УДК 629.7.06-533.6+620.22:678 https://doi.org/10.15407/itm2021.01.068

М. С. ХОРОЛЬСЬКИЙ[1], С. О. БІГУН[2]

ГУМА ЯК ПЕРСПЕКТИВНИЙ КОНСТРУКЦІЙНИЙ МАТЕРІАЛ ДЛЯ СТВОРЕННЯ ВУЗЛІВ СТИКУВАННЯ СИСТЕМИ ТЕРМОСТАТУВАННЯ

[1]Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара,
пр. Гагаріна 72, м. Дніпро, 49000, Україна,e-mail: khomis@outlook.com
[2]Державне підприємство «Конструкторьке бюро «Південне» імені М.К. Янгеля»,
вул. Криворізька 3, м. Дніпро, 49008,Україна, e-mail: bigun3008@gmail.com

В ракетних комплексах космічного призначення однією із систем, відповідальних за підготовку та супроводження успішного пуску, є наземна система термостатування для забезпечення «сухих» відсіків і головних блоків ракети термостатуючим повітрям низького тиску. Приєднання вказаної системи до ракети здійснюється за допомогою вузлів стикування, від нормальної роботи яких залежить надійність роботи всього наземного технологічного обладнання системи, ракети-носія і комплексу в цілому. В статті представлені основні вимоги до вузлів стикування, недоліки існуючих конструкцій та представлена конструкція вузла стикування з новою концепцією, відповідно до якої трубопровід наземної системи термостатування з'єднується з горловиною ракети за допомогою гумового гофрованого рукава триєдиної конструкції, що притискується до горловини ракети спеціальним механізмом фіксації-розфіксації, виготовленим із металу. Представлене технічне рішення надає можливість забезпечити надійну герметизацію, зручність в експлуатації, легке багаторазове приєднання, в тому числі під різними кутами, до борту ракети та автоматичне роз'єднання при пуску ракети або вручну в разі відміни пуску. Завдяки використанню для виготовлення рукава гуми як високоеластичного конструкційного матеріалу вдалося мінімізувати зусилля при роз'єднанні вузла стикування від борту ракети. Гума у високоеластичному стані здатна до поглинання і розсіювання механічної енергії в широкому діапазоні температур, що унеможливлює передачу коливань від роботи двигуна на наземну систему термостатування. В статті наведені основні властивості гуми як конструкційного матеріалу та її особливості, які потрібно враховувати при проєктуванні аналогічних пристроїв. На відміну від металу, в якому можливе проявлення двох видів деформації (пружної і пластичної), у гуми можливе проявлення трьох видів деформації (пружної, високоеластичної та пластичної). У вузлах стикування при їх проєктуванні враховувалися два види деформації: пружна і високоеластична. Експериментальні випробування представленого в статті вузла стикування показали позитивні результати за всіма вимогами технічного завдання.

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

In integrated launch vehicles, one of the systems responsible for successful launch preparation and support is a ground thermal conditioning system supplying low-pressure thermostatic air to the "dry" compartments and head blocks of a launch vehicle. To connect the thermal conditioning system to the launch vehicle, a special interface is used. The proper functioning of the interface is critical to the reliability of the ground equipment of the system, the launch vehicle, and the space complex as a whole. This article describes key requirements to the interfaces of the thermal conditioning system and the drawbacks of their existing designs. The article proposes a new concept of interface design, according to which the pipeline of the ground thermal conditioning system is connected to the inlet tube of the launch vehicle via a corrugated rubber hose composed of three basic parts. The hose is attached to the inlet tube of the launch vehicle with the help of a metal lock/unlock device. The proposed solution provides good air tightness, ease of operation, easy multiple connections to the launch vehicle at different angles, and an automatic disconnection at launch or a manual disconnection in the case of a cancelled launch. Using rubber, which is a high-elasticity structural material, in the manufacturing of hoses makes it possible to minimise the effort required to disconnect the interface from the launch vehicle. In a high elasticity state, rubber can absorb and dissipate mechanical energy over a wide range of temperatures, which precludes the vibration caused by the engine operation from being transmitted to the ground thermal conditioning system. The article presents the key properties of rubber used as a structural material and its features to be considered in the design of similar devices. In contrast to metal, which shows two types of deformation (elastic and plastic), rubber can exhibit three types (elastic, superelastic, and plastic). During the design of interfaces, two types of deformation were taken into account: elastic and superelastic. Experimental tests of the interface presented in the article showed its full compliance with the requirements specification.

