

УДК 629.7.06-533.6

С. А. Бигун, канд. техн. наук М. С. Хорольский

ПРОБЛЕМНЫЕ ВОПРОСЫ СОЗДАНИЯ УЗЛОВ СТЫКОВКИ СИСТЕМ ТЕРМОСТАТИРОВАНИЯ РАКЕТ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

Сформулирована задача по проектированию данных узлов стыковки систем термостатирования воздухом низкого давления ракет космического назначения. Определены и изложены основные требования, предъявляемые к узлам стыковки со стороны ракеты космического назначения и наземного комплекса. Для этого проведен анализ условий эксплуатации и возможных ситуаций при пусках ракет. Помимо того были применены методологические основы на базе проблемного, системного и структурно-функционального подходов с использованием теоретических и эмпирических возможностей, привлечением общенаучных и специальных методов исследований, а также исторического и логического методов. Отражен перечень проблемных вопросов для реализации в конструкции узла стыковки. Предложены пути создания узлов, отвечающих предъявляемым требованиям. В качестве результата было установлено, что узлы стыковки могут быть выполнены более простой и в то же время безотказной конструкцией в виде комбинированного триединого резинового рукава, снабженного металлическим узлом фиксации-расфиксации, который устанавливается на уплотнительном фланце в специальной канавке. Особо отмечена универсальность предлагаемого технического решения для применения в составе любых известных в мировой практике ракетно-космических комплексов. В заключении статьи сделаны следующие выводы: сформулированы основные требования к узлам стыковки систем термостатирования наземных комплексов для обеспечения подготовки и пуска ракет космического назначения и при этом определены проблемные вопросы; предложены научные основы проектирования узлов стыковки систем термостатирования для комплексного решения проблемных вопросов, включая возможные критические ситуации; разработаны, изготовлены и прошли успешную наземную экспериментальную отработку с имитацией условий, максимально приближенных к эксплуатационным, узлы стыковки систем термостатирования при статических рабочих давлениях воздуха и при нештатных ситуациях.

Ключевые слова: узлы стыковки, система термостатирования, наземное технологическое оборудование, наземный комплекс, комбинированный триединый резиновый рукав.

Сформульовано задачу з проектування даних вузлів стикування систем термостатування повітрям низького тиску ракет космічного призначення. Визначено та викладено основні вимоги, що ставляться до вузлів стикування з боку ракети космічного призначення та наземного комплексу. Для цього проведено аналіз умов експлуатації і можливих ситуацій при пусках ракет. Крім того, були застосовані методологічні основи на базі проблемного, системного і структурно-функціонального підходів з використанням теоретичних і емпіричних можливостей, залученням загальнонаукових і спеціальних методів досліджень, а також історичного і логічного методів. Відомо перелік проблемних питань для реалізації в конструкції вузла стикування. Запропоновано шляхи створення вузлів, які відповідають вимогам, що ставляться. Як результат було встановлено, що вузли стикування можуть бути виконані більш простою і в той же час безвідмовною конструкцією у вигляді комбінованого триединого гумового рукава, забезпеченого металевим вузлом фіксації-розфіксації, який встановлюють на ущільнювальному фланці у спеціальній канавці. Особливо відзначена універсальність запропонованого технічного рішення для застосування у складі будь-яких відомих у світовій практиці ракетно-космічних комплексів. Наприкінці статті зроблено такі висновки: сформульовано основні вимоги до вузлів стикування систем термостатування наземних комплексів для забезпечення підготовки та пуску ракет космічного призначення і при цьому визначено проблемні питання; запропоновано наукові основи проектування вузлів стикування систем термостатування для комплексного вирішення проблемних питань, включаючи можливі критичні ситуації; розроблено, виготовлено вузли стикування систем термостатування за статичних робочих тисків повітря та у разі позаштатних ситуацій, які пройшли успішне наземне експериментальне відпрацювання з імітацією умов.

Ключові слова: вузли стикування, система термостатування, наземне технологічне обладнання, наземний комплекс, комбінований триединий гумовий рукав.

