

<https://doi.org/10.15407/knit2021.04.011>  
УДК 629.07.06

М. С. ХОРОЛЬСЬКИЙ<sup>1</sup>, доцент, канд. техн. наук, старш. наук. співроб.  
С. О. БІГУН<sup>2</sup>, нач. сектору

<sup>1</sup> Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара  
Проспект Гагаріна 72, Дніпро, Україна, 49010

<sup>2</sup> Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» імені М. К. Янгеля»  
вул. Криворізька 3, Дніпро, Україна, 49008

## РОБОТОЗДАТНІСТЬ РУКАВІВ СТИКУВАННЯ СИСТЕМИ ТЕРМОСТАТУВАННЯ КОСМІЧНОЇ РАКЕТИ «ЦИКЛОН-4» В ЕКСТРЕМАЛЬНИХ УМОВАХ

*Аналізується роботоздатність в екстремальних умовах експлуатації принципово нових типів і більш простих за конструкцією від наявних пристроїв стикування системи термостатування, що використані для космічного ракетного комплексу «Циклон-4». Роботоздатність вказаних пристроїв досягається завдяки комплексному використанню унікальних властивостей гуми як конструкційного високоеластичного матеріалу для виготовлення гофрованих рукавів оригінальної конструкції в комбінації з металевим механізмом фіксації-розфіксації для жорсткого закріплення їх на горловинах ракети. Показано, що у будь-яких нештатних умовах пристрої стикування з гумовим рукавом забезпечують надійну герметичність рукавів по горловині ракети та легко від неї від'єднання з мінімальним силовим впливом на ракету при старті. З іншого боку, вони дають жорстке з'єднання з трубопроводом наземної частини системи термостатування та забезпечують герметичність і фіксацію на ньому рукава після старту ракети. Завдяки використанню комбінації конструкторських і технологічних рішень з використанням властивостей матеріалів різної природи створено принципово нові пристрої стикування, що забезпечують надійну роботоздатність при підготовці до пуску та його здійсненні в екстремальних умовах. Розроблено нову методологію проєктування пристроїв стикування системи термостатування космічного ракетного комплексу «Циклон-4». Для запобігання перевищення робочого тиску в наземній частині системи термостатування, що призводить до екстремальних умов експлуатації, механізм фіксації-розфіксації спроектовано таким чином, що в робочому стані притиснення стінки ущільнювальної частини рукава при заданій деформації забезпечується відповідний стабільний зазор між зовнішнім діаметром виступу горловини ракети і його внутрішнім діаметром бандажу для можливості спрацювання ущільнювальної частини рукава як запобіжного клапана. В такому випадку ущільнювальна частина рукава, розтягуючись і зменшуючись по товщині, витягнеться через вказаний зазор і забезпечить від'єднання рукава від горловини ракети у процесі її старту або його відміни.*

*У випадку неспрацювання чеки механізму фіксації-розфіксації конструкція пристрою стикування трубопроводу забезпечить гарантоване безаварійне від'єднання рукавів з мінімальним силовим впливом як на ракету, так і на наземну частину системи термостатування. Як і у випадку перевищення критичного тиску в системі, ущільнювальна частина рукава завдяки осьовому розтягуванню спрацює як запобіжний клапан. Ущільнювальна частина рукава, яка в зоні канавки під механізм фіксації-розфіксації має менший поперечний переріз, при розтягуванні буде зменшувати свою товщину і витягнеться через зазор між зовнішнім діаметром виступу горловини ракети і внутрішнім діаметром бандажу механізму фіксації-розфіксації, що підтверджено експериментальними дослідженнями на спеціальному стенді для випробувань, на-*

Цитування: Хорольський М. С., Бігун С. О. Роботоздатність рукавів стикування системи термостатування космічної ракети «Циклон-4» в екстремальних умовах. *Космічна наука і технологія*. 2021. 27, № 4 (131). С. 11—20. <https://doi.org/10.15407/knit2021.04.011>

ближених до умов експлуатації. При цьому зусилля від'єднання рукава від горловини ракети на порядок нижчі, ніж руйнівне зусилля рукава в осьовому напрямку при розтягуванні.

**Ключові слова:** екстремальні умови експлуатації, система термостатування, герметичність, гумовий рукав, ущільнювальна знімна частина, незнімна частина, запобіжний клапан, деформація, механізм фіксації-розфіксації.