Keywords: *vehicle inlet tube, corrugated rubber horse, lock/unlock device, superelastic deformation, air tightness.*

Вступ. В ракетних комплексах космічного призначення однією із систем відповідальних за підготовку та супроводження успішного пуску є наземна система термостатування для забезпечення «сухих» відсіків ракети, в тому числі головного блока, термостатуючим повітрям низького тиску. Приєднання вказаної системи до космічної ракети (КР) здійснюється за допомогою вузлів стикування (інтерфейсів), від нормальної роботи яких залежить надійність роботи всього наземного технологічного обладнання системи, ракетиносія і комплексу в цілому. Раніше було показано [1], що в вузлах стикування систем термостатування КР використовувалися рукави циліндричної форми з гладкими поверхнями. Такі рукави виготовлялися із матеріалів, в число яких входили пінополіуретан, гумована балонна тканина та трикотажне полотно. Для підвищення жорсткості конструкції всередину рукава монтувалася дротова спіраль. Незважаючи на всю простоту конструкції, даний вузол стикування міг забезпечити з'єднання підвідного трубопроводу наземної системи термостатування до приймальної горловини ракети лише в тому разі, якщо їх осі в межах допусків співпадали. В противному випадку рукав буде згинатися і руйнуватися, зменшуючи або зовсім припиняючи подачу термостатуючого повітря на борт ракети, що неприпустимо. Очевидно, що це вимагає високої точності виготовлення усіх елементів вузлів стикування системи термостатування. Але в більшості випадків приймальні горловини (а їх може бути декілька) на ракеті знаходяться не в одній площині, що потребує наявності відповідних компенсуючих елементів. Крім того, до вузлів стикування пред'являються і багато інших вимог (часто суперечливих), які потрібно враховувати при їх створенні [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, що деформуються зусиллям тросів, або зрізанням фіксуючих елементів [5]. У всіх наведених випадках значним недоліком, крім уже зазначеного, є конструктивна складність, неможливість оперативного вирішення питання підготовки до пуску ракети в разі спрацювання вузла стикування при відміні пуску (а на практиці це трапляється), що потребує наявності на стартовій позиції необхідних запасних частин та значний термін часу на демонтаж відпрацьованого вузла і налагодження нового. Крім того, в разі жорсткого з'єднання при вібрації від двигуна ракети коливання 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] герметизація системи здійснюється гумовими ущільнювачами, для забезпечення якої на контактних поверхнях елементів конструкції необхідно створити відповідні напруження для перекриття нерівностей шорсткої поверхні. Вони забезпечуються деформацією гумових ущільнювачів, точністю виготовлення контактних з гумовими ущільнювачами деталей та зусиллям притискання зовнішніх контактних поверхонь від дії тросової системи, ускладнюючи і без того досить складну конструкцію.

Постановка задачі. Дана робота присвячена створенню нової менш жорсткої і більш простої конструкції вузла стикування багаторазового використання, яка може задовольнити вимоги, що пред'являються до вузлів стикування [2] та врахувати недоліки існуючих конструкцій аналогічного призначення. При цьому, на підставі аналітичних і експериментальних досліджень з моделюванням окремих елементів конструкцій вузлів стикування автори даної роботи дійшли до висновку, що така конструкція може бути більш досконалою як синтез конструкторських і технологічних рішень з використанням доступних матеріалів з різними фізико-механічними властивостями і врахуванням їх особливостей, зокрема гуми та сталі.

Експериментальна частина. Як зазначалося в роботі [2], до вузлів стикування КР пред’являється ціла низка вимог, основними з яких є герметичність і надійність тривалої на протязі всього гарантійного терміну експлуатації; багаторазове та легке під різними кутами приєднання і роз’єднання з мінімальним заданим зусиллям без втрати роботоздатності; автоматичне роз’єднання з горловиною ракети при мінімальному силовому впливі на ракету як в процесі старту, так і при стабільній подачі термостатуючого повітря заданих параметрів та витратних характеристик; виключення можливості потрапляння забруднення і сторонніх включень; можливість компенсації монтажних, технологічних і експлуатаційних чинників, що призводять до відхилень, зі збереженням надійних зв’язків між ракетою і наземною системою термостатування, мінімальна ціна, тощо.