The problem is defined of designing the space rocket low-pressure air thermostating systems joints. The basic requirements imposed to the joints from the side of space rocket and ground complex are determined

and stated. For this purpose, the analysis of operating conditions and possible situations during rocket launches is made. Besides, the methodological principles based on problematic, systematic, and structural-functional approach were applied using the theoretical and empirical capabilities, attraction of general scientific and special investigation methods, as well as historical and logical methods. The list of topical issues is reflected for implementation in joint's design. The ways are proposed to create the joints meeting the requirements imposed. As a result, it was ascertained that the joints can be made of simpler and at the same time failure-free design in the form of combined triune rubber hose fitted with a metal fixation/release unit installed on a sealing flange in a special groove. Of special note is the versatility of the proposed technical solution for use in any of the space launch systems known in the world's practice. The article is concluded with following: the basic requirements have been formulated for ground complexes thermostating systems joints to ensure space rockets prelaunch processing and launch, in doing so, the topical problems were defined; the scientific principles were proposed to design the thermostating systems joints for comprehensive solution of the topical problems, including potential critical situations; the thermostating systems joints have been developed, manufactured and have successfully passed the ground development tests with simulation of the conditions maximally close to operating ones at static operating air pressures and in off-nominal situations.

Keywords: joints, thermostating system, ground support equipment, ground complex, combined triune rubber hose.

Создание наземного технологического оборудования вообще, и систем термостатирования в частности, для запусков космических ракет-носителей по программе "Циклон-4" вызвало целый ряд новых задач. Среди них впервые в Украине возникла задача по разработке узлов стыковки (подключения) систем термостатирования воздуха низкого давления со своими потребителями – головным блоком и сухими отсеками ракеты-носителя. До этого на аналогичных комплексах за данные устройства отвечали предприятия Российской Федерации по кооперации.

Узлы стыковки соединяют технологическое оборудование наземной системы термостатирования и борт ракеты. Они являются конечным звеном системы термостатирующего производственного воздуха. Поэтому узлы относят к числу интерфейсов космического ракетного комплекса. От их нормальной работы напрямую зависят эффективность, качество и надежность наземного технологического оборудования, ракеты-носителя и космического комплекса в целом.

В процессе создания узлов стыковки разработчики изучили доступный опыт зарубежных фирм, занимающихся подобным направлением в технике, однако обнаружили практическое отсутствие информации о них в публикациях и встретились с рядом сложностей при разработке собственного изделия.

Анализ условий эксплуатации и возможных ситуаций при пусках ракет предпо-

делил множество требований к узлам стыковки систем термостатирования, в том числе и противоречивых, которые предстояло выполнить. Основные из них, на наш взгляд, следующие:

- 1) герметичность и надежность;
- 2) многократное присоединение и отсоединение при необходимости;
- 3) автоматическое отсоединение от ракеты космического назначения при минимальных усилиях;
- 4) минимальное силовое воздействие на борт ракеты в процессе подачи термостатирующего воздуха и при отсоединении от борта;
- 5) компенсация технологических, монтажных и просадочных смещений и погрешностей с сохранением при этом связей между ракетой и наземной системой термостатирования;
- 6) обеспечение геометрии соединений с учетом внешних силовых и прочих воздействий и заданного расхода воздуха;
- 7) исключение возможных загрязнений;
- 8) сохранение целостности и живучести в процессе воздействия эксплуатационных факторов при соблюдении длительных гарантийных обязательств;
- 9) низкая теплопроводность и устойчивость к биологическим вредителям, хлоридам, солнечной радиации и другим воздействующим факторам;
- 10) невысокая стоимость по сравнению с зарубежными аналогами с целью обеспече-

ния конкурентоспособности на рынке пусковых услуг.

Рассмотрев вышеперечисленные требования, можно прийти к выводу, что они могут быть обеспечены применением узлов на основе резинового материала, поскольку резине присущи высокоэластичная деформация и низкий модуль упругости при изменении формы изделия [1, 2].

