

УДК 621.59:04-182.1

А.М. Домашенко*, В.Н. Криштал, М.В. Красовицкий, Ю.В. Красовицкий, А.Г. Лапшин

ОАО «Криогенмаш», пр. Ленина, 67, г. Балашиха Московской области, РФ, 143907

*e-mail: domashenko@cryogenmash.ru

СОЗДАНИЕ И СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ КРИОГЕННЫХ ЗАПРАВОЧНЫХ И СТЕНДОВЫХ КОМПЛЕКСОВ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Рассмотрены различные схемы крупнотоннажных наземных систем накопления, хранения, охлаждения и заправки изделий ракетно-космической техники (РКТ) жидкими водородом и кислородом, создававшиеся ОАО «Криогенмаш», начиная с 70-ых годов прошлого столетия. Особое внимание уделено анализу методов ожижения и термостатирования жидких водорода и кислорода и их реализации в зависимости от предъявляемых требований. Эффективность и безопасность созданных систем с сохранением качества криогенного топлива обеспечивается охлаждением водорода и кислорода в их потоках при заправке баков РКТ. Термостатирование топлива производится в открытых, полузамкнутых и замкнутых контурах циркуляции с использованием струйных и механических насосов. Для поддержания температурно-влажностного состояния среды в приборных отсеках, а также охлаждения и термостатирования высококипящих видов топлива в хранилищах разработан ряд систем воздушного охлаждения на базе термодинамических циклов низкого давления с турбодетандерами. Для эксплуатации комплекса созданы системы накопления, хранения и крупномасштабной газификации жидкого азота. Намечены пути дальнейшего развития криогенного оборудования и систем стендовых и стартовых комплексов.

Ключевые слова: Водород. Кислород. Азот. Космос. Ракетно-космическая техника. Стендовые и стартовые комплексы. Криогенные компоненты топлива. Криогенные резервуары. Ванны-охладители. Газовые эжекторы. Пульсации. Безопасность.

A.M. Domashenko, V.N. Krishtal, M.V. Krasovitsky, Yu.V. Krasovitsky, A.G. Lapshin

CREATION AND DEVELOPMENT OF CRYOGENIC FILLING AND TEST-BENCH COMPLEXES OF ROCKET-SPACE EQUIPMENT

Principles of construction and design of the large-scale ground-based systems of accumulation, storage, cooling and filling of space-rocket equipment (SRE) by liquid hydrogen and oxygen which created by JSC «Cryogenmash» since the 70th years of XX century are considered. The special attention is given to the methods of liquefaction and thermostatic control of liquid hydrogen and oxygen and their realization depending on customer's requirements. The efficiency and safety of created systems with preservation of fuel quality is provided by hydrogen and oxygen cooling on the fluid flow during filling the SRE tanks. Thermostatic control of fuel is carried out depending on the equipment features in the open, semi-closed and closed circulation circuits with use of jet and mechanical pumps. The class of thermostatic control systems, constructed on a refrigeration cycle with turboexpander, is developed for maintenance of the temperature-moisture state of medium in the instrument compartments and cooling and thermostatic control of the high-boiling fuels in storage. The systems of accumulation, storage and large-scale gasification of liquid nitrogen are developed for maintenance of the complex operating procedures. The paths of the further development of cryogenic equipment and systems of test-bench and launch complexes are outlined.

Keywords: Hydrogen. Oxygen. Nitrogen. Space. Rocket-space equipment. Test-bench and launching complexes. Cryogenic fuel components. Cryogenic tank. Baths-coolers. Gas ejectors. Ripple. Safety.

1. ВВЕДЕНИЕ

Создание в середине XX-го века более совершенных ракетно-космических систем, ориентирующихся на использование жидких кислорода и водорода в качестве высокоэффективных криогенных компонентов топлив, а в перспективе — и жидкого метана, обусловило необходимость сооружения стендовых и стартовых криогенных комплексов. Для ОАО «Криогенмаш», как и фирм США, Франции, Германии, Японии, занимающихся проблемами освоения космоса, разработка и изготовление криогенного оборудования испытательных и стартовых комплексов и инфраструктуры их обеспечения криогенными топливами являлись одним из основных и определяющих видов деятельности. Это, конечно, и понятно, и объяснимо, поскольку криогенные компоненты топлив в жидкостных ракетных двигателях и в воздушно-реактивных авиационных двигателях обладают наилучшими энергетическими и экономическими показателями по сравнению с высококипящими видами топлив. Они обеспечивают достижение высокого удельного импульса не только за счёт высокой их калорийности, но и за счёт других значимых преимуществ, способствующих более эффективному преобразованию химической энергии в тепловую и затем в механическую.

