

Канд. техн. наук М. С. Хорольський, С. О. Бігун

ОСОБЛИВОСТІ ВИКОРИСТАННЯ ГУМИ ЯК КОНСТРУКЦІЙНОГО МАТЕРІАЛУ ПІД ЧАС СТВОРЕННЯ ВУЗЛІВ СТИКУВАННЯ СИСТЕМ ТЕРМОСТАТУВАННЯ

У ракетних комплексах космічного призначення однією із систем, відповідальних за підготовку та супроводження успішного пуску, є наземна система термостатування для забезпечення сухих відсіків ракети термостатувальним повітрям низького тиску. Приєднання зазначеної системи до ракети здійснюють за допомогою вузлів стикування, від нормальної роботи яких залежить надійність роботи всього наземного технологічного обладнання системи, ракети-носія та комплексу в цілому. Наведено основні вимоги до вузлів стикування та недоліки існуючих конструкцій та описано конструкцію вузла стикування з новою концепцією, відповідно до якої трубопровід наземної системи термостатування з'єднується з горловиною ракети за допомогою гумового гофрованого рукава триєдиної конструкції, який притискує до горловини ракети спеціальний механізм фіксації-розфіксації, виготовлений з металу. Це технічне рішення надає можливість забезпечити надійну герметизацію, зручність в експлуатації, легке багаторазове приєднання до борту ракети, в тому числі під різними кутами, та автоматичне відокремлення в момент пуску ракети або вручну в разі скасування пуску. Завдяки використанню для виготовлення рукава гуми як високоеластичного конструкційного матеріалу вдалося мінімізувати зусилля під час відокремлення вузла стикування від борту ракети. Гума у високоеластичному стані здатна до поглинання та розсіювання механічної енергії в широкому діапазоні температур, що унеможливорює передачу коливань від роботи двигуна на наземну систему термостатування. Наведено основні властивості гуми як конструкційного матеріалу та її особливості, які потрібно враховувати під час проектування аналогічних пристроїв. На відміну від металу, в якому можливе виявлення двох видів деформації (пружної та пластичної), у гуми можливе виявлення трьох видів деформації (пружної, високоеластичної та пластичної). У вузлах стикування під час проектування враховували два види деформації (пружну та високоеластичну). Експериментальні випробування цього вузла стикування показали позитивні результати за всіма вимогами технічного завдання.

Ключові слова: горловина ракети, гумовий гофрований рукав, механізм фіксації-розфіксації, високоеластична деформація, герметичність.

One of the systems in the integrated launch vehicle responsible for prelaunch processing and launch is a ground thermal conditioning system, which supplies the low-pressure air into the launch vehicle's "dry" compartments. Thermal conditioning system is mated with the launch vehicle, using the mating interfaces, proper functioning of which enhances reliability of the ground support equipment, the launch vehicle and the entire space launch system. The article describes key requirements to the interfaces of the thermal conditioning system and the drawbacks of the existing designs. The article proposes a new design concept of the interface that connects the pipeline of the ground thermal conditioning system to the orifice of the launch vehicle using the corrugated rubber hose composed of three basic parts, attached with the help of a metal lock/release assembly. The proposed solution provides reliable leaktightness, ease of operation, providing multiple connections to the launch vehicle, including at various angles, and automatic disconnection by rocket motion or manual removal in case of launch abort. Using rubber as a high-elasticity structural material to manufacture the hoses, enabled minimization of efforts required to disconnect the interface from the launch vehicle. In its high-elasticity state, rubber can absorb and dissipate mechanical energy within a wide range of temperatures, which prevents transmission of engine vibrations to the ground thermal conditioning system. The article presents key properties of rubber used as a structural material and its peculiarities to be considered during design of similar products. Unlike metal showing two types of deformation (elastic and plastic), rubber can exhibit three types of deformation (elastic, superelastic and plastic). In the process of interface design, we took into account two types of deformations (elastic and superelastic ones). Experimental studies of the interface showed its full compliance with technical specification.

