

УДК 629.7.06-533.6

С.А. Бигун, А.И. Скоков

РАЗРАБОТКА И СОЗДАНИЕ УСТАНОВКИ ДЛЯ ИСПЫТАНИЙ УЗЛОВ СТЫКОВКИ СИСТЕМ ТЕРМОСТАТИРОВАНИЯ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

Рассмотрены схема и описание установки для испытаний макетных, опытных и серийных узлов стыковки систем термостатирования в условиях имитации присоединительных элементов ракеты космического назначения и наземного технологического оборудования по программе "Циклон-4". Приведен анализ некоторых результатов экспериментальных исследований работы установки и оценены перспективы ее использования в будущих космических проектах.

Розглянуто схему й опис установки для випробувань макетних, дослідних і серійних вузлів стикування систем термостатування в умовах імітації приєднувальних елементів ракети космічного призначення та наземного технологічного обладнання за програмою "Циклон-4". Наведено аналіз деяких результатів експериментальних досліджень роботи установки й оцінено перспективи її використання в майбутніх космічних проектах.

The paper presents the diagram and description of the facility for testing of mockup, experimental and serial assembly blocks of thermostating system with simulation of Integrated Launch Vehicle attachment elements and ground support equipment for Cyclone-4 mission. The paper presents the analysis of some results of facility operation investigation. The perspectives of using of the facility in future space projects are evaluated.

Необходимость создания узлов стыковки (подключения) систем термостатирования воздуха низкого давления с потребителями – головным блоком и сухими отсеками ракеты-носителя обусловила постановку задачи по проектированию и изготовлению специального оборудования (установки) для отработки и испытаний этих узлов. Такая установка на предприятии-разработчике (изготовителе) должна точно, насколько представляется возможным, воспроизвести условия эксплуатации узлов стыковки, существующие на реальном старте. Кроме того, до испытаний реального макета ракеты-носителя со штатным наземным технологическим оборудованием она даст возможность отработать узлы стыковки. При этом присоединительные элементы ракеты космического назначения (РКН), системы термостатирования (и динамика их перемещения относительно друг друга в процессе предстартовой подготовки к пуску) мало чем отличаются от штатных изделий. Постановка и решение задачи именно в этом плане позволили получить качественные узлы, отвечающие предъявляемым требованиям.

Как правило, присоединение узлов стыковки к горловинам термостатирования ракет-носителей

выполняется вручную обслуживающим персоналом наземных комплексов в процессе предстартовой подготовки к пуску. Разъединение же узлов стыковки и горловин термостатирования ракеты-носителя проводится несколькими способами. В настоящее время в практике мирового ракетостроения приняты следующие способы:

1) автоматическое разъединение в результате отклонения установщика или башни обслуживания перед стартом ракеты, стоящей на пусковом столе. При этом установщик может отводиться на безопасное расстояние или может находиться рядом с ракетой-носителем с отклонением на определенный угол;

2) автоматическое разъединение в процессе старта ракеты, при этом установщик или башня обслуживания с установленными узлами стыковки остается на своем месте;

3) комбинированное разъединение в ходе одновременного движения ракеты-носителя и стрелы установщика. При этом происходит перемещение РКН и узлов стыковки систем термостатирования друг относительно друга. Данное разъединение также относится к автоматическому типу.

В случае отмены пуска отсоединение узлов стыковки от горловин ракеты-носителя выполняется вручную.

На созданной установке максимальным образом сымитированы условия работы по первому способу. Установка обеспечивает:

- 1) правильность соединения и разъединения узлов стыковки в соответствии с требованиями конструкторской документации;
- 2) работоспособность узлов стыковки при взаимодействии со смежными элементами конструкции;
- 3) определение усилия отсоединения узлов стыковки от горловин термостапирования ракеты-носителя и проведение анализа степени влияния данного усилия на ракету;
- 4) требуемый уровень технологии изготовления узлов стыковки и контроль качества, достаточности и правильности выбора испытательного оборудования и средств измерительной техники;
- 5) соответствие гарантийных сроков эксплуатации и хранения предъявляемым требованиям;
- 6) правильность принятия схемно-конструктивных решений.