## ВСТУП

Для підготовки до пуску космічної ракети (КР) і забезпечення виконання нею поставлених задач використовуються різноманітні системи. Однією із них є система термостатування (СТ), від надійної роботи якої залежить підготовка і виконання успішного запуску. Для забезпечення роботи вузлів і агрегатів космічної ракети «Циклон-4» в штатному режимі у «сухі відсіки» подається термостатувальне повітря низького (надлишкового) тиску до 20 кПа з витратами від 225 до 3850 м<sup>3</sup>/год та температурою від 5 до 25 °С. Повітря заданих параметрів подається наземною СТ через приєднані до горловин ракети трубопроводи з допомогою пристроїв стикування (ПС), які є кінцевою ланкою (інтерфейсом) руху повітря до борту ракети. Аналіз відомих у світі технічних рішень [1, 3, 6] показав, що вони у більшості випадків складні за конструкцією, переважно одноразової дії або з низькою надійністю роботи і значним силовим впливом на ракету при від'єднанні у процесі старту. Це стимулювало наукові дослідження задля пошуку нових більш ефективних технічних рішень, тим більше, що Україна раніше розробкою наземних ракетних комплексів не займалась. За участі авторів були запропоновані принципово нові конструкції пристроїв стикування [4, 5], в основу яких покладено конструкції з використанням гумового гофрованого триєдиного рукава, що з'єднує трубопровід наземної СТ з відповідною горловиною ракети своєю ущільнювальною частиною за допомогою механізму фіксації-розфіксації, забезпечуючи кріплення і герметичність. На думку авторів, вказані технічні рішення найбільш повно забезпечують вимоги до роботи пристроїв стикування у штатних режимах роботи, основними з яких є забезпечення герметичності і надійності приєднання до горловини ракети під різними кутами, мінімальний силовий вплив на борт ракети у процесі подачі термоста-

тувального повітря і автоматичне від'єднання при її старті з мінімальним силовим впливом, компенсація технологічних, монтажних і експлуатаційних відхилень тощо.

## ПОСТАНОВКА ЗАДАЧІ

Метою даної роботи є дослідження забезпечення надійної роботоздатності створених нових типів пристроїв стикування СТ ракети «Циклон-4» в екстремальних умовах експлуатації щодо виконання пред'явлених вимог, особливо забезпечення герметичності і утримання гумового рукава у місцях приєднання, гарантованого від'єднання від горловини космічної ракети перед стартом або у процесі старту у будь-яких умовах, навіть при завищенні тиску в СТ або заклинюванні чеки механізму фіксації-розфіксації (МФР).

## ОБ'ЄКТИ ДОСЛІДЖЕННЯ

Об'єктами дослідження є пристрої стикування, що містять шість типорозмірів гумових рукавів, наведених у таблиці та показаних на рис. 1, що у складі ущільнювальних пристроїв приєднуються до відповідних горловин відсіків КР «Циклон-4», та трубопроводів наземної СТ.

Як видно з таблиці, рукави мають два типорозміри з діаметрами 150 і 220 мм, що залежить від об'єму «сухого відсіку». При цьому рукави обох діаметрів мають різну довжину, але однакові конструктивні частини для надійного функціонування ПС, а саме: ущільнювальну, гофровану компенсувальну і циліндричну приєднувальну. При старті ракети від'єднання має бути тільки по ущільнювальній частині рукава.

Кожний рукав 1 з одного боку ущільнювальною частиною 2 приєднується до горловини ракети 3, а з іншого — циліндричною приєднувальною частиною 4 — до трубопроводу 5 наземної СТ і закріплюється двома хомутами 6. Між вказаними частинами розташована гофрована частина, яка забезпечує можливість приєднання

рукава до горловини ракети під різними кутами без зменшення площі поперечного перерізу та гасіння коливань при подачі у «сухі відсіки» термостатувального повітря. На зовнішньому діаметрі ущільнювальної частини виконано канавку 8 для розміщення і центрування в ній механізму фіксації-розфіксації, загальний вид якого показаний на рис. 2. За його допомогою рукав притискується до горловини КР з відповідною радіальною деформацією стінки рукава, тим самим забезпечуючи надійну герметизацію ущільнювальної частини, достатнє зусилля утримання рукава на горловині у процесі подачі термостатувального повітря і від'єднання від неї в процесі старту або відміни пуску. При установці рукава ущільнювальна частина з незначним натягом по внутрішньому діаметру встановлюється на горловину ракети з центруванням по зовнішньому діаметру виступу горловини, а по її зовнішньому діаметру в канавку встановлюється бандаж 1 МФР, до якого через стопорний механізм приєднується трос 2 з чекою для автоматичного від'єднання і притискується фіксатором 3.

Величина радіальної деформації стінки рукава методом притиснення бандажем МФР до виступу горловини ракети в даному випадку відіграє важливу роль, яка буде показана нижче.

### ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНА ЧАСТИНА

Для проведення досліджень поведінки ПС СТ при різних умовах експлуатації було спроектовано стенд, принципову схему якого показано на рис. 3. На площадці 1 стенда, встановленого на опорах 2, закріплено знімну панель 3 з горловиною 4 для імітації натурної горловини ракети, до якої приєднується ущільнювальною частиною 5 та притискується механізмом фіксації-розфіксації 6 випробуваний рукав 7. Механізм фіксації-розфіксації 6 з'єднаний тросиком 8 з хомутами 9, що закріплюють рукав на насадці 10 панелі зі штуцером 11, до якої приєднується шланг випробувального компресора (на рисунку не показано), що імітує компресор наземної частини СТ. Для імітації зусилля від'єднання від горловини ракети 4 під різними кутами рукава 7 шести типорозмірів до панелі 11 через блок 12 приєднувався трос 13 на платформу 14, на яку вста-

