления за счет создания условий, обеспечивающих высокую прочность на отрыв между ТЗП и топливом при достаточности использования только механического скрепления их между собой.

Известно предложение ученых США по бесклеевому скреплению топлива с корпусом [22]. В их случае скрепление обеспечивается точечными выступами различной формы на поверхности ТЗП. Одновременно предусмотрены мероприятия по дополнению механической связи применением адгезионного материала, нанесенного на поверхность ТЗП и поверхность выступов. Необходимость введения адгезионного слоя, выполнение выступов разной высоты, выполнение в них отверстий существенно усложняют технологию изготовления заряда.

Методики эксперимента

Достижение поставленной цели предлагается путем изготовления ТЗП с линейными профильными выступами [23, 24]. Схема скрепления заряда ТТ с корпусом газогенератора с помощью профильного ТЗП представлена на рис. 2.

Профильное ТЗП изготавливалось следующим образом. Металлические профилированные вкладыши закладывались в пресс-форму, на них накладывался не вулканизированный материал ТЗП, кото-

рый поддавливался и вулканизовался в пресс-форме с обогреваемыми плитами. Затем вкладыши последовательно извлекались.

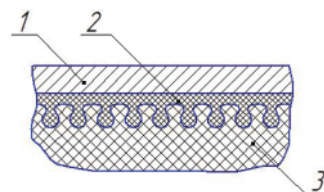


Рис. 2. Схема скрепления заряда твердого топлива с корпусом газогенератора: 1 – корпус; 2 – профильное теплозащитное покрытие; 3 – твердое топливо

Fig. 2. Scheme of fastening a solid propellant charge to the engine casing: 1 is the rocket engine body; 2 is the profile thermal-protective coating; 3 is the solid propellant

Размеры элементов профильных выступов (рис. 3) обусловлены условиями равнопрочности топлива в сечениях l и h :

$$L=l+D/2, h \geq l/2.$$

Наименьший размер профильных выступов определяется макрооднородностью ТТ. Для используемых ТТ он составляет $D \approx 3...5$ мм. Оптимальное соотношение параметров L/D подобрано экспериментально и составляет $L/D = 1,7...2$.

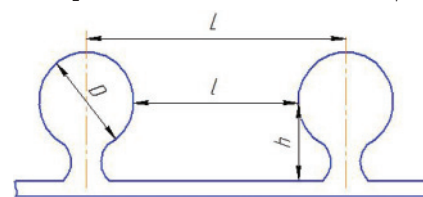


Рис. 3. Геометрические размеры профилей теплозащитного покрытия

Fig. 3. Geometrical dimensions of thermal-protective coating profiles

Результаты экспериментов

На первом этапе исследования в лабораторных условиях была проверена принципиальная работоспособность предложенной схемы крепления. Для этого были разработаны пресс-формы (рис. 4, а) и изготовлены образцы профильного ТЗП диаметром 115 мм.

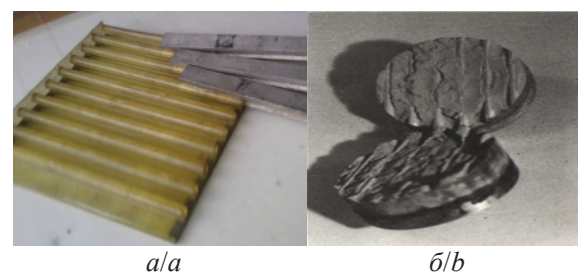


Рис. 4. Фотографии профильного теплозащитного покрытия (а) и образца скрепления диаметром 115 мм с инертным твердым топливом (б)

Fig. 4. Photos of profile thermal-protective coating (a) and bonding specimen 115 mm in diameter with inert solid fuel (b)

Эти испытания показали, что отслоения топлива от ТЗП не происходит. При растяжении образец разрушается по топливу (рис. 4, б).

На втором этапе для оптимизации размеров профилей в производственных условиях по действующей технологической документации были изготовлены и испытаны штатные образцы диаметром 25 мм. Профильное ТЗП на образцах имело различное соотношение L/D (рис. 5, а).