2. СТЕНДОВЫЕ И СТАРТОВЫЕ КРИОГЕННЫЕ КОМПЛЕКСЫ

При разработке образцов криогенного оборудования следовало учитывать широкий диапазон требований к параметрам криотоплив: их количеству, скорости заправки, температуре и давлению, качеству. Принимались во внимание также условия термостатирования топлив и систем в течение длительного времени. Ряд специфических свойств, а также взрывопожароопасность криогенных топлив, обусловили, с одной стороны, проведение исследований и разработку высокоэффективных образцов криогенного оборудования, с другой, — оптимизацию их технологических схем и конструкций.

Для решения этих задач были созданы стационарные резервуары различной конфигурации с объёмами от 5 до 1400 м³, трубопроводы, арматура с диаметрами до 400 мм и для давлений до 2,5 МПа, автомобильные и железнодорожные транспортные цистерны с объёмами до 45 и 100 м³, соответственно. Всё перечисленное оборудование по многим показателям, особенно по тепловым характеристикам, превосходило аналогичное, изготавливаемое ведущими зарубежными фирмами. В частности, железнодорожная цистерна для перевозки жидкого водорода имела суточные потери 0,5^{±0.1} %, что было лучше в сравнении с подобными показателями цистерн других компаний.

При поиске схемных и технологических решений нужно было располагать данными о параметрах теплообмена, гидродинамики и взрывопожаробезопасности криогенных топлив. На начальном этапе работ эта информация была крайне необходима для решения

следующих задач: а) подготовка систем к заполнению криогенными топливами; б) захлаживание оборудования; в) хранение криогенных топлив в стационарных условиях и условиях динамической нагрузки; г) охлаждение криогенных продуктов; д) организация транспортирования продуктов по трубопроводам с учётом гидродинамических процессов; е) предотвращение аварийного пролива и газосброса криогенных топлив [1].

Забегая несколько вперед, отметим, что компоновка хранилищ, их общий объём, количество резервуаров принципиально отличали отечественные стартовые системы от американских. Очевидно, что хранилище, состоящее из одного резервуара, как например, на мысе Канаверал в США, имеет некоторое преимущество в простоте, а, следовательно, и надёжности, поскольку необходимо минимальное количество всех элементов оборудования, в том числе арматуры. В то же время его использование приводит к увеличению безопасных разрывов, что удорожает весь комплекс. Кроме этого, в случае аварии на этом единственном резервуаре срывается запуск объекта. При разрывах трубопровода или внутреннего сосуда не представляется возможным аварийно слить продукт в заранее подготовленный резервуар. Поэтому при необходимости термостатирования топлива в баках ракеты возможности стартового комплекса с одним резервуаром сводятся к одному варианту — закрытой схеме с циркуляционным насосом.

Одна из принципиальных особенностей советских ракетно-космических комплексов — использование в качестве топлива охлажденных криогенных продуктов, что требовало широкомасштабных исследований, серьёзных усложнений и длительной отработки наземного комплекса заправки [2].

Проанализируем, как исторически развивались стартовые комплексы, начиная с системы «Долина» и заканчивая «Криогенным центром» в Байконуре для заправки РКК «Энергия-Буран».

Уже в 60-ых годах прошлого века для обеспечения скоростной заправки ракеты «Долина» впервые в мировой практике было осуществлено охлаждение жидкого кислорода до температуры 85 К с возможностью его термостатирования в наземных резервуарах при длительном хранении. В объёме хранилища можно было содержать более 200 т жидкого кислорода. В его составе было четыре вертикальных резервуара по 60 м³ каждый. Уже тогда для их тепловой защиты использовалась высокоэффективная экранно-вакуумная изоляция, обеспечивающая годовые потери кислорода на уровне 47 %.

Сложной задачей являлось охлаждение кислорода и его последующее термостатирование. Решена она была достаточно простым и надёжным способом. Первая часть задачи реализовывалась с помощью передвижной эжекторной системы, рабочим газом в которой служил воздух, накопленный предварительно в ресиверах. Вторая часть (термостатирование) — с помощью восьми газовых холодильных машин холодопроизводительностью 650 Вт каждая. Такая схема обеспечивала в течение длительного времени компен-

сацию теплопритоков к жидкому кислороду из окружающей среды, а эффективное охлаждение — требующую скоростную заправку изделия через изолированный трубопровод в однофазном режиме с прогревом кислорода всего на 1,5 К.

Достаточно простая схема охлаждения, использующая прямое вакуумирование резервуаров системы хранения, имела серьёзный недостаток, связанный с возможностью натекания атмосферного воздуха в паровую область. Это могло ухудшать качество жидкого кислорода как компонента топлива. И всё-таки, несмотря на такой недостаток, следующая, крупнейшая в мировой практике система хранения и заправки ракеты-носителя Н-1 жидким кислородом, причём кислородом глубоко охлажденным, также была построена по принципу прямого вакуумирования паровых полостей в резервуарах хранилищ (рис. 1).