Анализ доступных зарубежных аналогов показал, что такие конструкции построены либо на основе срезаемых одноразовых металлических элементов, либо на базе торовидных пневмопружинных узлов. Очевидно, первое исполнение узла стыковки имеет сложный конструктивный состав с привлечением специальной наземной системы отвода. В практике бывает так, что при срабатывании системы отвода и, как следствие, отсоединении узла стыковки от борта пусковой ракеты-носителя в силу различных причин может быть отменен. В этом случае требуется определенное время для замены сработавшего узла на новый из состава запасных частей. Второе исполнение требует наличия на старте дополнительного газобаллонного оборудования для задействования пневмопружинного механизма узла стыковки и специально обученного персонала для работы с ним. Поэтому оба варианта достаточно затратные и сложные.

На основании целого комплекса теоретических и практических исследований, а также определенных расчетов было установлено, что согласно указанным требованиям конструкция узлов стыковки может быть более простой и в то же время достаточно надежной. Такая предлагается авторами (рис. 1) с применением комбинированного триединого резинового рукава (далее – рукава), снабженного металлическим узлом фиксации-расфиксации, который устанавливается на уплотнительном фланце.

Как видно из рис. 1, узел стыковки состоит из комбинированного резинового рукава 1, который своим уплотнительным съем-

ным фланцем 2 присоединяется к горловине термостатирования ракеты 3 (далее – горловина) с одной стороны, а цилиндрической несъемной частью 4 – к трубопроводу 5 системы термостатирования с помощью двух хомутов 6 с червячным механизмом с другой.

Гофрированная часть 7 рукава обеспечивает его присоединение к горловине ракеты 3 под различными углами как по высоте, так и в окружном направлении, не изменяя проходного сечения (заданного расхода воздуха), а также позволяет компенсировать монтажно-технологические и просадочные смещения и погрешности, не нарушая при этом связей между ракетой и наземной системой термостатирования.

С целью обеспечения надежной герметизации в процессе подачи продукционного воздуха, сопровождающейся вибрацией и колебанием определенной частоты, на уплотнительный фланец 2 рукава по наружному диаметру в специальную канавку 8 устанавливают узел фиксации-расфиксации 9 бандажного типа, обеспечивая заданную радиальную деформацию стенки уплотнительного фланца.

Общий вид рукава, состоящего из трех частей, показан на рис. 2 вместе с заглушками [2].

Заглушки 2, 4 обеспечивают защиту внутренней полости рукава от попадания загрязнений. Перед монтажом их снимают.

В случае отмены пуска рукав по уплотнительному фланцу 7 отсоединяют и на него снова устанавливают заглушку 2.

Приведенная на рис. 3 конструкция узла фиксации-расфиксации обеспечивает необходимую надежность, удобство в эксплуатации и отвечает основным требованиям [2]. Кроме того, конструкция данного узла позволяет реализовать все известные в настоящее время способы разъединения узлов стыковки с горловинами ракеты в процессе предстартовой подготовки и пуска. В этом смысле созданный узел фиксации-расфиксации представляет собой универсальное и уникальное устройство.

