

УДК 629.07.06-533.6

М.С. Хорольський<sup>1</sup>, С.О. Бігун<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара

<sup>2</sup> Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» імені М.К. Янгеля»

## ЩОДО КОНЦЕПЦІЇ СТВОРЕННЯ ВУЗЛІВ СТИКУВАННЯ СИСТЕМ ТЕРМОСТАТУВАННЯ РАКЕТ КОСМІЧНОГО ПРИЗНАЧЕННЯ

В статті наведені основні результати робіт з аналізу відомих технічних рішень щодо створення вузлів стикування систем термостатування ракет космічного призначення та визначені їх недоліки. Запропонована нова концепція конструктивних рішень вузлів стикування з використанням гумового рукава триєдиної конструкції, який устанавлюється на горловині ракети за допомогою механізму фіксації-розфіксації та забезпечує надійну герметичність і легке роз'єднання при старті ракети

**Ключові слова:** вузли стикування, система термостатування, механізм фіксації-розфіксації, гумовий рукав триєдиної конструкції.

В статье приведены основные результаты анализа известных технических решений по созданию узлов стыковки систем термостатирования ракет космического назначения и определены их недостатки. Предложена новая концепция конструкторских решений узлов стыковки с использованием резинового рукава триединой конструкции, который устанавливается на горловине ракеты с помощью механизма фиксации-расфиксации, обеспечивает надежную герметичность и легкое разъединение при старте ракеты

**Ключевые слова:** узлы стыковки, система термостатирования, механизм фиксации-расфиксации, резиновый рукав триединой конструкции.

The article presents the key results of analysis of the available technical solutions for creating thermal conditioning system interfaces for integrated launch vehicles and describes their drawbacks. The article proposes a new design concept for the interfaces that includes an integrated rubber hose composed of three basic parts attached to the inlet tube of the carrier rocket with the help of a lock/lock release assembly ensuring air tightness of the thermal conditioning system and disconnection with minimal effort during the launch of the vehicle

**Key words:** interfaces, thermal conditioning system, lock/lock release assembly, integrated rubber hose composed of three basic parts.

**Вступ.** В складі космічних ракетних комплексів широко використовуються вузли стикування для забезпечення підготовки до пуску ракети і підтримання відповідного режиму функціонування різноманітних систем. Одним із типів таких вузлів є вузли стикування наземної технологічної системи термостатування відсіків і головного блоку ракет космічного призначення. Вказані вузли є заключною ланкою на шляху прямування

термостатуючого продукційного повітря від наземного комплексу до борту ракети-носія, а тому вони відносяться до числа інтерфейсів космічного ракетного комплексу і є критичними. Від їх нормальної роботи напряду залежать ефективність, якість і надійність підготовки ракети до пуску і підтримання її параметрів в процесі польоту.

У доступних публікаціях майже відсутня інформація про вузли стикування систем термостатування, а із поодиноких патентних джерел інформації відомо, що існуючі вузли стикування надто громіздкі і є одноразової дії [1]. Тобто, в разі відміни пуску ракети з певних причин (а такі випадки мають місце) вузли стикування непридатні для повторного використання, а тому такі інтерфейси потрібно міняти, для чого потрібен певний час і додаткові витрати.

**Постановка задачі.** Задача створення наземного комплексу системи термостатування виникла вперше в Україні в зв'язку з необхідністю розробки ракетного космічного комплексу «Циклон-4 і його модифікацій, включаючи наземне технологічне обладнання. Тому розробка вузлів стикування системи термостатування є актуальною. Метою даної роботи є аналіз концептуальних підходів, вибір і обґрунтування нової концепції створення вузлів стикування систем термостатування ракет космічного призначення.