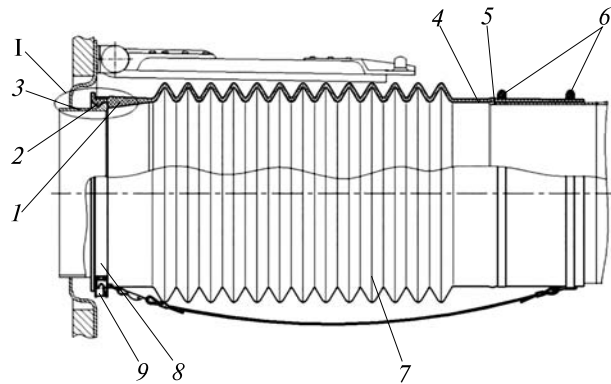


Рис. 1. Схема пристрою стикування системи термостатування: 1 — гумовий рукав, 2 — ущільнювальна частина рукава, 3 — горловина ракети, 4 — циліндрична приєднувальна частина рукава, 5 — трубопровід системи термостатування, 6 — хомути для жорсткого кріплення рукава, 7 — гофрована компенсувальна частина рукава, 8 — канавка в рукаві для центрування механізму фіксації-розфіксації, 9 — механізм фіксації-розфіксації

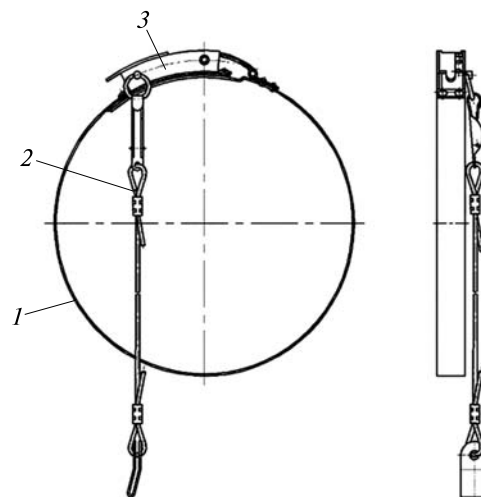
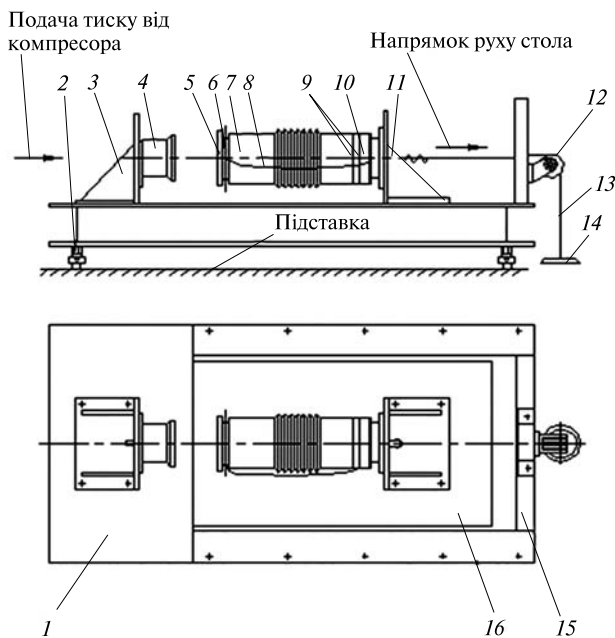


Рис. 2. Загальний вид механізму фіксації-розфіксації: 1 — бандаж, 2 — трос, 3 — фіксатор

### Габаритні розміри рукавів пристроїв стикування

Найменування рукава	$D$ , мм	$L$ , мм
1. Рукав ХВ1	150	495
2. Рукав ПВ1	150	475
3. Рукав ХВ2	150	460
4. Рукав ПхВ2	220	700
5. Рукав МСВ	150	410
6. Рукав ГБ	220	720



**Рис. 3.** Принципова схема стенда для імітування умов експлуатації: 1 — площадка, 2 — опори, 3 — панель, 4 — горловина, 5 — ущільнювальна частина рукава, 6 — механізм фіксації-розфіксації, 7 — випробуваний гумовий рукав, 8 — тросик; 9 — технологічні хомути, 10 — насадка, 11 — панель зі штуцером, 12 — блок для канату, 13 — канат, 14 — вантажна платформа, 15 — нерухомий стіл, 16 — рухомий стіл

новлювалися ваги відповідної маси. Блок 12 для троса закріплено на нерухомому столі 15, всередині якого з мінімальним коефіцієнтом тертя встановлено рухомий стіл 16 з панеллю 11. На вказаному стенді окрім зусилля від'єднання рукавів (в даній статті результати не приводяться), визначалась роботоздатність рукавів в екстремальних умовах, зокрема забезпечення надійної герметичності та утримання у місцях приєднання при робочому тиску і при його перевищенні у випадку відмови роботоздатності запобіжного клапана у трубопроводі СТ, гарантованого від'єднання рукава від горловини саме по його ущільнювальній частині та заклинювання чеки у МФР.

Відомо, що для забезпечення надійної тривалої герметизації стандартного ущільнювального пристрою з використанням гуми як конструкційного матеріалу [7] на границі метал — гума потрібно створити відповідні контактні напру-

ження, щоб перекрити можливі щілини між поверхнями металу і гуми, яка є високоеластичним конструкційним матеріалом. Вказаного перекриття можна досягнути двома шляхами: зменшенням шорсткості контактних поверхонь і відповідною заданою величиною деформації гуми у місцях приєднання.