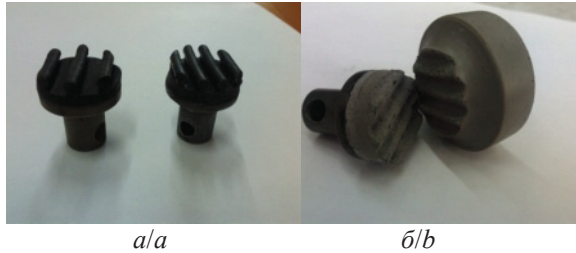


Рис. 5. Фотографии образцов-грибков с различным расстоянием между профилями (а) и разрушенного образца после испытания (б)

Fig. 5. Photos of samples-fungus with different distance between the profiles (a) and the destroyed specimen after the test (b)

Результаты испытаний представлены в таблице.

Таблица. Результаты испытаний образцов с разными профилями

Table. Test results for samples with different profiles

Показатель Index	Номер образца/Specimen number	
	Образцы с 3 профилями Specimen with 3 sections	Образцы с 4 профилями Specimen with 4 sections
D , мм (mm)	3,5	3,5
L , мм (mm)	8,6	6
L/D	2,45	1,71
Характер разрушения Fracture mode	По топливу By fuel	
$\sigma_{адг}$, Мпа (MPa)	0,33±0,02	0,37±0,01
σ , Мпа (MPa)	0,48±0,01	
$S/S_{эф}$	1,38	1,28
$\sigma_{эф}$, Мпа (MPa)	0,45±0,02	0,47±0,01

Из таблицы видно, что разрушение образцов происходило по топливу без отслоения от профильного ТЗП (рис. 5, б).

Твердое топливо по краю образца не скреплялось с ТЗП (рис. 6), поэтому в расчет на прочность закладывалась только эффективная площадь образцов ($S_{эф}$).

Полученные значения прочности скрепления ($\sigma_{эф}$) оказались на уровне прочности топлива (σ) в пределах разбросов.

Пассивный вес, создаваемый профилями ТЗП, компенсируется исключением пассивного веса КС и ЗКС с ТКГЭ, а также варьированием высоты выступов по зонам заряда [25]. Например, высота выступов в торцевых зонах варьируется в соответствии с уровнем отрывных напряжений, постепенно уменьшаясь в направлении цилиндрической части корпуса.

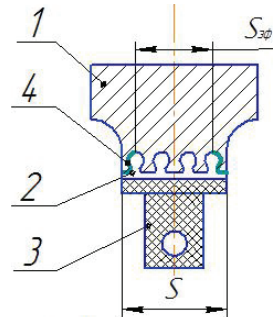


Рис. 6. Конструкция образца-грибка с бесклеевым креплением: 1 – твердое топливо; 2 – профильное теплозащитное покрытие; 3 – металлический грибок; 4 – поверхность теплозащитного покрытия, не воспринимающая нагрузку

Fig. 6. Sample-fungal construction with glue-free fastening: 1 is the solid propellant; 2 is the profile heat-shielding coating; 3 is the metallic fungus; 4 is the surface of the heat-shielding coating not absorbing the load

Разработанный способ скрепления позволяет сократить технологический цикл подготовки корпуса за счет устранения операций сушки корпуса, последующей перевозки, перегрузки, процесса нанесения КС. Бесклеевое крепление позволяет унифицировать способы скрепления различных газогенерирующих ТТ, используемых при добыче нефти, для поддержания внутрипластового давления, уменьшить процессы диффузии несвязанных жидких компонентов топлива в элементы корпуса, что дает возможность повысить сроки службы заряда за счет исключения вероятности отслоения ТТ от элементов корпуса.