На підставі аналізу вказаних вимог було прийняте рішення, що переважна їх більшість може бути забезпечена, якщо в якості основних конструкційних матеріалів для вузла стикування використати гуму заданих параметрів, яка є високоеластичним еластомерним матеріалом, та нержавіючу сталь, яка може придати жорсткість конструкції. При цьому потрібно враховувати комплексно всі особливості гуми як конструкційного матеріалу.

На відміну від сталі, яка має модуль пружності порядку $2x10^5$ МПа, гума має модуль пружності нижчий, ніж у сталі, майже на чотири порядки, та здатна до великих зворотних деформацій [6, с.14]. Тобто, гума відноситься до низькомодульних еластомерних матеріалів з низькою твердістю, яка за Шором А може змінюватися від нуля до 100 умовних одиниць [7]. Гума має малу жорсткість при зміні форми та велику при зміні об’єму [6, с.14], тому вона вважається нестислим конструкційним матеріалом. Гума здатна до поглинання і розсіювання механічної енергії в широкому діапазоні температур, коли вона знаходиться у високоеластичному стані, тобто: від температури вищої температури склювання до високих температур, при яких починається руйнування (деструкція) гуми і виріб на її основі втрачає свою роботоздатність.

Це обумовлено тим, що для гуми на відміну від сталі, можливе проявлення не двох (пружної і пластичної), а трьох (пружної, високоеластичної і пластичної) видів деформації [6, с.14].

Пружна деформація гуми аналогічна пружній деформації звичайної сталі. Вона зворотна і пов’язана зі зміною міжмолекулярних та міжатомних відстаней, а також створюваних кутів валентними зв’язками, що з’єднують атоми в макромолекулах. Розвиток пружної деформації супроводжується зміною внутрішньої енергії системи.

Високоеластична деформація також зворотна і характерна для еластомерних матеріалів, зокрема для гуми, що знаходиться 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, при деформуванні одночасно можуть проявлятися пружна деформація з високою (миттєвою) швидкістю і повільна високоеластична деформація. Тому фізична природа зміни форми і об’єму при деформації відрізняються. В залежності від умов деформування гуми змінюються співвідношення між деформаціями, що визначаються різницею швидкостей їх розвитку. Наприклад, час розвитку пружної деформації складає (10^{-6} – 10^{-5}) с і не залежить від температури, тоді як високоеластична деформація навіть при температурах значно вище кімнатних, але нижчих температури деструкції, протікає на два-три порядки повільніше і може тривати декілька днів, місяців, років в залежності від рецептури гуми та характеру і умов впливу зовнішніх чинників. Весь комплекс унікальних фізико-механічних властивостей гуми в основному визначається деформацією саме цього типу [6, с. 14].

Для гуми кожному значенню напруження відповідає цілком конкретне значення рівноважної деформації. І навпаки, кожному значенню деформації відповідає цілком конкретне значення рівноважного напруження, що відрізняється від нуля. В той же час, дійсно рівноважні умови при деформації гуми зазвичай не досягаються внаслідок релаксаційних процесів, що протікають в гумі. При тривалій експлуатації гумотехнічних виробів (ГТВ) в обов'язковому порядку необхідно враховувати релаксаційні процеси в гумі і проявлення їх наслідків в конкретних пристроях з ГТВ [6, с. 15; 8, с. 27].

Для гуми характерним принципом є прискорення хімічних реакцій з підвищенням температури [8, с. 14] , що дає можливість методом прискорених кліматичних випробувань (ПКВ) прогнозувати гарантійні терміни збереження технічних характеристик гум і гарантійні терміни забезпечення роботоздатності ГТВ в заданих умовах експлуатації. Тобто, гума, враховуючи її особливості, підпорядковується дії принципу температуро-часової суперпозиції. Разом з тим слід враховувати, що точність такого прогнозування підвищується в разі наближення температури ПКВ до температури експлуатації ГТВ.