Key words: orifice of the launch vehicle, corrugated rubber hose, lock/release assembly, superelastic deformation, leaktightness.

Вступ

У ракетних комплексах космічного призначення однією із систем, відповідальних за підготовку та супроводження успішного пуску, є наземна система термостатування для забезпечення сухих відсіків ракети, у тому числі головного блока, термостатувальним повітрям низького тиску. Приєднують зазначену систему до космічної ракети (КР) за допомогою вузлів стикування (інтерфейсів), від нормальної роботи яких залежить надійність роботи наземного технологічного обладнання системи, ракети-носія та комплексу в цілому. Раніше було показано [1], що у вузлах стикування систем термостатування КР використовували рукави циліндричної форми з гладкими поверхнями. Такі рукави виготовляли з матеріалів, *до переліку яких* входили поліуретан, гумована балонна тканина та трикотажне полотно. Для підвищення жорсткості конструкції всередину рукава вмонтували дротову спіраль. Незважаючи на всю простоту конструкції, цей вузол стикування міг забезпечити приєднання підвідного трубопроводу системи термостатування до приймальної горловини ракети лише в тому разі, якщо її осі збігалися в межах допусків. У протилежному випадку рукав буде згинатися й перекривати власний прохідний переріз, зменшуючи або зовсім припиняючи подачу термостатувального повітря на борт ракети, що неприпустимо. Очевидно, що це вимагає високої точності виготовлення всіх елементів вузлів стикування системи термостатування. Але в більшості випадків приймальні горловини (а їх може бути декілька) на ракеті лежать не в одній площині, що потребує наявності відповідних компенсувальних елементів. Крім того, до вузлів стикування ставлять багато інших вимог (часто суперечливих), які треба враховувати під час їх виготовлення [2].

Відомі також технічні рішення жорсткого з'єднання трубопроводів системи термостатування [3, 4], роз'єднання яких здійснюється або шляхом руйнування трубопроводу по ослабленому перерізу-шийці за допомогою спеціальних механізмів, або за рахунок V-подібних секторів, які деформуються зусиллям тросів або зрізанням фіксувальних елементів [5]. У всіх наведених випадках значним недоліком, крім уже зазначеного,

є конструктивна складність, неможливість оперативно вирішити питання підготовки до пуску ракети в разі спрацювання вузла стикування при скасуванні пуску (а на практиці це трапляється), що потребує наявності на стартовому майданчику необхідних запасних частин і значної кількості часу на демонтаж відпрацьованого вузла й налагодження нового. Крім того, у разі жорсткого з'єднання коливання під час роботи двигуна ракети передаються на всю систему трубопроводів наземного комплексу, що негативно впливає на весь наземний комплекс. Слід також зазначити, що в разі використання V-подібних секторів [5] систему герметизують гумовими ущільнювачами, для чого необхідно створити на контактних поверхнях елементів конструкції відповідні напруження для перекриття нерівностей шорсткої поверхні, забезпечити точність виготовлення контактних з гумовими ущільнювачами деталей і зусилля притискання зовнішніх контактних поверхонь від дії тросової системи. Це ускладнює і без того досить складну конструкцію.

Поставлення завдання

Цю роботу спрямовано на створення нової, менш жорсткої конструкції вузла стикування багаторазового використання, яка може задовольнити вимоги, що ставлять до вузлів стикування [2], та врахувати недоліки існуючих конструкцій аналогічного призначення. На підставі аналітичних і експериментальних досліджень з моделюванням окремих елементів конструкцій вузлів стикування автори цієї роботи дійшли висновку, що така конструкція має бути синтезом конструкторських і технологічних рішень з використанням доступних матеріалів з різними фізико-механічними властивостями, зокрема гуми та сталі.