Слід зазначити, що у ПС ракети гумовий рукав має два місця приєднання: з одного боку ущільнювальною частиною він приєднується до горловини ракети, яке є рознімним при старті ракети або при відміні пуску, а з іншого — він приєднується до трубопроводу наземної частини СТ, яке є не рознімним. З обох боків рукав повинен забезпечувати надійну герметичність та утримання в місцях приєднання у процесі експлуатації. Наприклад, в разі пориву вітру або інших природних збурень гумові рукави до пуску ракети повинні надійно утримуватися у місцях приєднання, а при пуску ракети відділитися саме по горловині ракети з мінімально допустимим силовим впливом на ракету. Інакше станеться нештатна ситуація з непередбачуваними наслідками. Це змусило провести відповідні дослідження умов від'єднання рукавів у критичних режимах, тобто в екстремальних умовах.

На першому етапі досліджень на вказаному стенді (рис. 3) з імітуванням умов експлуатації рукави у місцях приєднання притискалися до металевих частин з однаковою розрахунковою деформацією з урахуванням полів допусків. Але у процесі досліджень з'ясувалося, що при перевищенні тиску в системі деякі рукави відділялися не по горловині ракети, а по циліндричній його частині. На думку авторів, це пов'язано з недостатнім зусиллям утримання рукава на його циліндричній частині і збільшеним зусиллям на ущільнювальній частині через наявність на її внутрішній поверхні центрального і фіксуючого виступу. Це змусило збільшити ширину перекриття циліндричної частини гумового рукава з металевим трубопроводом та встановити два хомути (рис. 1) з більшою величиною радіальної деформації з урахуванням релаксаційних процесів для збільшення зусилля зняття циліндричної частини рукава з трубопроводу наземної СТ, створюючи комфортні умови для гарантова-

ного відділення ПС саме по горловині ракети. Це досягається тим, що поверхня ущільнювальної частини рукава у центрувальній канавці на період термостатування відсіків ракети притискується бандажем МФР, який в даному випадку є пристроєм тимчасової дії. А тому релаксаційні процеси (зокрема релаксація напруження) за короткий термін термостатування не встигають проявитися.

З іншого боку рукав циліндричною незнімною частиною закріплюється на трубопроводі наземної частини СТ із забезпеченням більшого ступеня деформації двома хомутами жорсткого кріплення як для забезпечення герметичності, так і для утримання рукава на трубопроводі при екстремальних умовах експлуатації, тобто при заклинюванні чеки і неспрацюванні МФР.

На рис. 4 наведено схему взаємодії ущільнювальної частини рукава з МФР.

Що менша шорсткість поверхні, то менші зусилля потрібні для забезпечення такого перекриття. Оскільки при монтажі важко визначити контактні напруження, а вони залежать від величини зусилля притиснення гуми до металу, то їх можна і доцільно створити, забезпечивши відповідну постійну деформацію стиснення стінки гумового рукава, яка розраховується за формулою

$$\varepsilon = \frac{h_k - \delta}{h_k} \cdot 100\%, \quad (1)$$

де  $h_k$  — товщина недеформованої стінки ущільнювальної частини рукава в канавці для розташування МФР над виступом горловини,  $\delta$  — товщина деформованої стінки ущільнювальної частини рукава в канавці МФР над виступом горловини, яка дорівнює зазору між зовнішнім діаметром горловини ракети і внутрішнім діаметром бандажу МФР в зафіксованому стані.

Як видно з рис. 4,

$$h_k = (D_k - D_r)/2, \quad (2)$$

$$\delta = (D_1 - D_r)/2, \quad (3)$$

де  $D_k$  — діаметр канавки ущільнювальної частини рукава до деформації МФР,  $D_r$  — зовнішній діаметр виступу горловини ракети,  $D_0$  — внутрішній діаметр МФР до забезпечення радіальної деформації ущільнювальної частини рукава над виступом горловини (в незафіксованому стані),

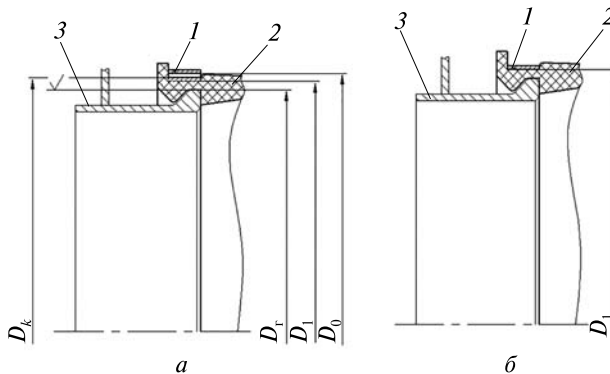


Рис. 4. Схема взаємодії ущільнювальної частини рукава з механізмом фіксації-розфіксації: 1 — бандаж механізму фіксації-розфіксації, 2 — ущільнювальна частина рукава, 3 — горловина космічної ракети

$D_1$  — внутрішній діаметр бандажу МФР після забезпечення радіальної деформації ущільнювальної частини рукава над виступом горловини (в зафіксованому стані).