Кроме того, установка позволяет:

- 1) оценивать достаточность мер безопасности, предусмотренных конструкторской документацией;
- 2) определять полноту и достаточность эксплуатационной документации;
- 3) обрабатывать ресурс (количество циклов монтажа-демонтажа) узлов стыковки;
- 4) подтверждать надежность составных частей узлов стыковки и узлов в целом, разрабатывать и реализовывать задачи по повышению их надежности, в том числе воспроизводить и анализировать нештатные ситуации, пути выхода из них;
- 5) испытывать и проверять составные части узлов стыковки на функционирование;
- 6) испытывать узлы стыковки в целом на прочность и герметичность.

Стоит отметить, что в силу ряда причин установка не позволяет реализовать необходимый расход рабочего тела, вибрационную и акустическую составляющие производственного термостапирования воздуха, а также просадки горловин термостапирования, связанные с заправкой ком-

понентами топлива и тепловыми деформациями космической ракеты.

Несмотря на это, удалось найти решения, которые позволяют учесть данные особенности в конструкции узла стыковки касательно его толщины, геометрии гофр сильфонной части и размера провисания троса входящего составного узла фиксации-расфиксации.

На рис. 1 показана комбинированная принципиальная схема установки для испытаний узлов стыковки¹.

В основном установка состоит из неподвижного стола 15, опоры 2, площадки 1, панелей 3, 11 с присоединительными элементами, грузовой платформы 14 с блоком 12 и канатом 13.

Установка обладает следующими техническими характеристиками²:

- длина – 1625 мм;
- ширина – 800 мм;
- высота – 1300 мм;
- масса – 140 кг;
- ход подвижного стола – до 850 мм;
- рабочая среда, проходящая внутри узла стыковки, – воздух;
- избыточное давление воздуха на выходе из компрессора – до 1 бар;
- рабочее давление воздуха, подаваемого в узел стыковки, – 20 ± 5 кПа;
- возможность отработки и испытаний узлов стыковки длиной от 400 до 720 мм с внутренними диаметрами 150 и 220 мм;
- возможность измерения усилия отрыва (разъединения) узлов стыковки до 1800 Н при помощи грузов с дискретностью по массе 0,5 кг.

¹ Схема комбинированная принципиальная установка для испытаний макетных (опытных) образцов рукавов УРД СТ и ТСТ ДН08.101.000.000 СЗ. – 2010. – 1 с.

² Паспорт на установку для испытаний макетных (опытных) образцов рукавов УРД СТ и ТСТ ДН08.101.000.000 ПС. – 2010. – 17 с.

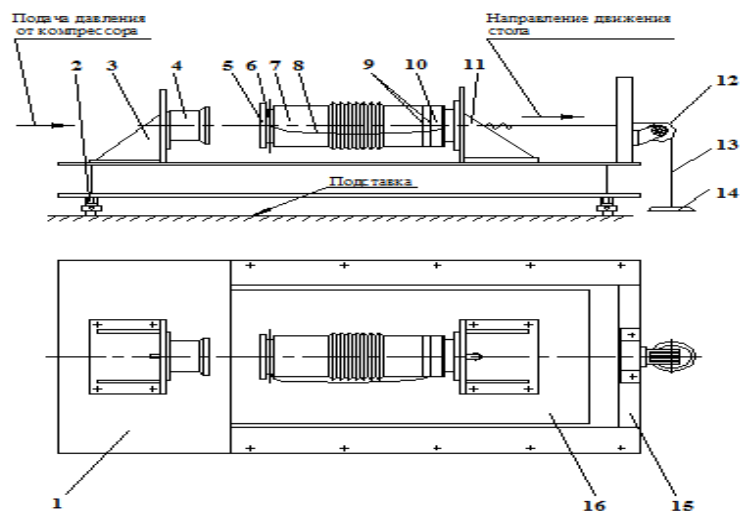


Рис. 1. Принципиальная схема установки для определения усилия отрыва рукавов от горловины ракеты-носителя: 1 – площадка; 2 – опоры; 3 – панель; 4 – горловина; 5 – фланец рукава; 6 – узел фиксации-расфиксации; 7 – испытываемый узел; 8 – тросик; 9 – технологические хомуты; 10 – насадка; 11 – панель; 12 – блок; 13 – канат; 14 – грузовая платформа; 15 – неподвижный стол; 16 – подвижный стол