Експериментальна частина

Як зазначено в роботі [2], до вузлів стикування КР поставлено цілий ряд вимог, основними з яких є герметичність і надійність протягом усього гарантійного терміну експлуатації, багаторазове та легке приєднання під різними кутами та відокремлення з мінімальним зусиллям

без втрати працездатності, автоматичне відокремлення від горловини ракети за мінімального силового впливу на неї як у момент старту, так і під час стабільної подачі термостатувального повітря заданих параметрів і витратних характеристик, виключення можливості потрапляння забруднень і сторонніх включень, можливість компенсації монтажних, технологічних і експлуатаційних чинників, що призводять до відхилень, зі збереженням зв'язків між ракетою і наземною системою термостатування, мінімальна вартість, тощо.

На підставі аналізу зазначених вимог було прийнято рішення про те, що переважну більшість з них можна забезпечити, якщо як основний конструкційний матеріал для вузла стикування використати гуму заданих параметрів, яка є високоеластичним еластомерним матеріалом, та нержавіючу сталь, яка може надати конструкції необхідної жорсткості. При цьому потрібно комплексно враховувати всі особливості гуми як конструкційного матеріалу.

На відміну від сталі, яка має модуль пружності близько 2×10^5 МПа, гума має модуль пружності нижчий майже на чотири порядки та здатна до сильних зворотних деформацій [6 (с. 14)], тобто належить до низькомодульних еластомерних матеріалів з низькою твердістю, які за Шором А можуть змінюватися від 0 до 100 умовних одиниць [7]. Вона має малу жорсткість за зміни форми та велику – за зміни об'єму [6 (с. 14)], тому її вважають нестисливим конструкційним матеріалом. Гума здатна поглинати та розсіювати механічну енергію в широкому діапазоні температур під час знаходження у високоеластичному стані, тобто від вищої температури склеювання до температур, за яких починається її деструкція (руйнування) та виріб на її основі втрачає працездатність. Це зумовлено тим, що для гуми, на відміну від сталі, можливе виявлення не двох (пружної та пластичної), а трьох (пружної, високоеластичної та пластичної) видів деформації [6 (с. 14)].

Пружна деформація гуми аналогічна пружній деформації звичайної сталі. Вона зворотна та пов'язана зі зміною міжмолекулярних і міжатомних відстаней, а також створюваних валентними зв'язками кутів, що з'єднують атоми в макромолекулах. Ро-

звиток пружної деформації супроводжується зміною внутрішньої енергії системи.

Високоеластична деформація також зворотна й характерна для еластомерних матеріалів, зокрема гуми, що перебуває у високоеластичному стані, але вона пов'язана зі зміною конфігурації макромолекул, тобто зі зміною ентропії системи. Таким чином, у гумі на відміну від високомодульних конструкційних матеріалів під час деформування одночасно можуть виявлятися пружна деформація з високою (миттєвою) швидкістю та повільна високоеластична деформація. Тому фізична природа зміни форми й об'єму під час деформації відрізняється. Залежно від умов деформування гуми змінюються співвідношення між деформаціями, що визначаються різницею швидкостей їх розвитку. Наприклад, час розвитку пружної деформації становить 10^{-6} – 10^{-5} с і не залежить від температури, тоді як високоеластична деформація за температур, навіть значно вищих, ніж кімнатні, але нижчих за температуру деструкції, протікає на два–три порядки повільніше і може тривати декілька днів, місяців або років залежно від рецептури гуми та характеру й умов впливу зовнішніх чинників. Увесь комплекс унікальних фізико-механічних властивостей гум в основному визначається деформацією саме цього типу [6 (с. 14)].

Для гуми кожному значенню напруження відповідає цілком конкретне значення рівноважної деформації та навпаки – кожному значенню деформації відповідає цілком конкретне значення рівноважного напруження, яке відрізняється від нуля. У той же час дійсно рівноважні умови деформації зазвичай не досягаються внаслідок релаксаційних процесів, що протікають у гумі. За тривалої експлуатації гумотехнічних виробів (ГТВ) обов'язково треба враховувати релаксаційні процеси в гумі та виявляти їх наслідки у конкретних пристроях з ГТВ [6 (с. 15), 8 (с. 27)].

