

УДК 621.59(075.8)

В.Н. Криштал

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

А.Б. Ленский

ЗАО «НПП Криосервис», ул. Пушкинская, 7, стр. 1, г. Балашиха Московской области, РФ, 143903

e-mail: cryoservice@list.ru

КРИОГЕННЫЕ ЗАПРАВОЧНЫЕ СИСТЕМЫ МНОГОРАЗОВОГО КОСМИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА «ЭНЕРГИЯ-БУРАН»

За 20 лет, прошедших со дня запуска космического орбитального корабля «Буран», появилось немало публикаций, посвящённых как самому «Бурану», так и сверхтяжёлой ракете-носителю «Энергия», которая вывела его в космос. Эта ракета, мощность двигателей которой в момент старта составляла 132 млн. кВт при стартовой массе 2400 т, являлась выдающимся достижением отечественной науки и техники и ко времени её создания была самой мощной ракетой в мире. Уникальными были и криогенные системы, обеспечивавшие заправку переохлаждёнными жидкими водородом и кислородом топливных баков ракеты-носителя и орбитального корабля с последующим их термостатированием. Рассматриваются особенности созданных для этих целей криогенных заправочных систем. Авторы статьи принимали непосредственное участие в создании криогенных систем от разработки их эскизных проектов и до пуска в эксплуатацию.

Ключевые слова: Ракета-носитель. Многоразовый космический корабль. Криогенные заправочные системы. Термостатирование. Жидкий водород. Жидкий кислород. Теплообменники. Криогенные резервуары. Безопасность.

V.N. Krichtal, A.B. Lenskiy

CRYOGENIC REFUELING SYSTEMS OF REUSABLE SPACE COMPLEX «ENERGY-BURAN»

For 20 years past from the date of start of space shuttle «Buran», many publications devoted both to «Buran» and to superheavy carrier rocket «Energy» which has put it in space have appeared. This rocket which engines capacity at the moment of start made 132 million kW at starting weight 2400 tn, was outstanding achievement of domestic science and technics, and by time of it creation was the most powerful rocket in the world. The cryogenic systems providing the refuelling by overcooled liquid hydrogen and oxygen of fuel tanks of the carrier rocket and orbital ship with next them thermostated keeping were also unique. Features of the cryogenic refueling systems created for these purposes are considered. Authors of article accepted a direct participation in creation of cryogenic systems from development of their outline sketches and before putting into operation.

Keywords: Carrier rocket. Space shuttle. Cryogenic refueling systems. Thermostating. Li-liquid hydrogen. Liquid oxygen. Heat exchanger. Cryogenic tanks. Safety.

1. ВВЕДЕНИЕ

Прошло 20 лет с того знаменательного события, которое, к сожалению, не получило продолжения, но навсегда будет вписано в мировую историю освоения космоса*. Это — пуск многоразового космического

корабля «Буран», состоявшийся 15 ноября 1988 г. (см. фото 1).

Сам пуск, всего два витка вокруг Земли и последовавшая через 3 ч 25 мин посадка корабля прошли на удивление гладко. Случившиеся же затем в СССР «великие потрясения» не позволили продолжить прог-

*¹ Авторы статьи за активное участие в работах и решение ответственных задач по созданию систем криогенного обеспечения полёта корабля «Буран» награждены Правительством СССР: В.Н. Криштал — орденом «Трудового Красного Знамени», А.Б. Ленский — «Орденом Дружбы народов». Федерация космонавтики РФ неоднократно отмечала их вклад в реализацию космических программ медалями: «40 лет полёта Ю.А. Гагарина», «Академик В.П. Бармин», «50 лет КБОМ» и «Академик С.П. Королёв».

рамму. Поэтому теперь может показаться, что ничего особенного и не произошло. Ну, был запуск «Бурана»... Так сколько их всяких спутников выводили и выводят на орбиту. Чуть ли не каждую неделю. На самом же деле этот запуск был уникален!



Фото 1. Многоразовая космическая система «Энергия-Буран» на стартовой позиции за несколько часов до исторического полёта

Ракета-носитель «Энергия», которая вывела «Буран» на орбиту Земли (это был её второй успешный старт и, так уж получилось, последний) была и остаётся самой мощной из всех созданных в СССР ракет. Эта ракета была способна вывести на орбиту Земли более 100 т груза. Это в 5 раз больше, чем выводит «Протон», и в 15 — «Союз». Но главное заключается в том, что в этой ракете в качестве топлива двигателей второй ступени впервые в нашей отечественной космонавтике был применён жидкий водород. Он до этого в качестве ракетного топлива использовался лишь в США в ракете-носителе «Сатурн-5» — базовой ракете лунной программы.

Ракета-носитель «Энергия» [1,2] была выполнена на двухступенчатой. Первая ступень содержала четыре разгонных блока А, расположенных вокруг центрального блока Ц второй ступени. Каждый из блоков А имел четырёхкамерный жидкостный ракетный двигатель ЖРД РД-170, в котором в качестве окислителя

применялся жидкий кислород, а в качестве горючего — керосин. Это был мощный двигатель, равного которому до сих пор нет в мире. В блоке Ц находились четыре однокамерных ЖРД РД-0120, в которых горючим был жидкий водород, а окислителем — жидкий кислород. При этом в отличие от американцев, использовавших кипящие криогенные компоненты топлива, наша ракета и орбитальный корабль «Буран» заправлялись глубоко охлаждёнными криогенными компонентами.

Созданный как многоразовый, космический корабль «Буран» [2,3] представлял собой третью ступень ракеты-носителя «Энергия» и был предназначен для многоцелевого применения с продолжительностью полета в космосе от 3 ч до 30 суток. Предполагалось также использовать «Буран» для выведения на орбиту искусственных спутников Земли или, наоборот, «снятия» с орбиты тех, что уже отслужили свой срок.