**Результати аналізу.** Аналізуючи доступні зарубіжні конструкції вузлів стикування систем термостатування, можна помітити, що вони в основному побудовані або на основі зрізання одноразових металевих елементів, або на базі тороподібних пневмопружинних механізмів [2]. У першому випадку має місце складна конструкція, що пов'язана зі спеціальною наземною системою відводу, і в разі відміни пуску значно ускладнюється підготовка до нового пуску. У другому випадку на старті потрібно мати додаткове газобалонне оснащення для підготовки пневмопружинного механізму вузла стикування і спеціально підготовленого персоналу для роботи з ним. Тому обидва варіанти достатньо витратні, складні і потребують спеціально підготовлених кадрів. В результаті аналізу різних технічних рішень і процесів, що відбуваються при старті ракет, до вузлів стикування висувається ціла низка вимог [2], в тому числі і суперечливих, які на думку авторів можна задовольнити комплексним використанням різноманітних матеріалів і конструктивних рішень. Однією з основних вимог є герметичність і надійність. Наприклад, за патентами Франції герметичність вузла стикування роз'ємного з'єднання з трубопроводом наземної системи термостатування у одному випадку [3] досягається за рахунок приєднання суцільного металевого трубчастого сегмента з ослабленим перерізом, а в іншому [4] – за рахунок використання привареної гофрованої вставки. Роз'єднання магістралей трубопроводу здійснюється або шляхом руйнування металевого сегмента по ослабленому перерізу при старті ракети [3], або шляхом руйнування гофрованої вставки під дією сил, що розвиває наземна система відводу. Явними недоліками (крім зазначених раніше) указаних пристроїв є конструктивна складність з використанням великої кількості

високоточних деталей та збільшене зусилля роз'єднання. Крім того, оскільки всі зазначені вузли стикування практично є вузлами разової дії, то в разі відміни пуску на стартовій позиції потрібно мати запасні частини і відповідний персонал для забезпечення налагодження і повторного стикування.

Відомо [5,6], що для забезпечення надійної герметизації в роз'ємних з'єднаннях найчастіше використовуються ущільнювачі із гуми, яка характеризується високою еластичністю, порівняно з іншими конструкційними матеріалами, низькими модулем пружності та твердістю і в той же час має достатні міцнісні властивості. Для надійної герметизації на контактних поверхнях з'єднання потрібно лише створити відповідні контактні напруження, забезпечити задану шорсткість контактних поверхонь і надійну фіксацію ущільнювача на горловині ракети при подачі продукційного повітря. На відміну від жорстких металевих конструкцій гумові елементи можуть компенсувати технологічні, монтажні і експлуатаційні переміщення та мати мінімальний силовий вплив на ракету при її старті. В той же час, при проектуванні пристроїв, що в своєму складі містять гумові вироби, потрібно враховувати зміну властивостей гуми з терміном часу внаслідок швидкого старіння гуми як конструкційного матеріалу і прояви різноманітних релаксаційних процесів.

На підставі теоретичних і експериментальних досліджень з моделюванням окремих процесів автори прийшли до висновку, що для забезпечення зазначених вимог до вузлів стикування систем термостатування, їх конструкція може бути значно простішою, яка зображена на рис. 1 і 2.

Основним елементом такої конструкції авторами запропоновано гумовий рукав, який в загальному вигляді має три частини, кожна з яких призначена для виконання відповідних функцій: ущільнювальна частина у вигляді фланця, центральна гофрована частина і циліндрична гладка частина.

Ущільнювальна частина рукава призначена для приєднання інтерфейсу до горловини ракети і з допомогою притискного механізму фіксації-розфіксації бандажного типу забезпечення герметичності (рис. 3). 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 установлювального агрегату в процесі пуску ракети.

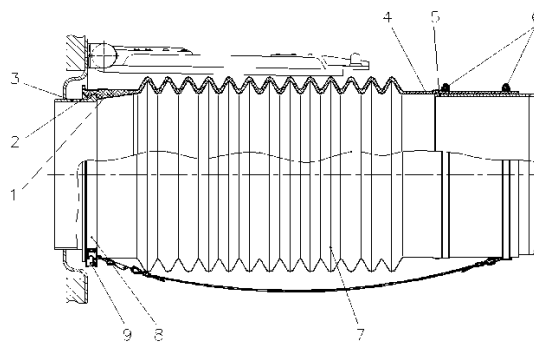
Центральна частина рукава виконана гофрованою з гофрами антироздувальної конструкції для забезпечення гнучкості, компенсації похибок при виготовленні елементів конструкції ракети і наземного технологічного обладнання, подачі продукційного повітря до відсіків і головного блока ракети під різними кутами без зменшення площі поперечного перерізу рукава. Крім того, гофри підвищують жорсткість конструкції рукава в радіальному напрямку з одного боку від дії ззовні атмосферних чинників і зусилля кришки горловини, яка після відділення рукава при старті ракети під дією пружини закриває отвір горловини, а з іншого – від роздування рукава під дією внутрішнього тиску продукційного повітря. Це досягається тим, що гофри виконані конусними з потовщенням при вершинах і западинах в 1,5 – 2,5 рази в порівнянні з