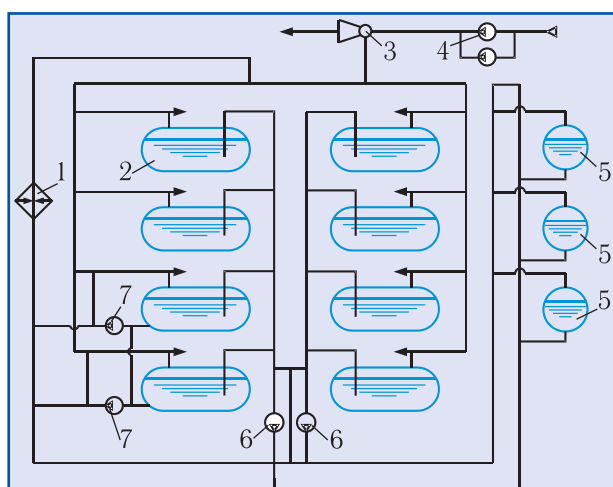


Рис. 1. Принципиальная схема системы термостатирования и заправки ракеты-носителя охлажденным кислородом: 1 — испаритель наддува резервуаров; 2 — резервуары с объёмами 230 м³; 3 — блок эжекторов; 4 — компрессоры; 5 — бортовые резервуары; 6 — главные центробежные насосы; 7 — малые центробежные насосы

Эта система количественно и качественно оказалась существенно более высокого уровня, чем ранее созданные системы. Она включала в себя 12 горизонтальных резервуаров с объёмами 230 м³ каждый и с годовыми потерями ≈35 %. Для обеспечения среднебаковой температуры кислорода на уровне 81^{±0,5} К в процессе его термостатирования в течение семи суток при теплопритоке из окружающей среды 60 кВт пришлось охлаждать жидкий кислород в резервуарах хранилища до требуемых температур, достигавших иногда 70 К.

Чтобы обеспечить среднебаковую температуру с оптимальными энергозатратами, в нижнюю часть бака подавался кислород с температурой 80 К, а сверху — с температурой 74...75 К. При этом давление в баках поддерживалось несколько выше атмосферного за счёт испарения жидкого кислорода при его контакте с тёплыми элементами бака, срабатывания дренажно-предохранительного клапана и подачи газооб-

разного гелия в случае падения давления.

Система вакуумирования включала в себя блок уже исследованных эжекторов 3 с суммарной холодопроизводительностью 100 кВт на температурном уровне 70 К. В качестве рабочего газа в них использовался воздух, предварительно сжимаемый в компрессорах до давления 1 МПа (см. рис. 1). При создании этой системы учитывалось, что охлаждение вакуумированием до температуры, близкой к 70 К, характеризуется рядом особенностей. Объяснялось это сменой режимов испарения. Так, в вакууме кипение в объёме и на стенках, что характерно испарительному охлаждению, переходит в режим поверхностного испарения. Этот переход существенно быстрее наступает в случае повторного включения системы вакуумирования при аварийном или запланированном выключении эжекторов. Смена режимов приводит к резкому увеличению неравновесности процесса испарения и, соответственно, увеличению энергозатрат и уменьшению холодопроизводительности системы вакуумирования [3]. На эту особенность процесса обращали внимание при разработке технологии подготовки топлива к заправке изделия.

Скоростная заправка баков однофазным охлажденным кислородом осуществлялась двумя центробежными насосами 6 (см. рис. 1) с расходами 660 м³/ч и рабочим давлением 2,4 МПа. Мощность одного насоса составляла 630 кВт. Циркуляция в открытом контуре обеспечивалась с помощью двух центробежных насосов 7 с расходами 130 м³/ч и давлением 1,5 МПа. Для эффективного термостатирования в этом контуре жидкостный насос подавал прогретый кислород из баков изделия 5 в отдельные резервуары, из которых одновременно производилась откачка паров кислорода.

При эксплуатации первых крупнотоннажных систем заправки, когда при подаче в ракетные комплексы охлажденного кислорода осуществлялись многократные переключения запорной и регулирующей арматуры, разработчики столкнулись с возникновением в трубопроводах значительных динамических нагрузок. Нагрузки возникали при открытии и закрытии клапанов, при заполнении тупиковых отводов и при других операциях, в которых появлялась паровая фаза. Динамические нагрузки иногда были настолько значительными, что приводили даже к разрушению элементов конструкций. Чрезвычайно показательной была авария на кислородном резервуаре объёмом 3200 м³ на космодроме в США. В результате разрушения одного из клапанов весь кислород, находившийся в резервуаре, вытек на площадку стартового комплекса. Выполненные в ОАО «Криогенмаш» исследования и накопленный опыт эксплуатации заправочных комплексов позволили разработать рекомендации по снижению динамических нагрузок. Их учитывали уже при сооружении стартовых комплексов нового поколения, что делало их более безопасными в процессах эксплуатации.