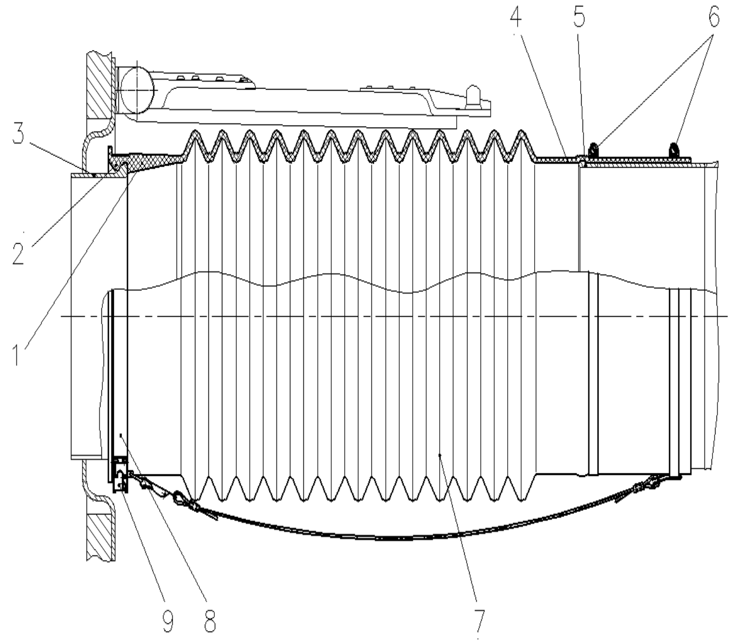
Гума має густину порядку (1100–1300) кг/$м^3$, що менше густини сталі більше, ніж у шість разів, та менше густини алюмінієвого сплаву більше, ніж у два рази, що робить гуму привабливим конструкційним матеріалом для виготовлення виробів різноманітного призначення, які комплектують об'єкти ракетно-космічної техніки.

Пластична деформація гуми пов'язана з незворотними переміщеннями макромолекул одна відносно іншої. Наявність в гумі трьохмірної сітки поперечних хімічних зв'язків перешкоджає розвитку цього виду деформації. Вона розвивається лише при руйнуванні хімічних зв'язків у процесі старіння, яке залежить в першу чергу від дії механічних напружень при деформації, високих температур, світла, озону, кисню, агресивних робочих середовищ тощо або комплексної їх дії [6, с. 14; 8, с. 17] .

Підводячи підсумки аналізу вищезазначених основних особливостей гуми як конструкційного матеріалу, питання створення вузлів стикування вирішувалося комплексно як синтез конструкторських і технологічних рішень одночасно з використанням гуми і нержавіючої сталі 12Х18Н10Т.

З метою зменшення впливу атмосферних чинників на процес старіння була вибрана високоеластична озоностійка гума на основі комбінації хлоропренового та бутадієннітрильного каучуків у рівному співвідношенні з фізико-механічними показниками достатніми для задоволення вимог до вузлів стикування системи термостатування [9, 10], забезпечуючи задані гарантійні терміни збереження технічних характеристик, що підтверджено ПКВ. Враховуючи достатню еластичність гуми та інші фізико-механічні показники, була розроблена конструкція пристрою [11, 12] двох типорозмірів, у вигляді триєдиного гофрованого рукава [13], що притискається заданим зусиллям до горловини ракети механізмом фіксації-розфіксації, та в загальному вигляді має три частини, кожна з яких призначена для виконання відповідних функцій: ущільнювальна знімна частина у вигляді фігурного фланця, центральна гофрована частина як компенсатор усіх можливих відхилень та гасіння коливань і циліндрична гладка незнімна частина, якою рукав приєднується до трубопроводу наземної системи термостатування (рис. 1).

Ущільнювальна знімна частина гумового рукава призначена для легкого приєднання інтерфейсу до горловини ракети і забезпечення з допомогою притискного механізму фіксації-розфіксації бандажного типу надійної герметичності та закріплення на горловині ракети. На зовнішній стороні ущільнювальної частини рукава виконана канавка для центрування механізму фіксації-розфіксації, що в своїй конструкції містить чеку, яка з’єднана з тросиком для автоматичного роз’єднання при відводі стріли транспортно-установлювального агрегату (ТУА) в процесі пуску ракети.