Для гуми характерним є прискорення хімічних реакцій за підвищення температури [7 (с. 14)], що дає можливість методом прискорених кліматичних випробувань (ПКВ) прогнозувати гарантійні терміни збереження її технічних характеристик і забезпечення працездатності ГТВ у заданих умовах експлуатації. Тобто гума з урахуванням

своїх особливостей підпорядковується дії температурно-часової суперпозиції. Разом з тим слід урахувати, що точність такого прогнозування підвищується в разі наближення температури ПКВ до температури експлуатації ГТВ.

Гума має густину близько 1100–1300 кг/см³, тобто менше за густину сталі більше ніж у шість разів і менше за густину алюмінієвого сплаву більше ніж удвічі. Це робить її привабливим конструкційним матеріалом для виготовлення виробів різного призначення, якими комплектують об'єкти ракетно-космічної техніки.

Пластична деформація гуми пов'язана з незворотними переміщеннями макромолекул одна відносно іншої. Наявність у гумі тривимірної сітки поперечних хімічних зв'язків перешкоджає розвитку цього виду деформації. Вона розвивається лише у разі руйнування хімічних зв'язків у процесі старіння, яке залежить у першу чергу від дії механічних напружень, високих температур, світла, озону, кисню, агресивних робочих середовищ, тощо, або їх комплексного впливу [6 (с. 14), 7 (с. 17)].

Спираючись на вищезазначені особливості гуми як конструкційного матеріалу, питання створення вузлів стикування вирішували комплексно, як синтез конструкторських і технологічних рішень одночасно з використанням гуми та нержавіючої сталі марки 12Х18Н10Т.

З метою зменшення впливу атмосферних чинників на процес старіння було обрано високоеластичну озоностійку гуму на основі комбінації хлоропренового та бутадієн-нітрильного каучуків у рівному співвідношенні з фізико-механічними показниками, достатніми для задоволення вимог до вузлів стикування системи термостатування [9, 10]. Це забезпечило задані гарантійні терміни збереження технічних характеристик, що також підтверджено ПКВ. З урахуванням достатньої еластичності гуми й інших її фізико-механічних показників було розроблено конструкцію пристрою [11, 12] двох типорозмірів у вигляді триединого гофрованого рукава [13], що притискається із заданим зусиллям до горловини ракети механізмом фіксації-розфіксації та в загальному вигляді має три частини, кожен з яких призначено для виконання відповідних

функцій: ущільнювальну знімну у вигляді фігурного фланця, центральну гофровану як компенсатор усіх можливих відхилень і гасіння коливань і циліндричну гладку незнімну, за допомогою якої рукав приєднується до трубопроводу наземної системи термостатування (рис. 1).

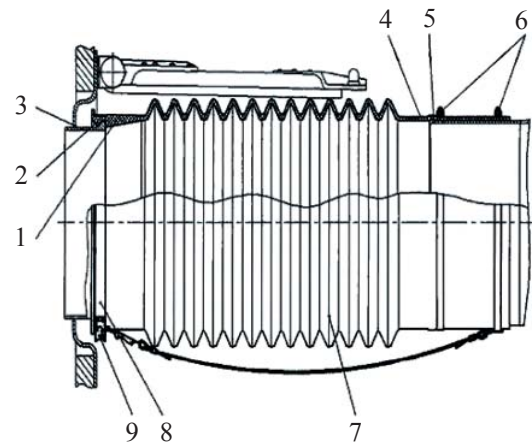


Рис. 1. Схема вузла стикування системи термостатування:

- 1 – гумовий рукав; 2 – ущільнювальний фланець;
- 3 – горловина ракети; 4 – циліндрична незнімна частина рукава; 5 – трубовід системи термостатування; 6 – хомути для жорсткого закріплення рукава; 7 – гофрована компенсувальна частина рукава; 8 – канавка в рукаві для центрування механізму фіксації-розфіксації; 9 – механізм фіксації-розфіксації

Ущільнювальну частину гумового рукава призначено для легкого приєднання інтерфейсу до горловини ракети та забезпечення за допомогою притискового механізму фіксації-розфіксації бандажного типу надійних герметизації та закріплення на горловині ракети. На зовнішньому боці ущільнювальної частини рукава виконано канавку для центрування механізму фіксації-розфіксації, що містить у своїй конструкції чеку, яку з'єднано з тросиком для автоматичного роз'єднання в момент відведення стріли транспортно-установлювального агрегату в процесі пуску ракети.