К новому поколению криогенных заправочных комплексов следует отнести системы заправки раке-

ты-носителя «Зенит», а также криогенные системы стеновых и стартовых комплексов ракетно-космической системы «Энергия-Буран», обеспечивающих накопление, хранение, охлаждение и заправку баков ракеты-носителя криогенными компонентами топлив: жидкими водородом и кислородом [4].

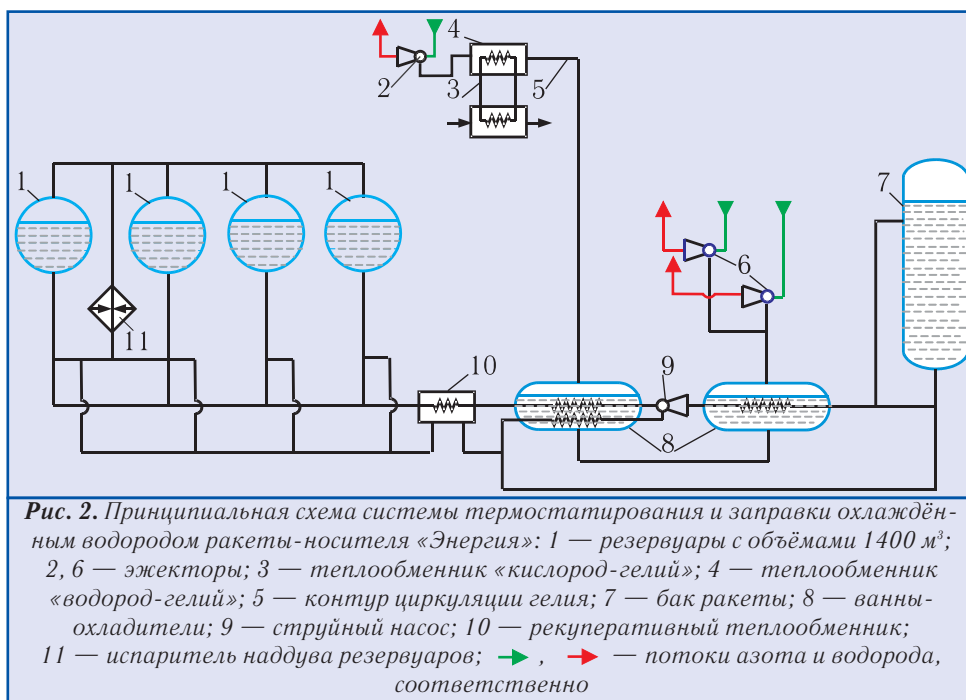
Криогенное оборудование этих систем ощутимо превосходило прежние образцы оборудования, в частности, по тепловым характеристикам, устойчивости к воздействию внешних ударных нагрузок, уменьшению прогрева жидкости в процессе её транспортирования по трубопроводам и др. Создание этих комплексов явилось выдающимся событием в развитии и совершенствовании ракетно-космической техники.

В качестве основных резервуаров в хранилищах стали применяться шаровые резервуары объёмом 1400 м³. В них использовалась высокоэффективная экранно-вакуумная тепловая изоляция, обеспечивающая суточные потери водорода на уровне 0,13 % при рабочем его давлении 1 МПа. Эти резервуары по своим характеристикам и в настоящее время не имеют аналогов в мировой практике. Известны только два криогенных резервуара (США) с объёмами по 3200 м³. Однако рабочее давление в них составляет 0,07 МПа (0,7 кгс/см² изб.). Тепловая защита этих резервуаров базируется на вакуумно-поршковой изоляции.

Переход на базовые шаровые резервуары с объёмами 1400 м³ вместо цилиндрических горизонтальных с объёмами 225...250 м³ позволил создавать хранилища с оптимальным числом резервуаров, обеспечивающим надёжную и безопасную технологию заправки, охлаждения и термостатирования криогенных топлив. Это дало возможность уменьшить стоимость систем и повысить их надёжность, в основном, за счёт сокращения количества криогенного оборудования, в том числе единиц запорной, регулирующей и предохранительной арматуры.

Однако наиболее важным техническим решением, — уникальным в мировой практике, — нужно считать организацию эффективных и безопасных процессов охлаждения и жидкого водорода, и жидкого кислорода, а также глубокого охлаждения кислорода в потоке при заправке баков ракеты-носителя и корабля «Буран».