Заключение

В лабораторных условиях экспериментально показана принципиальная работоспособность способа скрепления ТТ с корпусом газогенератора с применением профильного ТЗП. На образцах, изготовленных в производственных условиях, показано, что прочность скрепления с использованием профильного ТЗП (0,47 МПа) находится на уровне прочности топлива (0,48 МПа). Бесклеевой способ скрепления позволит гарантированно обеспечить прочное крепление газогенерирующих ТТ с корпусом генератора, а также надежность работы и стабильное поддержание внутрипластового давления при добыче высоковязких видов нефти.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Жуков Б.П., Фролов К.В. Интенсификация и восстановление нефтяных скважин с помощью конденсированных систем. – М.: ЛНПО «Союз», 1993. – 59 с.
2. Устройство для стендовой отработки зарядов твердого топлива: пат. Рос. Федерация № 2566852; заявл. 24.06.2014; опубл. 21.10.2015, Бюл. № 30. – 7 с.
3. Шуров В.И. Технология и техника добычи нефти. – М.: Недра, 1983. – 510 с.
4. Review on the Test Method of Adhesive Failure in Solid Rocket Motor / L. Chen, L. Gui-e, J. Jinyong, G. Qiang, W. Shaoguang // Joint International Mechanical, Electronic and Information Technology Conference. – Chongqing, China, 2015. – P. 675–679.
5. Guangming T., Zhaoxian B., Xiaohong Z. Solid Propellant Charge Design. – China: National Defense Industry Press, 2013. – 158 p.
6. Способ изготовления прочноскрепленного с корпусом ракетного двигателя заряда смесового ракетного твердого топлива: пат. Рос. Федерация № 2374213; заявл. 18.07.20084; опубл. 27.11.2009, Бюл. № 33. – 13 с.
7. Davenas A. Solid Rocket Propulsion Technology. – Oxford: Pergamon Press, 1992. – 620 p.
8. Косточко А.В., Козбан Б.М. Пороха, ракетные твердые топлива и их свойства. Физико-химические свойства порохов и ракетных твердых топлив. – М.: ИНФРА-М, 2014. – 400 с.
9. De Mores A. Increasing of adhesive bond strength at sector of bonding PLL-SPM grain // 41st International Annual Conference of ICT. – Karlsruhe, Germany, 2012. – P. 36–41.
10. Vesna Rodic. Case Bonded System for Composite Solid Propellants // Scientific Technical Review. – 2007. – № 3–4. – P. 77–81.
11. Пластификаторостойкий крепящий состав на основе олигодиеуретанэпоксидного каучука / О.И. Сидоров, Ю.М. Милехин, А.А. Матвеев, Т.П. Поисова, Н.В. Поторокина // Клеи. Герметики. Технологии. – 2013. – № 3. – С. 18–24.
12. Оптимизация режимов формирования адгезионной связи высокоэнергетического композиционного материала на основе бутадиев-нитрильного каучука с жесткой многослойной подложкой / Н.В. Половникова, А.Ю. Скуратов, П.И. Таронов, О.Г. Сабинская, А.В. Щемелинин // Боеприпасы и высокоэнергетические конденсированные системы. – 2017. – № 1. – С. 37–40.
13. Жуков Б.П. Энергетические конденсированные системы. – М.: Изд-во «Янус-К», 2000. – 596 с.
14. Study of plasticizer diffusion in a solid rocket motor's bondline / J. Libardi, S.P. Ravagnani, A.M. Morais, A.R. Cardoso // Journal of Aerospace Technology and Management. – 2009. – V. 1. – № 2. – P. 223–229.
15. Libardi J. Study of the Phenomenon of Solid Composite Propellant Plasticizers of Hydroxy Polybutadiene Used in Motors Rocket // Journal of Aerospace Technology and Management. – 2010. – V. 20. – № 4. – P. 241–245.
16. Физико-механические процессы в изделиях из высокоэнергетических конденсированных материалов при длительной эксплуатации / А.С. Жарков, И.И. Анисимов, В.И. Марьяш, Б.А. Люкшин // Физическая мезомеханика. – 2006. – Т. 9. – № 4. – С. 93–106.
17. Работоспособность топливного элемента в зоне скрепления с корпусом энергетической установки. Ч. 1. Особенности механического проведения и оценки работоспособности топливного элемента / Е.А. Чащихин, И.И. Анисимов, В.И. Десятых, Б.А. Люкшин // Физическая мезомеханика. – 2008. – Т. 11. – № 6. – С. 115–123.
18. Ершова А.А., Ознобишин Б.В., Еременко П.П. Исследование напряженно-деформированного состояния системы «корпус–ТЭП–заряд» // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. – 2013. – № 35. – С. 21–30.
19. Migration kinetics and mechanisms of plasticizers, stabilizers at interfaces of NEPE propellant / H. Zhi-ping, N. Hai-ying, Z. Yuan-yuan, T. Li-min, Y. Hua-li, M. Xin-gang // Journal of Hazardous Materials. – 30 August 2012. – V. 229–230. – P. 251–257.
20. Feng-jun W., Song P., Xu-hui C. Study of microcosmic mechanics performance/structure of NERE propellant/liner bonded interface // Journal of solid rocket technology. – 2010. – № 1. – P. 81–85.
21. Заряд ракетного твердого топлива: пат. Рос. Федерация № 2216641; заявл. 09.01.2008; опубл. 20.07.2009, Бюл. № 20. – 9 с.
22. Mechanical bond between a solid rocket propellant composition, a substrate, and a method of effecting such a bond: pat. USA № 4649823; declared 31.07.1985; published 17.03.1987. – 5 p.
23. Скрепление заряда ракетного твердого топлива: пат. Рос. Федерация № 2542632; заявл. 02.07.2013; опубл. 10.01.2015, Бюл. № 1. – 8 с.
24. Бесклеевое скрепление зарядов СРТТ с корпусом двигателя / В.П. Ковалев, Н.В. Половникова, А.М. Громов, А.Ю. Скуратов, П.И. Таронов // НЕМs-2014: Тезисы X Международной конференции. – Бийск, 3–5 сентября 2014. – Бийск: Изд-во Алт ГТУ, 2014. – С. 105–107.
25. Скрепленный заряд ракетного твердого топлива: пат. Рос. Федерация № 2607196; заявл. 23.07.2015; опубл. 10.01.2017, Бюл. № 1. – 8 с.