Центральну частину рукава виконано гофрованою, з гофрами антироздувної конструкції, для забезпечення гнучкості, компенсації похибок під час виготовлення елементів конструкції ракети й наземного технологічного обладнання та подачі продукційного повітря до відсіків і головного блока ракети під різними кутами без зменшення

площі поперечного перерізу рукава. Крім того, гофри підвищують жорсткість конструкції рукава в радіальному напрямку та захищають його, з одного боку, від дії зовнішніх атмосферних чинників і зусилля кришки горловини (на рис. 1 її не позначено), яка після відокремлення рукава під час старту ракети під дією пружини закриває отвір горловини, а з другого – від роздуття рукава під дією внутрішнього тиску продукційного повітря. Це досягається за рахунок того, що гофри виготовлено у формі конусів зі стовщенням у 1,5–2,5 рази при вершинах h_1 і западинах h_2 порівняно з товщиною бічної частини h гофр (рис. 2) [12]. Такі стовщення виконують роль еластичних бандажів у гумовому рукаві, які стримують його роздуття та надають жорсткості конструкції у разі притискання рукава кришкою із зусиллям 5 кг.

Відомо, що під час деформації в матеріалі виникають напруження G як відношення прикладеного зусилля N до площі поперечного перерізу S [6 (с. 17)], тобто

$$G = N/S. \quad (1)$$

Тиск усередині рукава буде його роздувати, і рукав може стати бочкоподібною форми, що негативно впливатиме на його працездатність за впливу як зовнішніх, так і внутрішніх чинників. Тому необхідно конструктивним шляхом, без ускладнення конструкції (як, наприклад, армування поліуретанового рукава [1] для ракети «Циклон-3») підвищити його жорсткість і запобігти роздуттю під час експлуатації. Для цього потрібно ввести в конструкцію елементи, які можуть замінити дротову спіраль, та зменшити напруження, які спрямовані на роздуття рукава. Якщо уявити рукав у вигляді циліндра завдовжки 1 см діаметром D з товщиною стінки h та під тиском термостатуючого повітря p , то формула (1) матиме інший вигляд, а саме:

$$G = pD/2h. \quad (2)$$

Згідно з формулою (2) товщина стінки h знаходиться в знаменнику, що свідчить про зменшення напружень при стовщеннях на вершинах і в западинах гофр, що сприяє запобіганню роздуттю рукава. Зазначені стовщення виконують роль бандажних поясів, у певних межах також надають конструкції жорсткості як в радіальному, так і в поздовж-

ньому напрямках під час дії термостатуючого повітря. Як показали розрахунки за формулою (2) й експериментальні випробування [14], стовщення при вершинах і западинах в 1,5–2,5 рази забезпечили функціонування рукава під час дії зусилля від кришки 5 кг та внутрішнього як робочого (0,02 МПа), так і критичного (0,03 МПа) тиску. Під час дії критичного тиску роздуття рукава із зовнішнім діаметром 220 мм не перевищувало 15,9 %, а рукава діаметром 150 мм – 13 %.

З метою зменшення концентраторів напружень у разі деформації рукава в процесі експлуатації вершини та западини гофр виконано радіусними. Кількість гофр, їх висота та значення зовнішнього та внутрішнього кутів їхніх конусів залежать від геометричного розміщення на ракеті споживачів продукційного повітря (а їх може бути декілька та в різних перерізах) і параметрів і фізико-механічних характеристик гуми, з якої виготовлено рукав. У будь-якому випадку конструкція рукава повинна забезпечити безперервну подачу споживачам продукційного повітря в заданих обсягах під різними кутами та надійну герметизацію як на горловині ракети, так і на трубопроводі системи термостатування.