Дослідження показали, що гумові рукави всіх типорозмірів легко монтується на горловину ракети, при цьому натяг по внутрішньому діаметру для рукавів діаметром 150 мм становив 2.74 %, а для рукавів 220 мм — 1.85 %.

Враховуючи властивості гуми як конструкційного матеріалу, в гумі спостерігається при постійній деформації релаксація напруження, тобто зниження контактних напружень, інтенсивність якого зменшується з часом і наближається до рівноважного стану лише через деякий час, що залежить від багатьох чинників: величини деформації, тривалості її дії, температури тощо. Це означає, що між зусиллям стиснення і величиною деформації, що викликає відповідні контактні напруження, в гумі встановлюється рівновага. І якщо для металу, який має два види деформації: пружну і пластичну, величина деформації відповідно до прикладеного зусилля встановлюється практично миттєво (встановлення рівноваги) [2], то для гуми поняття деформації потрібно розуміти двояко: оскільки це і процес, і величина, бо гума має три види деформації: пружну, високоеластичну і пластичну [8]. І в даному випадку при тривалій експлуатації (до 10 років і більше) нерухомого з'єднання з урахуванням релаксації напруження (зниження

контактних напружень з терміном часу) проявляється саме високоеластична деформація. При постійному зазорі між контактними поверхнями її величина з урахуванням полів допусків на відповідні розміри гумового виробу і місця його установлення повинна становити 18...45 % при осьовому стисненні виробу і 16...35 % — при радіальному стисненні. При цьому шорсткість поверхонь приєднання для нерухомих з'єднань повинна становити не менше ніж  $R_a = 2.5$ , а шорсткість ущільнювальної поверхні гумового виробу повинна забезпечуватися шорсткістю формоутворювальних поверхонь прес-форми, яка повинна мати тверде хромове покриття з шорсткістю  $R_a = 0.32$ , товщиною 9...15 мкм для не активно-корозійних гум та 15...30 мкм для активно-корозійних гум, наприклад для гум на основі фтористих каучуків. В нашому випадку для виготовлення рукавів використовується гума на основі комбінації хлоропренового і бутадієн-нітрильного каучуків, яка є достатньо еластичною та не активно корозійною.

У пристроях стикування системи термостатування КР «Циклон-4» запропоновано конструкторські рішення з радіальним стисненням торцевих частин гумового рукава (рис. 4), які відрізняються від стандартних, оскільки вони призначені для забезпечення різноманітних функцій, і кожне місце приєднання рукава перебуває в різних напружено-деформованих станах. Так, ущільнювальна знімна частина рукава на відміну від незнімної циліндричної частини забезпечує виконання функцій лише у період підготовки до пуску ракети та забезпечення пуску. Тобто, герметичність та утримання рукава на горловині ракети забезпечуються лише при подачі термостатного повітря і впливі зовнішніх атмосферних чинників саме в цей проміжок часу, який є порівняно коротким (орієнтовно 1...7 діб). В даному випадку при визначенні деформації притиснення ущільнювальної знімної частини рукава не потрібно враховувати наявність релаксації напруження, а тому величина її деформації, на відміну від циліндричної частини, повинна бути меншою. Як показали дослідження, при деформації ущільнювальної частини в межах 10...20 %, розрахованих за формулами (1)—(3), забезпечу-

ється герметичність, яка оцінювалась по спаду тиску в рукаві, і легко досягається натяг бандажу фіксатором для забезпечення радіальної деформації стінки рукава і його фіксації чекою. Протягом трьох діб спад тиску дорівнював нулю.

Для забезпечення рукавом стикування багатьох функцій [6] в різних елементах його конструкції у процесі експлуатації одночасно проявляється як пружна, так і високоеластична деформація. Наприклад, при подачі термостатувального повітря у сухі відсіки виникає високочастотна вібрація рукава, яка миттєво розсіюється і гаситься у матеріалі рукава завдяки гістерезисним властивостям гуми і наявності в конструкції триединого рукава гофрованої компенсаторної частини, що мінімізує силовий вплив на саму ракету і трубопровід СТ наземної частини. У процесі старту ракети і від'єднання рукава від її горловини спостерігається також миттєва деформація гуми в ущільнювальній та гофрованій частинах, термін дії якої становить  $10^{-6}...10^{-5}$  с.

Водночас для забезпечення надійної герметичності циліндричної незнімної частини гумового рукава і закріплення на трубопроводі вона притискується двома незнімними хомутами з деформацією, розрахованою за формулами, аналогічними формулам (1)—(3), яка повинна з урахуванням полів допусків становити 18...45 %, оскільки з часом в цьому місці приєднання у гумі буде спостерігатися зниження контактних напружень, пов'язане з перегрупуванням ланок ланцюга під впливом теплового руху. В такому випадку у гумі процес встановлення рівноваги може тривати місяці і роки в залежності від температури, підвищення якої впливає на прискорення процесу релаксації. Тому на незнімній ущільнювальній частині гумового рукава СТ, яка тривалий час перебуває в напружено-деформованому стані, буде спостерігатися значна релаксація напруження, особливо на початковій стадії, і на якій спостерігається накопичення залишкової деформації, величина якої залежить від температури, тривалості дії зусилля притиснення тощо. Крім того, більше значення деформації на незнімній частині забезпечує надійне відокремлення рукава саме по ущільнювальній частині від горловини ракети при старті. В тако-

му випадку рукав завжди залишиться на трубопроводі наземної частини.