товщиною бокових стінок гофр. Таке потовщення виконує роль бандажів у гумовому рукаві, які стримують його роздування. 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 його конусів залежать від геометричного розташування на ракеті споживачів (а їх може бути декілька в різних площинах) продукційного повітря та його параметрів і фізико-механічних характеристик гуми, з якої виготовлено рукав. В будь-якому випадку конструкція рукава повинна забезпечити безперебійну подачу споживачам продукційного повітря в заданих обсягах під різними кутами і надійну герметизацію як на горловині ракети, так і на трубопроводі 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 на ракету. В разі наявності гофрованої частини рукава із гуми, вказана вібрація поглинається в основному в самому рукаві і на борт ракети майже не передається або має мінімальний силовий вплив, що позитивно відрізняє запропоновану конструкцію від існуючих.

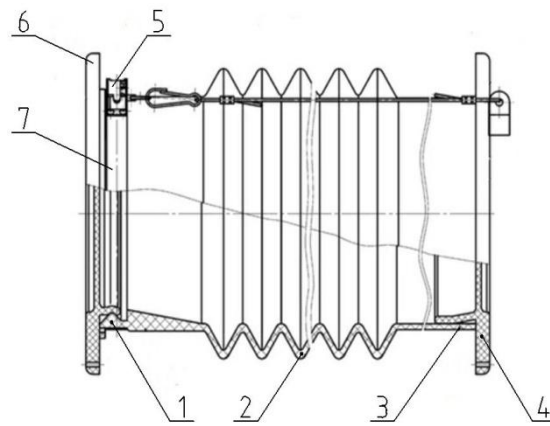
Циліндрична гладка (незнімна) частина рукава (або іншої форми) призначена для жорсткого герметичного приєднання рукава до наземної частини системи термостатування.

Саме такий вузол стикування успішно пройшов випробування при наземному експериментальному відпрацюванні, що імітує реальні умови експлуатації [7].



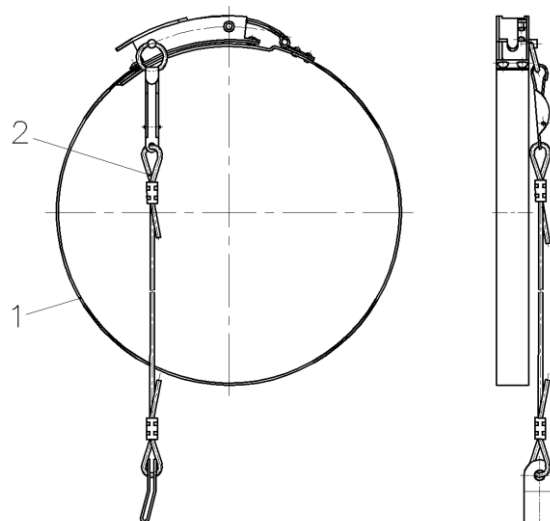
**Рис.1. Схема вузла стикування системи термостатування:**

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



**Рис.2. Загальний вид рукава стикування:**

1-ущільнювальний фланець рукава (знімна частина); 2-гофрована частина рукава (компенсувальна); 3-циліндрична частина (незнімна); 4-заглушка циліндричної частини; 5-механізм фіксації-розфіксації; 6- заглушка ущільнювального фланця; 7-канавка для центрування механізму фіксації-розфіксації.



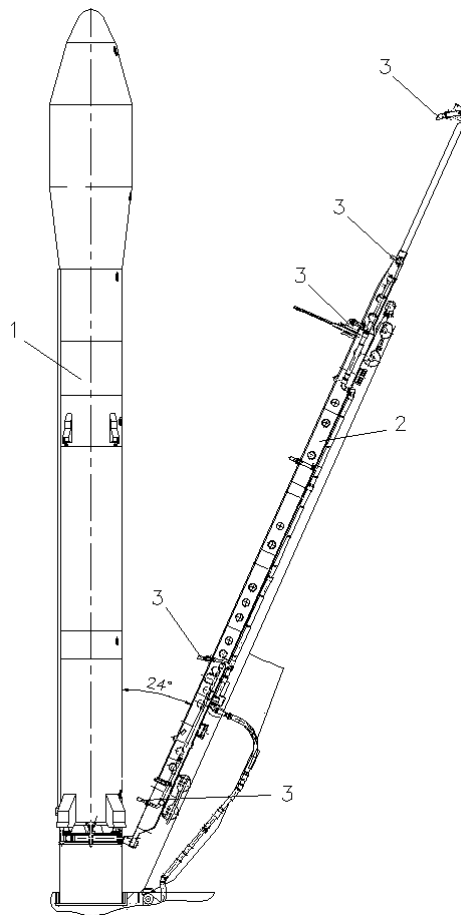
**Рис.3. Загальний вид механізму фіксації– розфіксації:**

1 – хомут; 2 – трос.