Хранилище системы заправки центрального и боковых баков кислородом включало в себя три шаро-



вых резервуара, содержащих 4600 т кислорода и две ванны-охладителя с жидким азотом, в которых осуществлялось охлаждение и термостатирование жидкости. Использовался разомкнутый контур циркуляции через рекуперативные теплообменники, помещённые в азотные ванны, со сливом кислорода из центрального бака в один из резервуаров хранилища, в то время как баки боковых ступеней только подпитывались охлаждённым в ванне кислородом. При такой схеме в центральном баке поддерживалась температура на уровне 81 К, а в баках боковых ступеней — несколько ниже 90 К. Подобное схемное решение представлялось разработчикам наиболее простым и надёжным. Таким образом, реально появилась возможность создания конструкций мощных охладителей потока криогенного продукта непосредственно в процессе заправки и термостатирования ракетного комплекса при поддержании в системе (хранилище) давления, превышающего атмосферное, в отличие от применявшегося ранее охлаждения методом прямого вакуумирования паровой полости. Естественно, что такое техническое решение обеспечивало также требующую высокую чистоту охлажденного продукта.

Система хранения жидкого водорода включала четыре шаровых резервуара с объёмами 1400 м³. Запас жидкого водорода составлял 372 т. Она имела систему охлаждения и термостатирования, в принципе аналогичную той, что применялась в системе хранения кислорода. Однако учёт ряда свойств жидкого водорода и требований к уровню его охлаждения привели к существенному усложнению системы. Она должна была обеспечивать охлаждение жидкого водорода до температур 16,5...17 К и его последующее термостатирование при имеющихся к нему теплитоках. Общая холодопроизводительность системы составляла 1000 кВт при заправке и 730 кВт при термостатировании на указанном температурном уровне.

В качестве хладагента в ванне-охладителе жидкого водорода мог использоваться только жидкий водород, кипящий под вакуумом, как показано на рис. 2.

Принятая схема блока охлаждения системы термостатирования и заправки водородом РН «Энергия» включала в себя две последовательно установленные ступени охлаждения 8, состоящие из теплообменников-охладителей с встроенными трубными теплообменниками, имеющими для существенного увеличения коэффициента теплопередачи пористое покрытие со стороны кипящего водорода. Выбор такой схемы был произведён на основе её термодинамического анализа и с учётом фактора увеличения сложности, металлоёмкости и снижения надёжности системы в связи с увеличением количества ступеней охлаждения. Параметры, по которым проводилась оптимизация, входили в выражение холодильного коэффициента:

$$\varepsilon = \frac{i_n - i_k}{\bar{m}_n (l_n + l_b)},$$

где i_n, i_k — удельные энтальпии жидкого водорода на входе и выходе из системы охлаждения; \bar{m}_n — удельное количество паров, которое образуется в цикле при охлаждении единицы массы водорода; l_b — затраты работы на получение единицы массы испарившегося водорода; l_n — затраты работы на откачку единицы массы паров. Анализ этого выражения показывает, что увеличение холодильного коэффициента возможно за счёт уменьшения \bar{m}_n и l_b . Удельное количество паров \bar{m}_n падает по мере снижения температуры, что приводит к уменьшению работы откачных средств. Однако основной выигрыш в энергозатратах достигался за счёт уменьшения работы откачки при реализации многоступенчатого охлаждения по сравнению с использованием в нижней части системы одноступенчатого охлаждения. Это можно показать, анализируя затраты на получение единицы массы конечного продукта в двухступенчатом цикле охлаждения, которые представляются в виде:

$$l_b^{II} = \left(\frac{\bar{m}_{n1}}{U_1} + \frac{\bar{m}_{n2}}{U_2} \right) (l_{ок} + l_r + l_{сж}),$$

где $U_1 = \bar{m}_{n1} / \bar{m}_a$, $U_2 = \bar{m}_{n2} / \bar{m}_a$ — коэффициенты эжекции первой и второй ступеней охлаждения; $\bar{m}_{n1}, \bar{m}_{n2}$ — удельные количества паров водорода; \bar{m}_a — расход азота; $l_{ок}, l_r, l_{сж}$ — соответственно, удельные затраты энергии на ожижение азота, его газификацию и сжатие жидкости перед подачей на газификацию [5].