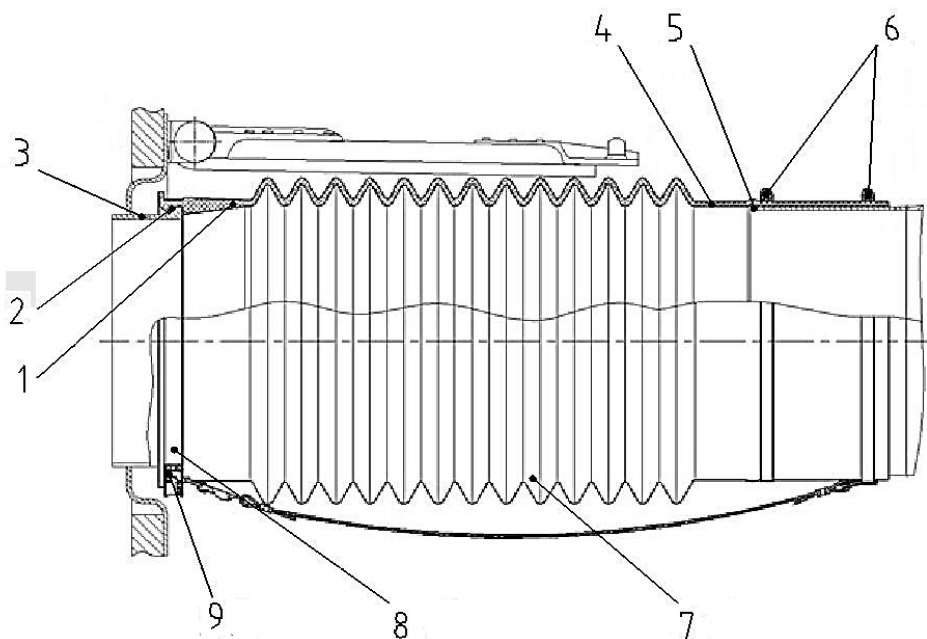


Рис. 1. Схема узла стыковки системы термостатирования:

1 – резиновый рукав; 2 – уплотнительный фланец; 3 – горловина ракеты; 4 – цилиндрическая часть рукава; 5 – трубопровод системы термостатирования; 6 – хомуты для крепления рукава к трубопроводу системы термостатирования; 7 – гофрированная часть рукава; 8 – канавка в рукаве для размещения узла фиксации-расфиксации; 9 – узел фиксации-расфиксации

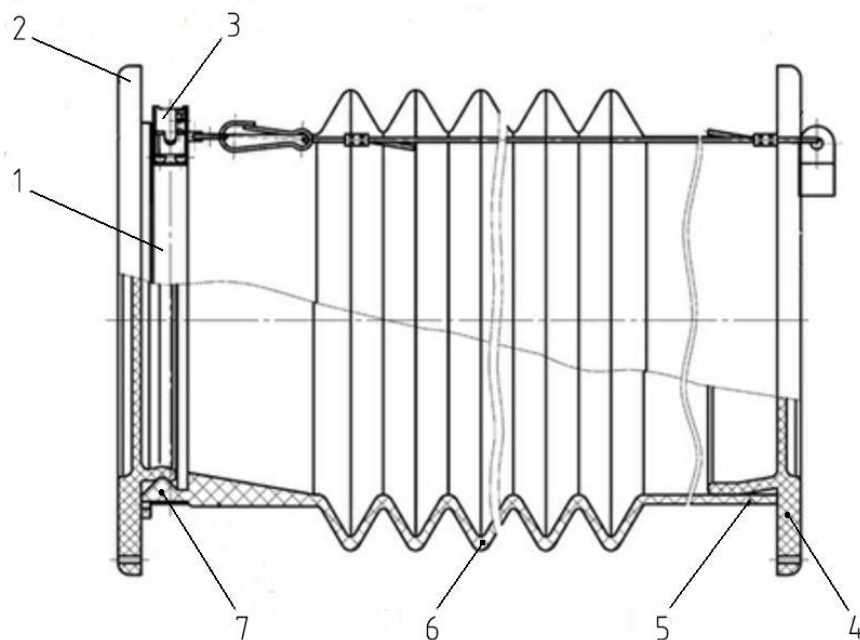


Рис. 2. Общий вид рукава узла стыковки:

1 – канавка под узел фиксации-расфиксации; 2 – заглушка уплотнительного фланца; 3 – узел фиксации-расфиксации; 4 – заглушка цилиндрической части; 5 – цилиндрическая часть (несъемная); 6 – гофрированная часть рукава (компенсирующая); 7 – уплотнительный фланец рукава (съемная часть)