Усі поверхні приєднувальних елементів металевих конструкцій, що взаємодіють з поверхнями гумового рукава, повинні мати шорткстість не вище $Ra = 2,5$ мкм, а шорткстість ущільнювальних елементів гумового рукава повинні забезпечувати елементи конструкції прес-форми з шорткстістю формуювальних поверхонь $Ra = 0,32$ мкм.

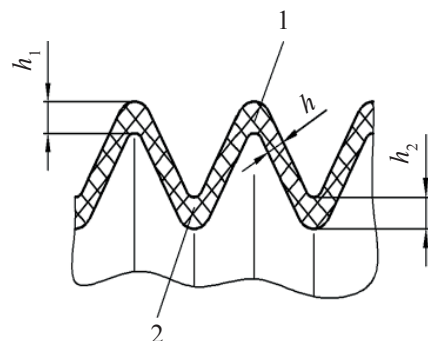


Рис. 2. Схема перерізу гофра рукава вузла стикування системи термостатування:

1 – вершина гофра; 2 – западина гофра;

h – товщина бічної частини гофра; h_1 – товщина гофра при вершині; h_2 – товщина гофра в западині

Слід також зазначити, що повітря через рукав подається з високою швидкістю й у великих обсягах, що призводить до високочастотної вібрації, яка може мати негативний силовий вплив як на ракету, так і на наземний комплекс технологічного обладнання системи термостатування. У разі наявності гофрованої частини рукава, виготовленого з високоеластичної гуми, вібрація, як було зазначено раніше, поглинається та розсіюється в основному в самому рукаві, на борт ракети майже не передається або має мінімальний силовий вплив, що дає запропонованій конструкції істотну перевагу над існуючими. Під час пуску ракети вібрація від двигуна до моменту відокремлення вузла стикування від горловини ракети також поглинається рукавом і не передається на трубопроводи наземної системи термостатування.

Циліндричну гладку (незнімну) частину рукава (або іншої форми) призначено для жорсткого герметичного приєднання рукава до наземної частини системи термостатування. Герметичності досягають завдяки створенню відповідних контактних напружень за радіальних деформацій стиснення притискними хомутами. Після старту ракети та примусового відокремлення або вручну від горловини ракети гумовий рукав завдяки притискним хомутам залишається на трубопроводі наземної системи термостатування, розміщеної на транспортно-установлювальному агрегаті (ТУА). З метою запобігання потраплянню забруднення в рукав його потрібно закрити відповідною гумовою заглушкою, що входить до його комплектації (у ній передбачені два найменування заглушок). У разі тривалої перерви в експлуатації з метою запобігання потраплянню всередину забруднень рукав знімають з ТУА, закривають з обох боків відповідними заглушками та передають на зберігання згідно з технічними умовами.

Розроблену конструкцію вузла стикування двох типорозмірів з різними довжинами гумового гофрованого рукава випробувано відповідно до програм наземного експериментального відпрацювання, включно з позаштатними ситуаціями, що можливі під час експлуатації, з позитивними результатами [14]. Цьому сприяли особливості гуми

як конструкційного матеріалу. На думку авторів, зазначена конструкція вузла стикування системи термостатування як синтез конструкторських і технологічних рішень є універсальною і може бути застосована для відокремлення інтерфейсів від борту КР за різних схем старту: ходом КР, примусовим відокремленням за рахунок відводу стріли ТУА, одночасними рухами КР і стріли ТУА, а також відокремленням вручну у разі скасування старту з будь-яких причин.

Висновки

Наведено існуючі конструкції вузлів стикування систем термостатування КР, здійснено їх аналіз та визначено недоліки. Сформульовано основні вимоги до зазначених вузлів.

На основі синтезу конструкторських і технологічних рішень розроблено принципово нову конструкцію вузла стикування систем термостатування КР з використанням матеріалів з різними властивостями, зокрема високоеластичної гуми на основі хлоропренового та бутадієнітрильного каучуків і нержавіючої сталі 12Х18Н10Т, для виготовлення, відповідно, гумового гофрованого рукава триєдиної конструкції та металевого механізму вузла фіксації-розфіксації, який жорстко притискає рукав до горловини ракети. В основу конструкції покладено високоеластичні й інші особливості гуми як високоеластичного матеріалу.