Заправка и термостатирование РН производились следующим образом (см. рис. 2). Жидкий водород из хранилищ 1 с температурой 21,8 К подавался в первую ванну-охладитель, где в результате теплообмена с водородом, кипящим под вакуумом, охлаждался до промежуточной температуры, а затем, пройдя

второй теплообменник-охладитель, — до конечной температуры, после чего поступал в бак центрального блока 7. Циркуляция жидкого водорода при термостатировании в полужакрытом контуре обеспечивалась струйным насосом 9, в который в качестве рабочей среды подавался жидкий водород с массовым расходом 20 т/ч под давлением 1 МПа и с промежуточной температурой. Он увлекал за собой циркулирующий в контуре системы водород с расходом 50 т/ч. Подпитка теплообменников-охладителей производилась жидким водородом с температурой примерно 19,5 К, сливаемым из бака. Такая схема позволила значительно снизить затраты жидкого водорода в технологической операции его термостатирования.

В качестве откачивающих устройств были выбраны газовые сверхзвуковые эжекторы 2, 6, рабочей средой в которых являлся газообразный азот с давлением 1 МПа и температурой 323 К. Эта система обеспечивала заправку изделия охлажденным до 17,5 ... 18 К жидким водородом с расходом 100 т/ч. Термостатирование осуществлялось через ту же систему охлаждения с расходом 70 т/ч в течение 10 ч, из которых от 3 до 7 ч — в непрерывном режиме. После эжекторов отбросные потоки водорода и азота направлялись на площадку дожигания, находящуюся в 300 м от места установки эжекторов, по трубопроводам Ду600.

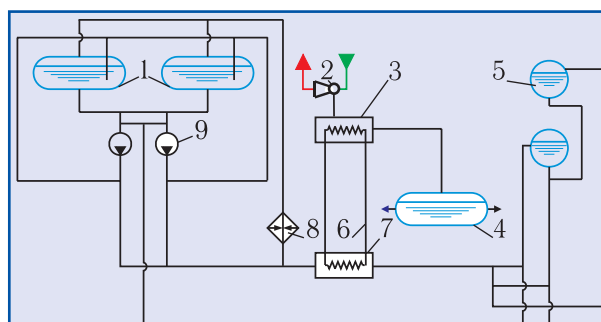


Рис. 3. Принципиальная схема системы термостатирования и заправки глубокоохлажденным кислородом космического корабля «Буран»: 1 — резервуары; 2 — эжектор; 3 — теплообменник «водород-гелий»; 4 — ванна-охладитель; 5 — баки космического корабля; 6 — контур циркуляции гелия; 7 — теплообменник «кислород-гелий»; 8 — испарители наддува резервуаров; 9 — насосы

Сложные научные, конструкторские и технологические проблемы решались также в процессе создания системы, предназначенной для заправки 32 т глубокоохлажденного жидкого кислорода в баки космического корабля «Буран» и его термостатирования в замкнутом контуре циркуляции на уровне 65 К (рис. 3). Учитывая технические трудности глубокого охлаждения жидкого кислорода, связанные с чрезвычайно низким давлением его насыщенных паров, было реализовано эффективное, но одновременно и сложное решение по использованию в специальном теплообменнике холода отходящих из системы вакуумирования паров водорода. Для этого он был включён в контур естественной циркуляции газообразного гелия

под высоким давлением, что гарантировало даже при потере герметичности в кислородном и водородном теплообменниках полную безопасность ввиду невозможности смешения компонентов. Кислород охлаждался в процессе его циркуляции через теплообменник с помощью насоса. Такая схема с постепенным снижением температуры жидкого кислорода до необходимого уровня обеспечивала надёжную и безопасную технологию его охлаждения. Это схемное решение удачно проиллюстрировало возможность и целесообразность взаимодействия криогенных систем стартовых комплексов. В целом использование в ракетно-космическом комплексе «Энергия-Буран» охлаждённых кислорода и водорода позволило получить ощутимый выигрыш в полезной нагрузке.

Для исследований и совершенствования ракетных двигателей, блоков и элементов комплекса «Энергия-Буран» для НИИХИМАШ и НИИМАШ нами были созданы стендовые криогенные системы, базирующиеся на том же криогенном оборудовании. С их помощью обеспечивался полный цикл испытаний указанного оборудования, в том числе и ресурсных, при использовании охлаждённых водорода и кислорода.

Для выполнения различных технологических операций подготовки водородных систем к заправке, заполнению, а также подпитки ванн-охладителей жидкого кислорода, для газификации, нагрева и подачи азота в качестве рабочего газа в систему эжекторов, производивших откачку паров водорода из ванн-охладителей жидкого водорода, в «Криогенном центре» была создана система накопления, хранения и выдачи азота в жидком и газообразном виде (рис. 4). Система базировалась на трёх шаровых криогенных резервуарах объёмом по 1400 м³ каждый. Территориально на генеральном плане комплекса она была расположена между системами хранения водорода и кислорода.