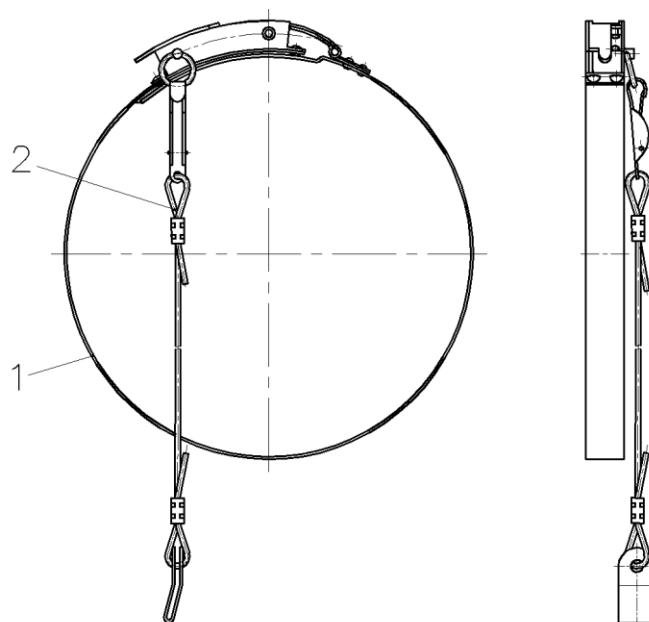


Рис. 3. Общий вид узла фиксации-расфиксации:
1 – хомут; 2 – трос

Перед стартом ракеты космического назначения штатное отделение рукава от горловины происходит следующим образом (рис. 4): стрела установщика, отклоняясь от борта, растягивает корпус рукава, который, удлиняясь вследствие наличия гофра, натягивает провисающий трос 2 до срабатывания чеки хомута 1 узла фиксации-расфиксации (рис. 3). Освобожденный от обжатия хомутом с чекой корпус рукава растягивается под действием внутреннего избыточного давления, а также ввиду отклонения стрелы установщика, тянущей трос узла фиксации-расфиксации, плавно сходит с горловины ракеты. Аналогично отделение рукава от горловины термостатирования может произойти и в процессе движения ракеты во время старта либо одновременно ходом ракеты и отклонением стрелы установщика. В случае отмены пуска ракеты рукав вручную снимают с горловины термостатирования с последующей установкой штатной заглушки в горизонтальном положении установщика.

При необходимости рукав можно полностью демонтировать в этом же положении установщика.

Таким образом, авторами предлагается техническое решение по стыковке наземного технологического оборудования и борта ракеты для систем термостатирования.

Следует отметить простоту и надежность предлагаемого решения по созданию узлов стыковки систем термостатирования для применения в составе любых известных космических ракетных комплексов. При этом все элементы узла стыковки выполнены в Украине на Государственном предприятии "Украинский научно-исследовательский конструкторско-технологический институт эластомерных материалов и изделий" – в головной научной организации Украины по эластомерным материалам и изделиям на их основе по техническому заданию Государственного предприятия "КБ "Южное", как генерального разработчика космических ракетных комплексов.