Перед стартом ракети космічного призначення відділення ущільнювального фланця рукава здійснюється наступним чином. Стріла установлювального агрегату (рис.4), відхиляючись від борту ракети, розтягує гофровану частину рукава, яка подовжується внаслідок деформації гофрів, натягує провисаючий трос 2 механізму фіксації-розфіксації (рис.3) до спрацювання чеки хомута 1. Звільнений від обтиснення хомутом з чекою ущільнювальний фланець рукава розтягується під дією внутрішнього тиску продукційного повітря і зусилля відхиленої стріли установлювального агрегату плавно сходять з горловини ракети, Аналогічним чином відділення рукава від горловини ракети може здійснюватися при старті ракети або одночасними рухами ракети і стріли установлювального агрегату. В разі відміни пуску рукав вручну легко знімається з горловини термостатування ракети з наступною

установкою в ущільнювальний фланець відповідної заглушки в горизонтальному положенні стріли установлювального агрегату. За необхідністю рукав можна повністю демонтувати.

Як видно із викладеного, технічне рішення просте за конструкцією і надійне в експлуатації.



**Рис.4.** Загальний вид ракети при стартовому положенні установника:

1 – ракета; 2 – установлювальний агрегат; 3– рукави.

**Висновки.** Здійснено аналіз відомих конструктивних рішень вузлів стикування систем термостатування сухих відсіків і головного блоку ракет космічного призначення і визначено їх недоліки.

Запропонована нова концепція створення вузлів стикування систем термостатування з використанням триєдиного рукава з еластомерного матеріалу, зокрема гуми, який в загальному вигляді повинен мати три частини: ущільнювальну знімну, центральну компенсуючу гофровану і гладку циліндричної або іншої форми незнімну.

Для надійної герметизації рукава на горловині ракети використовується механізм фіксації – розфіксації бандажного типу, який містить чеку, що з'єднана з тросиком для автоматичного роз'єднання при відводі стріли установлювального агрегату.

## Бібліографічні посилання

1. Бигун С.А. Типы и конструктивные особенности узлов стыковки систем термостатирования головных блоков и отсеков ракет-носителей космических аппаратов / С.А.Бигун, Ю.А.Еланский, М.С.Хорольский // Космическая техника. Ракетное вооружение: Сб. науч.- техн. ст. - 2013. - Вып. 1. - Днепропетровск: ГП «КБ «Южное». - С. 65-68.
2. Бигун С.А. Проблемные вопросы создания узлов стыковки систем термостатирования ракет космического назначения / С.А. Бигун, М.С.Хорольский // Космическая техника. Ракетное вооружение.SpaceTechnology. MissileArmaments: Сб. науч.-техн. ст. - 2018. - Вып.2. - Днепр: ГП «КБ «Южное». - С. 132-138.
3. Патент ФранціїFR 2658479 (A2), 1991, МПК кл.В 64G1/40;B64G1/64;B64 G5/00.
4. Патент ФранціїFR 2685903 (A1), 1993, МПК кл.В64G5/00;F41F3/055;F02K9/44;F41F3/055.
5. Глухаткина Л.Г. Рукавные изделия. Большой справочник резинщика. Ч. 2. Резины и резинотехнические изделия / Под ред. С.В. Резниченко, Ю.Л. Морозова. – М.: ООО «Издательский центр «Техинформ» МАИ», 2012. С. 265-266.
- 6.Хорольский М.С. Уплотнительные устройства неподвижных соединений. Большой справочник резинщика. Ч. 2. Резины и резинотехнические изделия / Под ред. С.В. Резниченко, Ю.Л. Морозова. – М.: ООО «Издательский центр «Техинформ» МАИ», 2012. С. 296-302.
7. Бигун С.А. Экспериментальные исследования результатов отработки узлов стыковки системы термостатирования РКН «Циклон-4» / С.А. Бигун, М.С. Хорольский, А.И. Скоков, С.В. Каплун // Космическая техника. Ракетное вооружение: Сб. науч.- техн. ст. - 2016.-Вып. 2.- Днепр: ГП «КБ «Южное». - С. 43-51.

*Надійшла до редколегії 16.11.2019*