Поступила 21.11.2017 г.

Информация об авторах

Половникова Н.В., ведущий инженер-технолог АО «Федеральный научно-производственный центр "Алтай"».

Громов А.М., кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник – руководитель группы АО «Федеральный научно-производственный центр "Алтай"».

Теплова И.И., студентка кафедры химической технологии энергонасыщенных материалов и изделий Бийского технологического института (филиала) Алтайского государственного технического университета им. И.И. Ползунова.

UDC 662.35

MECHANICAL BONDING OF SOLID PROPELLANT ELEMENTS WITH THE CASE

Nadezhda V. Polovnikova¹,

nadiaspol@mail.ru

Alexander M. Gromov¹,

gam-gromov@yandex.ru

Irina I. Teplova²,

i.i.teplova@mail.ru

¹ JSC «FR&PC "Altai"»,
1B, Sotsialisticheskaya street, Biysk, 659322, Russia.

² Biysk Technological Institute of I.I. Polzunov, Branch of Altai State Technical university,
27, Trofimov street, Biysk, 659305, Russia.

The relevance of work is caused by the need to increase the efficiency of oil production and the requirements to high-strength joints in places of bonding solid propellant with inner surface of the case. Solid propellant gas-generating devices are widely used in oil production to maintain intra-layer pressure and increase oil production, especially at production of high-viscosity types. At the same time work gas-generating solid propellant defines the effectiveness of oil production.

The main aim of the study is to develop a method to bond solid propellant with a case of the gas generating engine that allows expanding operational functionality of solid-propellant engine, increasing manufacturability due to processing steps providing high pull strength between thermal-protective coating and solid propellant. At the same time solid propellant is to be bonded with thermal-protective coating only physically without any structural element e.g. protective liner coating and liner composition.

The methods: determination of bonding strength of solid propellant with pull-off method.

The results. Shaped lugs on the surface of thermal-protective coating were chosen to be linear semi-dumb-bells that are charge inward facing and made of a material that is chemically compatible with solid propellant. Due to the shaped lugs the mechanical bonding with the propulsion charge is provided. In vitro and under factory conditions the performance capability of the proposed bonding scheme was tested. Some press molds were developed and models of the shaped thermal-protective coating were manufactured. Optimization of the shape was performed during the experiment. Pull-off tests showed that solid propellant were detached from thermal-protective coating with profiles and bonding strength with the shaped thermal-protective coating was at a level of solid propellant nominal strength. So the performance capability of the proposed bonding way was confirmed.