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

Рис. 1 – Схема вузла стикування системи термостатування

Центральна частина рукава виконана гофрованою з гофрами антироздмухувальної конструкції для забезпечення гнучкості, компенсації похибок при виготовленні елементів конструкції ракети і наземного технологічного обладнання, подачі термостатуючого 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 з одного боку від дії ззовні атмосферних чинників і зусилля кришки горловини (на рис. 1 вона позицією не виділена), яка після відділення рукава при старті ракети під дією пружини закриває отвір горловини, а з іншого – від роздмухування рукава під дією внутрішнього тиску термостатуючого повітря. Це досягається тим, що гофри виконані конусними з потовщенням в 1,5 – 2,5 рази при вершинах (h_1) і западинах (h_2) в порівнянні з товщиною бокової частини (h) гофр (рис. 2) [12]. Таке потовщення виконує роль еластичних бандажів у гумовому рукаві, які стримують його роздмухування та придають жорсткість конструкції при притисканні рукава кришкою зусиллям в 5 кг.

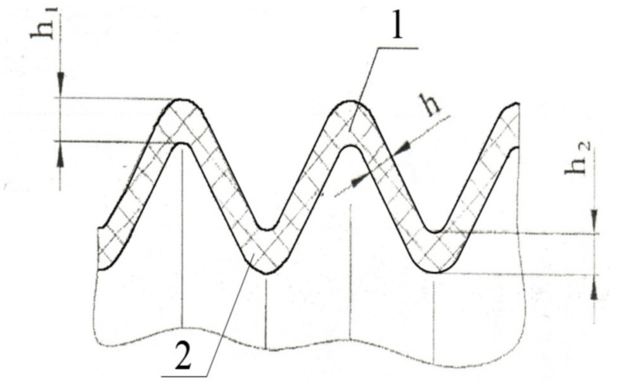
Тиск всередині рукава буде діяти на його роздмухування і рукав може прийняти бочкоподібну форму, що негативно буде впливати на роботоздатність рукава при впливі як зовнішніх, так і внутрішніх чинників. Тому необхідно конструктивним шляхом без ускладнення конструкції (як, наприклад, армування поліуретанового рукава [1] для ракети «Циклон-3») підвищити жорсткість конструкції та запобігти роздмухуванню рукава в процесі експлуатації. Для цього потрібно в конструкцію ввести елементи, що можуть замінити дротову спіраль, та зменшити напруження, що направлені на роздмухування рукава. Представимо рукав як циліндр довжиною в 1 см, внутрішнім діаметром D з товщиною бокової частини гофри h, всередині якого знаходиться термостатуюче повітря під тиском р. Відомо, що в циліндричних конструкціях під внутрішнім тиском робочого середовища р виникають напруження, які визначається за формулою [14]:

$$G = p\,D/2h, \qquad (1)$$

де G – напруження.

Як видно з формули (1), товщина бокової частини h знаходиться в знаменнику, що свідчить про зменшення напружень при потовщенні у вершинах і западинах гофр та призводить до попередження роздмухування рукава. Вказані потовщення, виконуючи роль бандажних поясів, в певних межах також придають конструкції жорсткості як в радіальному, так і в поздовжньому напрямках при дії термостатуючого повітря. Як показали розрахунки за формулою (1) та експериментальні випробування [15], потовщення при вершинах і при западинах в 1,5 – 2,5 рази забезпечили функціонування рукава при дії зусилля від кришки в 5 кг та внутрішнього тиску як робочого 0,02 МПа, так і критичного 0,03 МПа. При дії критичного тиску роздмухування рукава по зовнішньому діаметру 220 мм не перевищувало 15,9 %, а рукава діаметром 150 мм – 13 %.

З метою зменшення концентраторів напружень при деформації рукава в процесі експлуатації, вершини і западини гофр виконані радіусними. Кількість гофр, їх висота і величина зовнішнього та внутрішнього кутів конусів залежать від геометричного розташування на ракеті споживачів термостатуючого повітря (а їх може бути декілька і в різних перерізах) та його параметрів, а також фізико-механічних характеристик гуми, з якої виготовлено рукав. В будь-якому випадку конструкція рукава повинна забезпечити безперебійну подачу споживачам термостатуючого повітря в заданих обсягах під різними кутами відносно площин стабілізації в коловому напрямку і надійну герметизацію як на горловині ракети, так і на трубопроводі системи термостатування.