Як і в стандартних ущільнювальних пристроях, для забезпечення надійної герметичності поверхня виступу горловини ракети  $D_r$  (рис. 4, а) повинна мати шорсткість поверхні, аналогічну стандартним, тобто не меншу ніж  $R_a = 2.5$ , а внутрішня поверхня бандажу  $D_0$  також повинна мати гладку поверхню. Це дає можливість не лише забезпечити надійну герметичність, а й полегшити від'єднання рукава від горловини ракети.

Аналогічну шорсткість повинні мати поверхні отвору і чеки, що буде запобігати її заклинюванню у фіксаторі стопорного механізму.

При випробуваннях рукавів на вказаному стенді (рис. 3) з подачею термостатувального повітря робочого тиску до 20 кПа без його витрат і кімнатній температурі роздмухування рукава не спостерігалось. Пристрій стикування мав вигляд, як показано на рис. 1, і в такому стані гумовий рукав, маючи потовщення при вершинах і западинах гофр порівняно з товщиною стінки у 1.5 рази, які виконують у гофрованій частині роль бандажів, перебував тривалий час (близько 8 год) без змін, тобто збільшення діаметра рукава практично не спостерігалось. При імітації екстремальних умов експлуатації з підвищенням тиску повітря в три рази, тобто до 0.06 МПа, рукав, враховуючи релаксацію (повзучість) гуми, роздмався зі збільшенням діаметра в середній гофрованій частині до 15.9 %, набував бочкоподібної форми, як показано на рис. 5, і поступово розтягувався по найтоншій частині стінки ущільнювальної частини рукава — в канавці під бандажем МФР (ставав тоншим), що призводило до зменшення радіальної деформації стінки рукава в цьому місці. А через деякий час (приблизно 6...8 хв) ущільнювальна частина плавно знімалася з горловини ракети, опускаючись на рухомий стіл, а рукав зависав на насадці 10 рухомого столу.

Зменшення деформації між діаметрами горловини  $D_r$  і внутрішнім діаметром бандажу МФР у зафіксованому стані, коли  $D_0$  наближається до  $D_1$ , (рис. 4) дає можливість при екстремальних умовах роботи системи термостатування у випадку перевищення тиску і заклинювання чеки МФР ущільнювальної частині триєдиного рукава

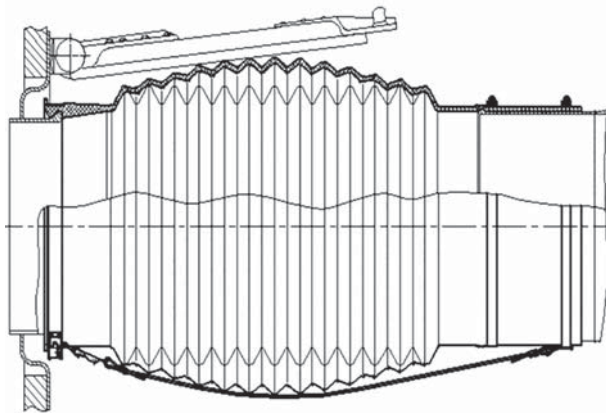


Рис. 5. Загальний вигляд гумового рукава при екстремальному тиску 0.06 МПа

під час старту ракети спрацювати як запобіжний клапан, забезпечивши її проходження в зазорі між вказаними діаметрами. Це підтверджено експериментальними даними при тиску робочого середовища, що перевищує заданий у 3...6 разів.

Екстремальним випадком експлуатації вказаного пристрою теоретично також може бути заклинювання чеки у механізмі фіксації-розфіксації рукава. Тоді при старті рухом ракети, рухом стріли транспортно-установлювального агрегату при її відводі, на якій закріплено трубопровід разом з гумовим рукавом, або їхніми одночасними рухами, останній почне розтягуватися з відповідним подовженням і внутрішнім напруженням.

Виникає питання: чи не зруйнується рукав при розтягуванні? Тоді зруйнована частина залишиться на горловині ракети і кришка горловини не закриється, що може призвести до негативних наслідків.

Товщина стінки рукавів діаметром 150 та 220 мм однакова і дорівнює 4 мм, а в зоні під бандажем МФР вона тонша на 1 мм. Не викликає сумніву, що міцність рукава діаметром 150 мм менша від міцності рукава діаметром 220 мм при осьовому розтягуванні, а тому зусилля  $P$  на розрив при осьовому розтягуванні може бути розраховане за класичною формулою

$$P = [G] \cdot F, \quad (4)$$

де  $[G]$  — умовна допустима міцність вибраної гуми на розрив при розтягуванні (в нашому випадку  $[G] = 8.8$  МПа при відносному подовженні

при розриві не менш ніж 250 %),  $F$  — площа поперечного перерізу гумового рукава з внутрішнім діаметром 150 мм.