Key words:

Adhesive strength, solid propellant (SP), gas generating engine, thermal-protective coating, way of bonding SP with a case, protective liner layer, liner composition, combustion front, oil production.

REFERENCES

- Zhukov B.P., Frolov K.V. *Intensifikatsiya i vosstsnovlenie neftyanykh skvazhin s pomoshchyu kondensirovannykh energeticheskikh sistem* [Intensification and restoration of oil wells with the help of condensed energy systems]. Moscow, Soyuz Publ., 1993. 59 p.
- Vogonov K.A. *Ustroystvo dlya stendovoy otrabotki zaryadov tverdogo topliva* [Device for bench testing of solid fuel charges]. Patent RF, no. 2566852, 2015.
- Shurov V.L. *Tekhnologiya i tekhnika dobyichi nefti* [Technology and technique of oil production]. Moscow, Nedra Publ., 1983. 510 p.
- Chen L. Review on the Test Method of Adhesive Failure in Solid Rocket Motor. *Joint International Mechanical, Electronic and Information Technology Conference*. Chongqing, China, 2015. pp. 675–679.
- Guangming T., Zhaoxian B., Xiaohong Z. *Solid Propellant Charge Design*. China, National Defense Industry Press, 2013. 158 p.
- Sidorov O.I., Poisova T.P., Khayrullin Z.Ya., Parshina E.I., Metelov A.I., Samoylenko A.F., Milekhin Yu.M., Merkulov V.M., Banzula Yu.B., Kapitonov A.V., Parfenova N.N. *Sposob izgotovleniya prochnoskrepennogo s korpusom raketnogo dvigatelya zaryada smesevogo raketnogo tverdogo topliva* [The method of manufacturing a charge of a mixed rocket solid fuel with a rocket engine body]. Patent RF, no. 2374213, 2009.
- Davenas A. *Solid Rocket Propulsion Technology*. Oxford, Pergamon Press, 1992. 620 p.
- Kostocho A.V., Kozban B.M. *Porokha, raketnye tverdye topliva i ikh svoystva. Fiziko-khimicheskie svoystva porokhov i raketnykh tverdykh topliv* [Powder, rocket solid fuels and their properties. Physico-chemical properties of propellants and rocket solid fuels]. Moscow, INFRA-M Publ., 2014. 400 p.
- De Mores A. Increasing of adhesive bond strength at sector of bonding PLL-SPM grain. *41st International Annual Conference of ICT*. Karlsruhe, Germany, 2012. pp. 36–41.
- Vesna Rodic. Case Bonded System for Composite Solid Propellants. *Scientific Technical Review*, 2007, no. 3–4, pp. 77–81.
- Sidorov O.I., Milekhin Yu.M., Matveev A.A., Poisova T.P., Potorokina N.V. Plastifikatorostoykiy krepyashchy sostav na osnove oligodienuretaneпоксидного каучука [Plasticizer-resistant liner composition based on oligodieneurethaneepoxy caoutchouc]. *Klei. Germetiki. Tekhnologii*, 2013, no. 3, pp. 18–24.
- Polovnikova N.V., Skuratov A.Yu., Taronov P.I., Sabinskaya O.G., Chemelinin A.V. Optimizatsiya rezhimov formirovaniya adgezionnoy svyazi vysokoenergeticheskogo kompozitsionnogo materiala na osnove butadien-nitrilnogo kauchuka s zhestkoy mnogosloynnoy podlozhkoy [Formation mode optimization of adhesive bond of high-energy composite material based on butadiene-nitrile caoutchouc with hard multilayer stratum.]. *Boeprisy i vysokoenergeticheskie kondensirovannye sistemy*, 2017, no. 1, pp. 37–40.