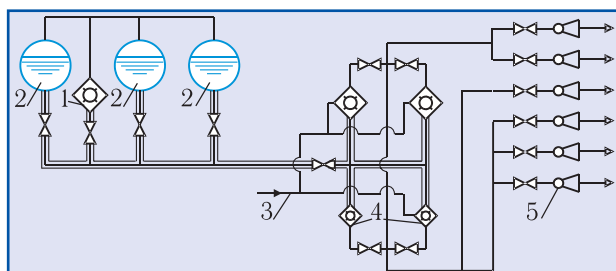


Рис. 4. Принципиальная технологическая схема системы хранения и газификации азота:

1 — испаритель наддува резервуара;
2 — резервуары; 3 — линия горячей воды;
4 — производственные испарители; 5 — блок эжекторов

Учитывая требуемый расход газообразного азота 13 кг/с для обеспечения системы вакуумирования, для азотного комплекса были разработаны высокоэффективные газификаторы 4 с производительностью каждого из них 30 т/ч практически нагретого до температуры окружающей среды азота. В качестве теплоносителя использовалась горячая вода. Теплообменники конструктивно выполнялись по схеме «труба

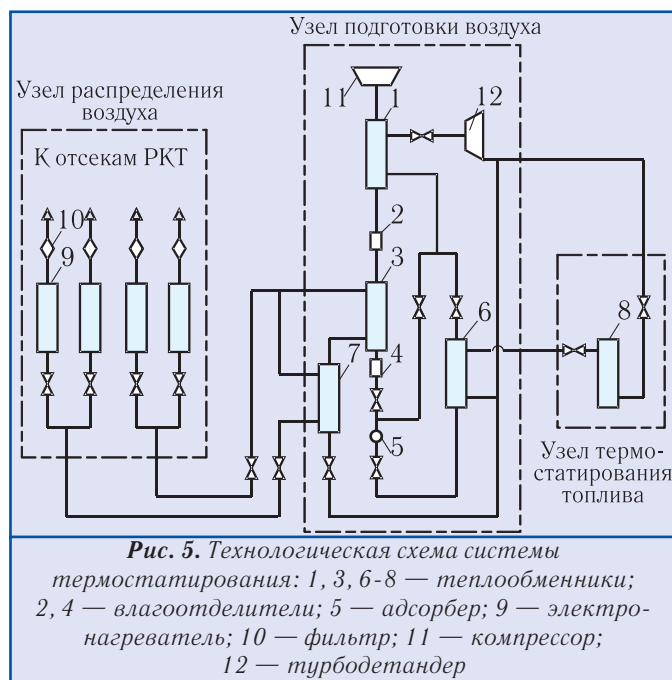
в трубе» с алюминиевой насадкой в межтрубном пространстве.

Одной из сложных проблем, выявленных в процессе пусконаладки и эксплуатации, оказались возникновение низкочастотных колебаний технологических параметров системы: давления, температуры и расхода. Пульсации расхода жидкости приводили к периодическому изменению температуры в испарителях, что в свою очередь способствовало возникновению градиентов температуры и, соответственно, температурных напряжений, способных вызывать разрушения элементов испарителя. Одновременные пульсации давления приводили, с одной стороны, к вытеснению жидкости из газификатора, с другой, — к сбросу давления через предохранительные клапаны, которые, в свою очередь, способствовали развитию колебаний. Снизить пульсационные явления удалось за счёт установки параллельно с предохранительными специальными сбросными клапанами, которые обеспечивали снижение давления до его уровня в газификаторе.

Одной из важных задач подготовки изделий ракетно-космической техники (РКТ) в условиях наземного комплекса является термостатирование технологических и приборных отсеков изделия с целью создания и поддержания в них заданных температурно-влажностных параметров воздуха, гарантирующих стабильную и безотказную работу приборов и механизмов, а также обеспечения требуемых температур компонентов высококипящих топлив в наземных резервуарах.

При решении этой проблемы отказались от традиционных систем охлаждения, построенных на базе пароконденсаторных холодильных машин. Был разработан ряд систем на базе турбодетандерных агрегатов. Последние менее громоздки, занимают малые площади, имеют небольшое количество оборудования, менее инерционны, не требуют специальных промежуточных теплоносителей. К основному оборудованию таких систем относятся компрессоры, турбодетандеры и воздушные теплообменники.