При зазначеній вище умовній допустимій міцності вибраної гуми (8.8 МПа) і відносному подовженні при розтягуванні до розриву (250 %) критичне зусилля при розриві по найтоншому місцю під бандажем МФР, розраховане за формулою (4), перевищуватиме 16.15 кН, і по стінці рукава товщиною 4 мм — понад 21.68 кН, що перевищує критичне зусилля руйнування більш, ніж на 34 %. А це означає, що рукав не буде зруйнований у будь-якому випадку, бо при розтягуванні, враховуючи нестислість гуми, під бандажем стінка рукава при розтягуванні буде зменшуватися по товщині і пройде через постійний зазор між виступом горловини ракети  $D_r$  і внутрішнім діаметром бандажу МФР  $D_1$  (рис. 4). Як і у попередньому випадку, при досягненні критичного тиску в системі термостатування ущільнювальна частина рукава спрацює як запобіжний клапан. Як підтвердили експериментальні дослідження на спеціальному стенді (рис. 3), при зафіксованому положенні чеки (імітація неспрацювання чеки), максимальне зусилля від'єднання становило лише 1600 Н, тобто на порядок менше від критичного значення. Таким чином, при неспрацюванні чеки руйнації рукава не відбувається, а при вказаному зусиллі ущільнювальна частина рукава, зменшившись по товщині при розтягуванні, забезпечить плавне від'єднання рукава від горловини ракети.

Таким чином, розроблені принципово нові конструкції ПС СТ забезпечують роботоздатність в екстремальних умовах експлуатації і впроваджені у конструкцію космічного ракетного комплексу «Циклон-4».

## ВИСНОВКИ

На основі проведених в роботі теоретичних і експериментальних досліджень зроблено такі висновки.

1. Розроблені пристрої стикування, що містять гумові високоеластичні рукави, забезпечують надійну герметичність як по ущільнювальній знімній частині, що притискується бандажем МФР до виступу горловини ракети так і по

незнімній частині, приєднаних до трубопроводу наземної системи термостатування та притиснутих двома хомутами. При цьому ущільнювальні поверхні гумового рукава повинні виготовлятися у прес-формі з шорсткістю формуютьовальних поверхонь  $R_a = 0.32$  з твердим хромовим покриттям товщиною 9...15 мкм, а робочі поверхні металевих елементів, до яких притискується гумовий рукав, повинні мати шорсткість  $R_a = 2.5$ . Поверхня внутрішнього діаметра бандажу МФР, яким притискується ущільнювальна частина рукава до горловини ракети, також повинна мати гладку поверхню з шорсткістю не менше  $R_a = 2.5$  з метою легкого відділення рукава від горловини ракети. Мінімальна деформація стінки гумового рукава по знімній ущільнювальній частині може становити 10...20 %, а по незнімній частині — 18...45 % з урахуванням полів допусків з метою гарантованого відділення пристрою стикування від горловини ракети саме по ущільнювальній частині рукава.

2. Механізм фіксації-розфіксації у робочому стані притиснення стінки ущільнювальної частини гумового рукава при заданій деформації забезпечує відповідний стабільний зазор між зовнішнім діаметром виступу горловини ракети і внутрішнім діаметром бандажу для можливості спрацювання ущільнювальної частини рукава як запобіжного клапана в екстремальних умовах експлуатації, тобто при перевищенні допустимого робочого тиску, і гарантованого від'єднання рукава від горловини ракети під час старту або при відміні пуску.

3. В разі неспрацювання чеки МФР конструкція пристрою стикування трубопроводу СТ забезпечить гарантоване безаварійне від'єднання рукавів СТ з мінімальним силовим впливом як на ракету, так і на наземну частину СТ. Як і у випадку перевищення критичного тиску в СТ, ущільнювальна частина рукава спрацює як запобіжний клапан, що підтверджено експериментальними дослідженнями.

4. Вказані пристрої стикування і концепція їхнього проектування впроваджені в конструкцію космічного ракетного комплексу «Циклон-4», і можуть бути рекомендовані при проектуванні наступних його модифікацій.



## ЛІТЕРАТУРА

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 (103). С. 65–68.
2. Лепетов В. А., Юрцев Л. Н. Расчеты и конструирование резиновых изделий и технологической оснастки: Учеб. пособие для вузов. Под ред. Л. Н. Юрцева. Москва: Изд-во ИСТЕК, 2009. С. 12–14.
3. Патент Російської Федерації № 2596706-С1, МПК F16L 37/00 B64G 5/00.
4. Патент України № 120445. Бигун С. О., Бабіч І. П., Нестеров О. В., Хорольский М. С., Скоков О. І. Пристрій стикування трубопроводу системи термостатування.
5. Патент України № 120469. Бигун С. О., Хорольский М. С. Пристрій стикування трубопроводу системи термостатування.
6. Патент Франції № 2685903-А1, Мкл5 В64G 5/00. 2 с.
7. Хорольский М. С. *Уплотнения стандартные*. Большой справочник резинщика: В двух частях. Ч. 2. Резины и резинотехнические изделия. Под ред. С. В. Резниченко, Ю. Л. Морозова. Москва: ООО «Издательский центр «Техинформ» МАИ», 2012. С. 296–302.
8. 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. Москва: ООО «Издательский центр «Техинформ» МАИ», 2012. С. 14–31.