13. Zhukov B.P. *Energeticheskie kondensirovannye sistemy* [Energy condensed systems]. Moscow, Yanus-K Publ., 2000. 96 p.
14. Libardi J. Study of plasticizer diffusion in a solid rocket motor's bondline. *Journal of Aerospace Technology and Management*, 2009, vol. 1, no. 2, pp. 223–229.
15. Libardi J. Study of the Phenomenon of Solid Composite Propellant Plasticizers of Hydroxy Polybutadiene Used in Motors Rocket. *Journal of Aerospace Technology and Management*, 2010, vol. 20, no. 4, pp. 241–245.
16. Zharkov A.S., Anisimov I.I., Maryash V.I., Lyukshin B.A. Physical and mechanical processes in products of high-energy condensed materials under long-term operation. *Physical Mesomechanics*, 2006, vol. 9, no. 4, pp. 93–106. In Rus.
17. Chashchikhin E.A., Anisimov I.I., Desyatykh V.I., Lyukshin B.A. Efficiency of a fuel cell at the sector of bonding with a power-plant case. P. 1. Features of mechanical carrying out and efficiency evaluation of a fuel cell. *Physical Mesomechanics*, 2008, vol. 11, no. 6, pp. 115–123. In Rus.
18. Ershova A.A., Oznobishin B.V., Eremenko P.P. Study of stress-strain state of the «case-TPC-grain» system. *Vestnik PNIPU. Aerokosmicheskaya tekhnika*, 2013, no. 35, pp. 21–30. In Rus.
19. Zhi-ping H., Hai-ying N., Yuan-yuan Z., Li-min T., Hua-li Y., Xin-gang M. Migration kinetics and mechanisms of plasticizers, stabilizers at interfaces of NEPE propellant. *Journal of Hazardous Materials*, 30 August 2012, vol. 229–230, pp. 251–257.
20. Feng-jun W., Song P., Xu-hui C. Study of microcosmic mechanics performance/structure of NERE propellant/liner bonded interface. *Journal of solid rocket technology*, 2010, no. 01, pp. 81–85.
21. Valeev N.S., Zvereva I.G., Amarantov G.N., Baranov G.N., Shamraev V.Ya., Kusakin Yu.N., Talalaev A.P., Solovyov A.F., Kuzmitsky G.E., Fedchenko N.N., Vronsky N.M., Makarov L.B., Bulashevich A.P., Ezhov G.P., Fokin A.S., Okhrimenko E.F., Kolesnikov V.I. *Zaryad raketnogo tverdogo topliva* [Solid propellant charge]. Patent RF, no. 221664, 2009.
22. Bell F.H. *Mechanical Bond Between a solid rocket propellant composition, a substrate, and a method of effecting such a bond*: Patent USA, no. 4649823, 1987.
23. Zharkov A.S., Dochilov N.I., Gromov A.M., Taronov I.P., Kazakov A.A., Kovalev V.P. *Skreplenie zaryada raketnogo tverdogo topliva* [Bonding of solid propellant charge]. Patent RF, no. 2542632, 2015.
24. Kovalev V.P., Polovnikova N.V., Gromov A.M., Skuratov A.Yu., Taronov P.I. *Beskleevoe skreplenie zaryadov SRTT s korpusom dvigatelya* [Direct bonding of SP charges with the engine case]. *NEMs-2014. Tezisy X Mezhdunarodnoy konferentsii* [Theses of the X International Conference]. Biysk, 3–5 September, 2014. Biysk, Alt GTU Press, 2014. pp. 105–107.
25. Zharkov A.S., Dochilov N.I., Taronov P.I., Kazakov A.A., Kovalev V.P., Mochalov S.V., Polovnikova N.V., Skuratov A.Yu. *Skreplenny zaryad raketnogo tverdogo topliva* [Bonded rocket solid fuel charge]. Patent RF, no. 2607196, 2017.

Received: 21 November 2017.

Information about the authors

Nadezhda V. Polovnikova, engineer, JSC «FR&PC "Altai"».

Alexander M. Gromov, Cand. Sc., senior researcher, JSC «FR&PC "Altai"».

Irina I. Teplova, student, Biysk Technological Institute of I.I. Polzunov, Branch of Altai State Technical university.