Принципиальная схема одной из таких систем представлена на рис. 5. В ней используется холодильный цикл низкого давления с концевым детандером. Воздух сжимается в компрессоре 11 до давления 0,9 МПа (9 кгс/см² абс.) и поступает в узел его подготовки, где последовательно охлаждается в теплообменниках 1 и 3 до температуры 5 °С. Капельная влага, сконденсированная в воздухе, в процессе охлаждения отделяется и выводится в влагоотделителях 2, 4, что снижает температуру точки росы до -10 °С. Для понижения температуры точки росы до -30 °С воздух осушается в адсорбере 5. Далее воздух поступает в турбодетандер, где расширяется и охлаждается до температуры ниже -6 °С. Охлаждённый воздух подогревается в теплообменнике 7 до температуры, обеспечивающей незамерзаемость теплообменника 3, а затем разделяется на две части. Одна часть с температурой 15 °С направляется в узел распределения воздуха («тёплый поток»), другая — в узел распределения после охлаждения в теплообменнике



7 до температуры $5\text{ }^{\circ}\text{C}$ («холодный поток»). В узле распределения воздуха происходит его очистка от механических примесей в фильтрах с тонкостью фильтрации $5\text{--}20\text{ мкм}$, а затем направление потоков в отсеки изделия и нагрев там каждого потока до требуемой температуры.

В режиме охлаждения топлива воздух после адсорбера охлаждается в теплообменнике 6 до температуры $-10\text{ }^{\circ}\text{C}$ обратным потоком и поступает в турбодетандер, где расширяется с понижением температуры до $-60\text{--}-70\text{ }^{\circ}\text{C}$. Холодный воздух подаётся в узел термостатирования топлива, где в теплообменнике 8 нагревается, охлаждая жидкость. После этого воздух возвращается в блок, нагревается в теплообменниках 6, 3 и выводится в атмосферу.

Эксплуатация систем термостатирования в составе комплексов «Энергия-Буран», «Зенит», «Морской старт», «Рокот» и др. подтвердила правильность принятых технических решений при их создании, высокую технологичность изготовления и монтажа оборудования, надёжное выполнение системой штатных операций во всех режимах эксплуатации. Аналогичные системы разрабатываются и поставляются на комплекс «Ангара» и для обеспечения южнокорейского ракетносителя.

3. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Созданные стендовые и стартовые криогенные комплексы обеспечили полный цикл отработки и полёта РН «Энергия» и космического корабля «Буран», подтвердили высокий уровень отечественной

криогенной и ракетно-космической техники.

«Криогенный центр», который с полным правом можно отнести к уникальным сооружениям в мировой практике создания стартовых комплексов, подтвердил высокую работоспособность, надёжность и эффективность.

В будущем вероятнее всего возникнет необходимость в создании более крупных криогенных резервуаров с объёмами до 4000 м^3 , например, для сооружения аэродромных комплексов. Перспективными направлениями развития криогенного оборудования систем являются разработки турбокомпрессоров для перекачки жидкостей и холодных турбокомпрессоров для откачки паров. Принципы создания криогенного оборудования и комплексов с жидким водородом и для ракетно-космической техники, и для его потребителей в народнохозяйственных отраслях, в том числе в водородной энергетике, оказываются достаточно близкими.

Завершая анализ особенностей созданных ОАО «Криогенимаш» стендовых и стартовых комплексов, назовём ведущих специалистов, внесших значительный вклад в исследования, развитие и создание оборудования и систем криогенной техники для РКТ: генеральные конструкторы *В.П. Беляков* и *Н.В. Филин*; ответственные исполнители работ *Ф.А. Русак*, *И.Е. Дудкин*, *О.П. Литовка*, *В.Д. Коваленко*, *Б.О. Белорусец*, *Б.А. Куранов*, *В.А. Куприянов*, *Г.А. Степанов*, *В.М. Воеводин*, *С.А. Некрасов* и многие другие.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Филин Н.В., Буланов А.Б.** Жидкостные криогенные системы. — М.-Л.: Машиностроение, 1985. — 247 с.
2. **Горбатский Ю.В., Домашенко А.М., Кристал В.Н.** Этапы развития криогенных систем для ракетно-космической техники// Химическое и нефтяное машиностроение. — 2002. — № 10. — С. 17-20.
3. **Домашенко А.М., Качура В.П., Жолус С.Н.** Инженерная методика расчета охлаждения криогенных жидкостей в режиме кипения и испарения// Химическое и нефтяное машиностроение. — 1976. — № 9. — С.19-21.
4. **Кристал В.Н., Ленский А.Б.** Криогенные заправочные системы многократного космического комплекса «Энергия-Буран»// Технические газы. — 2008. — № 6. — С. 13-21.
5. Результаты оптимизации систем вакуумного охлаждения жидкого водорода на комплексах заправки ракетносителей «Энергия»/ **Н.В. Филин, О.П. Литовка, И.Е. Дудкин и др.**// Труды первой межд. авиакосмической конф. «Человек-земля космос» — М.: Российская инженерная академия, 1995. — С. 219-233.