На рис. 2 приведен внешний вид установки³. Одним из наиболее важных параметров узлов стыковки, который можно определить на установке для испытаний, является усилие отрыва (разъединения) от горловины системы термостатирования ракеты-носителя, которое вычисляется по формуле

$$F_{отр} = PS_{гор} + mg,$$

где P – давление в момент отрыва рукава, кгс/см²; $S_{гор}$ – площадь торцевой поверхности горловины термостатирования РКН (с учетом площади ее проходного сечения), см²; m – масса грузов в момент отрыва рукава от горловины термостатирования РКН, кг; g – ускорение свободного падения⁴.

В таблице приведена выборка результатов испытаний в виде зависимости усилия отрыва

(разъединения) горловины термостатирования от типоразмера узла стыковки⁵.

Экспериментальные значения некоторых усилий отрыва узлов стыковки

Узел стыковки	Отсек РКН	Длина, мм	Внутренний диаметр, мм	Усилие отрыва, Н
1	ГБ	600	220	770
2	МСО	395	150	350
3	ПхО2	600	220	770
4	ХО2	455	150	350
5	ПО1	470	150	350
6	ХО1	490	150	350

³ Пояснительная записка на установку для испытаний макетных (опытных) образцов рукавов УРД СТ и ТСТ ДН08.101.000.000 ПЗ СЗ. – 2010. – 12 с.

⁴ Методика заводских испытаний рукавов узлов разового действия МД 025.1-0045.135-240: 2009, 2010. – 35 с.

⁵ Научно-технический отчет о проведении заводских испытаний рукавов УРД СТ и ТСТ ДО-550-13. – 2013. – 303 с.



Рис. 2. Установка для испытаний узлов стыковки:
1 – неподвижный стол; 2 – манометр; 3 – панель;
4 – узел стыковки; 5 – панель; 6 – манометр;
7 – подвижный стол; 8 – вентиль;
9 – компрессор

Анализ приведенных в таблице результатов испытаний показал, что усилие отрыва по узлам стыковки № 2, 4, 5, 6 не превышает 400 Н (40 кгс), а усилие отрыва по узлам стыковки № 1, 3 не превышает 800 Н (80 кгс)⁶. Поэтому воздействия на борт ракеты-носителя со стороны узлов стыковки приемлемы и соответствуют предъявляемым требованиям. Они составляют максимум 1100 Н (110 кгс) по каждому отдельно взятому узлу⁷. Следовательно, имеются вполне приемлемые запасы с коэффициентами 2,75 и 1,37 соответственно.

Рассмотренную установку для испытаний узлов стыковки систем термостатирования космических ракет можно отнести к типу универсальных. Настоящее оборудование позволяет разработчикам наземных комплексов ставить и решать задачи, связанные с проведением исследовательских работ, наземной экспериментальной отработки и сопровождения производства узлов стыковки в процессе серийного изготовления. Экспериментальные исследования,

⁶ Научно-технический отчет о проведении заводских испытаний рукавов УРД СТ и ТСТ ДО-550-13. – 2013. – 303 с.

⁷ ТЗ на опытно-конструкторскую работу "Разработка рукавов узлов разового действия системы термостатирования" космического ракетного комплекса "Циклон-4" 2Г40.12.8599.608 ТЗ. – 2009. – 41 с.

проведенные на разработанной и созданной на ГП "УНИКТИ "ДИНТЭМ" с участием ГП "КБ "Южное" и ГП ПО ЮМЗ установке, позволили определить оптимальный вариант узла стыковки и подтвердить достоверность проектирования узлов стыковки подобного типа. При выполнении определенных доработок существует перспектива использования установки для подтверждения верификации описанного и других известных способов разъединения узлов стыковки от горловин термостатирования космических ракет.

Аналоги подобной установки в Украине отсутствуют.

Статья поступила 15.02.2014