Наведено основні властивості гуми, що відрізняють її від інших конструкційних матеріалів. Завдяки ним удалося розробити простішу та надійнішу конструкцію вузлів стикування систем термостатування КР. У двох типорозмірах вона пройшла наземні експериментальні випробування та повністю відповідає вимогам технічного завдання, тому може забезпечити відокремлення інтерфейсів від борту КР для будь-яких відомих у світовій практиці схем старту. Запропонована конструкція вузлів стикування систем термостатування є унікальною, універсальною та захищеною патентами на винаходи.

Список використаної літератури

1. Бигун С. А., Хорольский М. С. и др. Типы и конструктивные особенности узлов

стыковки систем термостатирования головных блоков и отсеков ракет-носителей космических аппаратов. Космическая техника. Ракетное вооружение: сб. науч.-техн. ст. ГП «КБ «Южное». Днепропетровск, 2013. Вып. 1. С. 65–68.

2. Бигун С. А., Хорольский М. С. Проблемные вопросы создания узлов стыковки систем термостатирования ракет космического назначения. Космическая техника. Ракетное вооружение. Space technology Missile armaments: сб. науч.-техн. ст. ГП «КБ «Южное». Днепропетровск, 2013. Вып. 2. С. 132–138.

3. Пат. Франції №2658479 (A2), 1991, МПК кл. B64G 1/40; B64G 1/64, B64G 5/00.

4. Пат. Франції №2685903 (A1), 1993, МПК кл. B64G 5/00; F41F3/055; F02K9/44.

5. Пат. Російської Федерації №2473003-C1, 2011 р., МПК7F16L 37/20.

6. Юрцев Л. Н., Бухин Б. Л. Резина как конструкционный материал. Большой справочник резинщика. В двух частях. Ч. 1. Каучуки и ингредиенты. Под ред. С. В. Резниченко, Ю. Л. Морозова. М., 2012. 744 с.

7. ГОСТ 263-75. Резина. Метод определения твердости по Шору А (с изменениями № 1, 2, 3, 4). М., 1989. 10 с.

8. Кошелев Ф. Ф., Корнев А. Е., Буканов А. М. Общая технология резины. Изд. 4-е, перераб. и доп. М., 1978. 528 с.

9. Скоков А. И., Каплун С. В., Богуцкая Е. А., Хорольский М. С., Бигун С. А.

Технологические аспекты создания рукавов стыковки систем термостатирования ракет-носителей. Космическая техника. Ракетное вооружение: сб. науч.-техн. ст. ГП «КБ «Южное». Днепропетровск, 2015. Вып. 1. С. 42–45.

10. Бигун С. А., Евчик В. С., Хорольский М. С. О выборе материалов для создания рукавов стыковки систем термостатирования современных РКН. Космическая техника. Ракетное вооружение. Space technology Missile armaments: сб. науч.-техн. ст. ГП «КБ «Южное». Днепр, 2018. Вып. 1. С. 72–84.

11. Пат. України № 120445, 2019 р., B64G 5/00, B64G 1/40, F16L 37/08, F41F 3/055, F16L 33/00.

12. Пат. України № 120469, 2019 р., B64G 5/00, B64G 1/40, F25B 29/00, F16L 33/00, F16L 37/12, F16L 25/00.

13. Хорольський М. С., Бігун С. О. Щодо концепції створення вузлів стикування систем термостатування ракет космічного призначення. Системне проектування й аналіз характеристик аерокосмічної техніки: зб. наук. пр. 2019. Т. XXVII. С. 162–168.

14. Бигун С. А., Хорольский М. С. и др. Экспериментальные исследования результатов отработки узлов стыковки системы термостатирования РКН «Циклон-4». Космическая техника. Ракетное вооружение: сб. науч.-техн. ст. / ГП «КБ «Южное». Днепропетровск, 2016. Вып. 2. С. 43–51.

Стаття надійшла 30.03.2020