*Стаття надійшла до редакції 14.06.2021*

## REFERENCES

1. Bigun S. A., Elanskyi Yu. A., Khorolskyi M. S. (2013). Types and design features of docking units for thermostating systems of head units and compartments of spacecraft launch vehicles. *Space Technology. Missile armament: Sat. scientific and technical st.*, Issue 1 (103), 65–68.
2. Lepetov V. A., Yurtsev L. N. (2009). *Calculations and design of rubber products and technological equipment: Textbook. textbook for universities*. Ed. L. N. Yurtsev. M: Publishing house “ISTEK”, 12–14.
3. Patent Rosiyskoyi Federatsiyi № 2596706-S1, MPK F16L 37/00 B64G 5/00. 12.
4. Patent Ukraine № 120445, IPC B64G 5/00, B64G 1/40. Bigun C. O., Babich I. P., Nesterov O. V., Khorolskyi M. S., Skokov O. I. Attach the stikuvannya to the pipeline of the thermostat system.
5. Patent Ukraine № 120469, IPC B64G 5/00, B64G 1/40. Bigun C. O., Khorolskyi M. S. Attach the stikuvannya to the pipeline of the thermostat system.
6. Patent France № 2685903-A1, Mkl5 B64G 5/00.
7. Khorolskyi M. S. (2012). *Standard seals*. Big reference book of the rubber worker: In two parts. Part 2. Rubber and rubber products. Ed. S.V. Reznichenko, Yu. L. Morozov. Moscow: LLC “Publishing Center” Techinform “MAI”, 296–302.
8. Yurtsev L. N., Bukhin B. L. (2012). *Rubber as a structural material*. Big reference book of a rubber worker. In two parts. Part 1. Rubbers and ingredients. Eds S. V. Reznichenko, Yu. L. Morozov. Moscow: LLC “Publishing Center” Techinform “MAI”, 14–31.

*Received 14.06.2021*

*M. S. Khorolskyi*<sup>1</sup>, Docent, Ph.D. in Tech., Senior Researcher

*S. O. Bigun*<sup>2</sup>, Head of Department

<sup>1</sup> Oles Honchar Dnipro National University

72 Gagarina Ave., Dnipro, 49010 Ukraine

<sup>2</sup> Yangel Yuzhnoye State Design Office

3 Kryvorizka Str, Dnipro, 49008 Ukraine

#### PERFORMANCE OF INTERFACE HOSES FOR THERMAL CONDITIONING SYSTEM OF CYCLONE-4 SPACE ROCKET IN EXTREME CONDITIONS

This article contains the analysis of the performance of interface hoses for the thermal conditioning system of a Cyclone-4 space rocket in extreme operating conditions. thermal conditioning system interfaces with rubber hoses must ensure a tightness of a hose at a rocket's inlet with easy detachment, involving little to no force impact on the rocket during its start on its one end, and rigid connection with a pipeline of the thermal conditioning system ground part, ensuring the hose tightness and retaining after the launch of a rocket on its other end, under any abnormal operating conditions. As it is shown in the article, this goal is attained by inducing contact stresses on surfaces adjacent to the rubber hose, originating from a designed radial compressive stress and coarseness of the contact surfaces. At the same time, the detachable part is subjected to lower radial deformation than the fixed one.

To prevent any operating pressure excess in the thermal conditioning system ground part that might lead to extreme operating conditions, the retaining and release mechanism has been designed in such a way that under the operating conditions of pressing the hose's sealing part, a proper stable gap would be ensured between the external radius of the rocket's inlet protrusion and the internal diameter of its rim, so that the hose's sealing part could act as a safety valve. In such case, upon an excess of the permissible operating pressure, the hose's sealing part would protrude through the gap mentioned by expanding and getting thinner, thus leading to detachment of the hose from the rocket's inlet in the course of its launch or launch abort.

In case of the retaining and release mechanism's pin failure, the thermal conditioning system interface design would ensure the guaranteed failsafe detachment of the thermal conditioning system hoses with minimum stress on both the rocket and the thermal conditioning system ground part. As in a case of a critical pressure excess in the thermal conditioning system, the hose's sealing part would act as a safety valve thanks to its axial extension under stresses from the rocket's launch, the transportation and erection installation's boom movement, or both factors at the same time. The hose's sealing part, having a smaller cross-section in the area of the groove for retaining and release mechanism, would shrink in thickness during stretching and expand through the gap between the outer diameter of the rocket's inlet protrusion and the internal diameter of the retaining and release mechanism's rim, which was proven experimentally on a special test bench simulating operating conditions close to the real ones. At the same time, the stresses of the hose detachment from the rocket's inlet are less than the hose's rupture stresses in the axial direction by several orders during stretching.

**Keywords:** extreme operating conditions, thermal conditioning system, tightness, rubber hose, sealing detachable part, non-detachable part, safety valve, deformation, retaining and release mechanism.