1 – вершина гофри; 2 – западина гофри; h – товщина бокової частини гофри; h_1 – товщина гофри при вершині; h_2 – товщина гофри в западині

Рис. 2 – Схема перерізу гофр рукава
вузла стикування системи термостатування

При цьому усі поверхні приєднувальних елементів металевих конструкцій, що взаємодіють з поверхнями гумового рукава, повинні мати шорсткість не вище Ra=2,5 мкм. А шорсткість ущільнювальних елементів гумового рукава повинна забезпечуватися елементами конструкції прес-форми з шорсткістю формоутворюючих поверхонь Ra=0,32 мкм.

Слід також зазначити, що повітря через рукав подається з високою швидкістю і в 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. В разі наявності гофрованої частини рукава, виготовленого із високоеластичної гуми, вказана вібрація, як було зазначено раніше, поглинається і розсіюється в основному в самому рукаві і на борт ракети майже не передається або має мінімальний силовий вплив, що позитивно відрізняє запропоновану конструкцію від існуючих. При пуску ракети вібрація від двигуна до його відділення від горловини ракети також поглинається рукавом і не передається на трубопроводи наземної системи термостатування.

Циліндрична гладка (незнімна) частина рукава (або іншої форми) призначена для жорсткого герметичного приєднання рукава до наземної частини системи термостатування. Герметичність досягається завдяки створенню відповідних контактних напружень при радіальній деформації стиснення притискними хомутами. Після старту ракети і примусового або ручного відокремлення гумового рукава від горловини ракети гумовий рукав завдяки притискним хомутам залишається на трубопроводі наземної системи термостатування, розташованого на стрілі ТУА. З метою запобігання потрапляння забруднення в рукав, його потрібно закрити відповідною гумовою заглушкою (в комплект рукава входять два найменування заглушок), що входить в комплект гумового рукава. В разі тривалої перерви роботи щодо приєднання інтерфейсів до КР, рукав необхідно зняти з ТУА, закрити з обох сторін відповідними заглушками з метою попередження попадання всередину рукава забруднень і помістити на зберігання відповідно до вимог технічних умов на рукав.

Розроблена конструкція вузла стикування двох типорозмірів з різними довжинами гумового гофрованого рукава випробувана відповідно до програм наземного експериментального відпрацювання, включаючи позаштатну експлуатацію, з позитивними результатами [15], чому сприяли особливості гуми як конструкційного матеріалу. На думку авторів, вказана конструкція вузла стикування системи термостатування як синтез конструкторських і технологічних рішень є універсальною і може застосовуватися для відділення інтерфейсів від борту КР при різних схемах старту: ходом КР, примусовим відділенням за рахунок відводу стріли ТУА, одночасними рухами КР та стріли ТУА, а також відділенням вручну при відміні старту з певних причин.

Слід відмітити, що для виготовлення гумових гофрованих рукавів вузлів стикування системи термостатування різної довжини з однаковим діаметром розроблена і впроваджена більш ефективна принципово нова технологія [16, 17]. Вона дозволяє мінімізувати кількість технологічного оснащення для їх виготовлення високої якості і, як наслідок, зменшити собівартість виготовлення не лише вузлів стикування, а системи термостатування в цілому.

Висновки. Приведені відомі конструкції вузлів стикування систем термостатування КР, здійснено їх аналіз та відмічені недоліки. Сформульовані основні вимоги до вузлів стикування систем термостатування КР.

На основі синтезу конструкторських і технологічних рішень розроблено принципово нову конструкцію вузлів стикування системи термостатування КР з використанням матеріалів з різними властивостями, зокрема, високоеластичної гуми на основі хлоропренового та бутадієннітрильного каучуків і нержавіючої сталі 12Х18Н10Т для виготовлення, відповідно, гумового гофрованого рукава триєдиної конструкції та металевого механізму фіксації-розфіксації, що жорстко притискає рукав до горловини ракети. В основу конструкції покладені високоеластичні і інші особливості гуми як конструкційного матеріалу. Запропонована конструкція захищена двома патентами на винаходи.