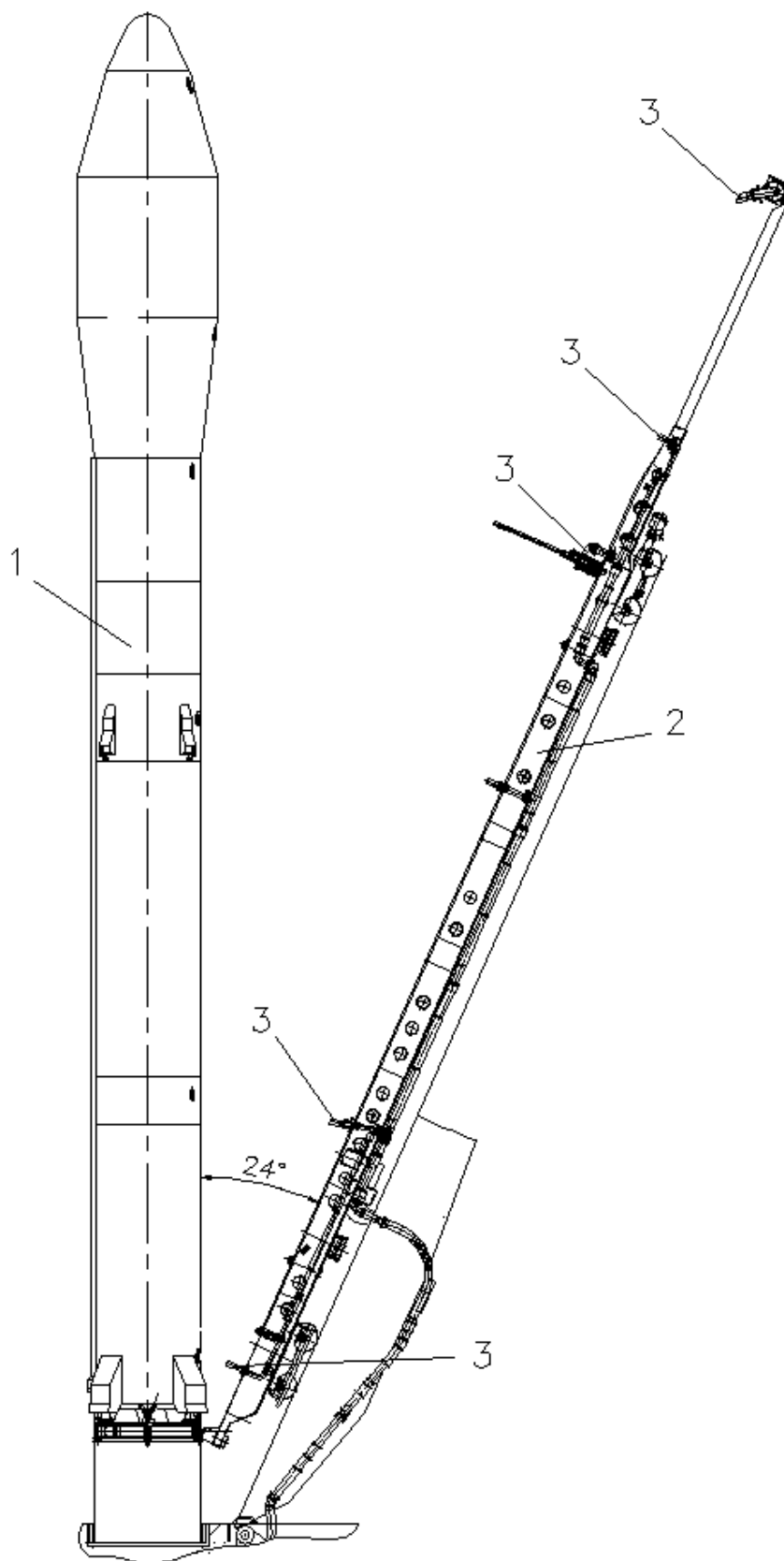


Рис. 4. Общий вид ракеты при стартовом положении установщика:
1 – ракета; 2 – рукава; 3 – установщик

Выводы

На основании проведенных теоретических и практических исследований можно отметить достигнутые результаты и сделать следующие выводы:

1. Выполнен анализ современных технических решений узлов стыковки систем термостатирования ракет космического назначения, выявлены их положительные и отрицательные стороны.

2. Впервые в Украине сформулированы основные требования к узлам стыковки систем термостатирования наземных комплексов для обеспечения подготовки и пуска ракет космического назначения и при этом определены проблемные вопросы.

3. Предложены научные основы проектирования узлов стыковки систем термостатирования для комплексного решения проблемных вопросов, включая возможные критические ситуации.

4. Разработаны, изготовлены и прошли успешную наземную экспериментальную отработку с имитацией условий, максимально приближенных к эксплуатационным, узлы стыковки систем термостатирования при статических рабочих давлениях воздуха и при нештатных ситуациях.

5. Предложены конструктивные решения для интерфейсов наземного технологического оборудования.

6. Продемонстрирована возможность разработки и изготовления в Украине узлов стыковки систем термостатирования в составе любых известных в мировой практике космических ракетных комплексов.

Список использованной литературы

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. – 2013. – Вып. 1. – Днепропетровск: ГП "КБ "Южное". – 123 с.*

2. 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. – 2016. – Вып. 2. – Днепропетровск: ГП "КБ "Южное". – 105 с.*

Статья поступила 04.07.2017