Наведені основні властивості гуми як конструкційного матеріалу, що відрізняють її від інших конструкційних матеріалів, завдяки яким вдалося розробити більш просту і надійну конструкцію вузлів стикування системи термостатування КР.

Розроблена конструкція вузла стикування системи термостатування двох типорозмірів пройшла наземні експериментальні випробування і повністю відповідає вимогам технічного завдання. Вона може забезпечити відділення інтерфейсів від борту КР при різних відомих схемах старту: ходом КР, примусовим відділенням за рахунок відводу стріли ТУА, одночасними рухами КР та стріли ТУА, а також відділенням вручну при відміні старту з певних причин.

Використання гуми для виготовлення гофрованих рукавів вузлів стикування системи термостатування дозволяє зменшити собівартість системи термостатування в цілому.

1. *Бигун С. А., Еланский Ю. А., Хорольский М. С.* Типы и конструктивные особенности узлов стыковки систем термостатирования головных блоков и отсеков ракет-носителей космических аппаратов. Космическая техника. Ракетное вооружение. 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: Spase technology. Missile armaments. 2018. Вып.2. С. 132–138. https://doi.org/10.33136/stma2018.02.132

3. Патент FR №2658479 (A2) Франції.: B64G 1/40; B64G 1/64; B64 G 5/00. 1991.

4. Патент FR №2685903 (A1)Франції: МПК B64G 5/00; F41F3/055; F02K9/44. 1993.
5. Патент №2473003-C1 Російської федерації: МПК[7] F16L 37/20. 2011.
6. *Юрцев Л. Н., Бухин Б. Л.* Резина как конструкционный материал. Большой справочник резинщика. В двух частях. Ч. 1. Каучуки и ингредиенты. М.: ООО «Издательский центр «Техинформ» МАИ», 2012. 744 с.
7. ГОСТ 263-75. Резина. Метод определения твердости по Шору А (с изменением № 1, 2, 3, 4). М., Издательство стандартов, 1989, 10 с.
8. *Кошелев Ф. Ф., Корнев А. Е., Буканов А. М.* Общая техология резины. М.: Химия, 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. 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. Spase technology. Missile armament. 2018. Вып.1 (115). С. 72–84. https://doi.org/10.33136/stma2018.01.072
11. Патент 120445 України: B64G 5/00, B64G 1/40, F16L 37/08, F41F 3/055, F16L 33/00 / *С. О. Бігун, І. П. Бабич, О. В. Нестеров, М. С. Хорольський, О. І. Скоков.* а 2017 11016; заявл. 10.11.2017; опубл. 10.12.2019, Бюл. № 23, 4 с.
12. Патент 120469 України: B64G 5/00, B64G 1/40, F25B 29/00, F16L 33/00, F16L 37/12, F16L 25/00 / *С. О. Бігун, М. С. Хорольський*. а 2018 02244; заявл. 05.03.2018; опубл. 10.12.2019, Бюл. № 23, 4 с.
13. *Хорольський М. С., Бігун С. О.* Щодо концепції створення вузлів стикування систем термостатування ракет космічного призначення. *Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки.* 2019. Т. XXVII. С. 162–168.
14. *Беляев Н. М.* Сопротивление материалов. М.: Наука, 1965. 856 с.
15. *Бигун С. А., Хорольский М. С., Скоков А. И., Каплун С. В.* Экспериментальные исследования результатов отработки узлов стыковки системы термостатирования РКН «Циклон-4». Космическая техника. Ракетное вооружение. 2016. Вып.2 (112). С. 43–51.
16. Спосіб виготовлення рукавів стикування трубопроводу системи термостатування: пат. 143346 Україна: МПК B64G 5/00, B64G 1/40, F16L 37/08, F16L 33/00, F41F 3/055 / С. О. Бігун, І. П. Бабич, О. В. Нестеров, М. С. Хорольський, О. І. Скоков, С. В. Каплун. опубл.27.07.2020, Бюл. № 14, 4 с.
17. Хорольський М. С., Бігун С. О. Особливості виготовлення рукавів стикування системи термостатування космічної ракети «Циклон-4». Вісник Дніпровського університету. Серія: Ракетно-космічна техніка. 2020. Т. 28, № 4. Випуск 23. С. 62–69.

Отримано 24.02.2021,
в остаточному варіанті 31.03.2021