Основной задачей первого полёта «Бурана», который был выполнен в беспилотном режиме, являлась проверка многоразового ракетно-космического комплекса на всех этапах полёта: выведение на орбиту, подготовка схода с орбиты и выдача тормозного импульса, спуск и автоматическая посадка на специальной посадочной полосе на Байконуре. Надо ли говорить, что этот полёт и посадка являлись собой грандиознейший успех советской космонавтики?

2. КРИОГЕННЫЕ СИСТЕМЫ СТАРТОВЫХ КОМПЛЕКСОВ «ЭНЕРГИЯ-БУРАН»

Перед НПО «Криогенмаш»¹, которому было поручено создать криогенные заправочные системы для многоразовой космической системы «Энергия-Буран», была поставлена весьма сложная задача. В короткие сроки предлагалось разработать и изготовить оборудование на совершенно новой элементной базе. И дело тут было не только в жидком водороде! Системы заправки ракеты-носителя (РН) и орбитального корабля (ОК) «Буран» с заданными параметрами создавались тоже впервые.

Использование жидкого водорода в ракете повлекло за собой создание на стартовых комплексах системы хранения и газификации жидкого азота, которая тоже разрабатывалась на новой элементной базе.

Конструкторское бюро общего машиностроения (КБОМ)², являясь головным разработчиком стартовых комплексов «Энергия-Буран», в соответствии с требованиями НПО «Энергия» сформулировало для НПО «Криогенмаш» технические задания (ТЗ) на эскизные проекты, а затем и на конструкторскую документацию заправочных криогенных систем. ТЗ определило принципы построения криогенных систем [4]. Учитывая неудачный опыт создания в начале 1970-ых годов предыдущей тяжёлой ракеты Н-1, было принято решение о выполнении предполётных натурных испытаний РН «Энергия» и создании для этого специ-

¹) С 1994 г. — ОАО «Криогенмаш».

²) С 1994 г. — КБОМ им. В.П. Бармина.

ального универсального комплекса стэнд-старт (УКСС), который по сути ничем не отличался от стартовой позиции. Первый пуск РН «Энергия» в 1987 г. состоялся именно с УКСС. Одновременно было принято решение о создании двух пусковых устройств на стартовой площадке.

Таким образом, на космодроме «Байконур» были сооружены два отдельных стартовых комплекса для испытаний и запуска РН «Энергия», на одном из которых была одна стартовая позиция (площадка 250), а на другом — две (площадка 110).

На каждом стартовом комплексе предусматривалось создание криогенных центров, состоящих из хранилищ водорода, кислорода и азота. Криогенные центры (фото 2) представляли собой отдельные огражденные площадки (около 0,5 км²), отстоящие от линии стартовых столов примерно на 800 м. Это расстояние было определено из условий сохранности оборудования хранилищ в случае возможной аварии ракеты-носителя в заправленном состоянии. Ударная волна, которая в этом случае могла бы возникнуть, не должна была разрушить открыто стоящие криогенные резервуары (фото 3). Конструкция резервуаров при этом должна была выдерживать давление во фронте ударной волны около 0,2 МПа.

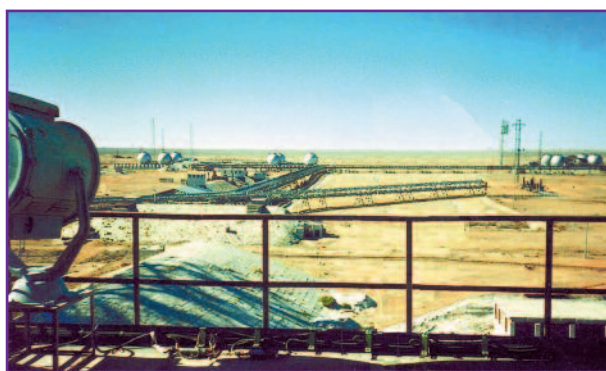


Фото 2. Панорама криогенного центра стартового комплекса «Энергия-Буран»



Фото 3. Хранилище жидкого водорода системы 17Г24

Для этих хранилищ были специально разработаны сферические резервуары РС-1400/1,0 (фото 4) с объемом внутренних сосудов 1400 м³ и для давления 1 МПа. На каждой площадке (250 и 110) с использованием этих резервуаров были смонтированы хранилища: жидкого водорода — из 4-ех резервуаров; жидкого кислорода — из 3-ех и жидкого азота — из 3-ех.



Фото 4. Сферический резервуар для жидкого водорода РС-1400/1,0

Каждый криогенный центр состоял из 10 таких резервуаров. Общий объем криогенных хранилищ на каждой площадке составлял 14000 м³.

Многое делалось впервые и в сжатые сроки. Только история создания сферических резервуаров такого объема на 10 бар заслуживает отдельного рассмотрения. Для разработки поистине уникальных конструкций и технологий изготовления, монтажа и сварки сферических резервуаров было привлечено 15 научных, производственных и монтажных предприятий страны [5]. Была создана, пройдя все этапы разработки, изготовления и государственных испытаний, специальная высокопрочная аустенитная сталь 03Х20Н16АГ6 с пределом текучести 370 МПа, из которой изготавливались листы толщиной 22 мм. На «УралХИММАШ» детали резервуаров — «лепестки» — вальцевались на специально изготовленных стендах. Были разработаны и построены специальные монтажные стенды для сварки «лепестков» в полевых условиях. С помощью Института сварки им. Патона была разработана и апробирована оригинальная технология сварки и испытаний. Она с успехом применялась при монтаже резервуаров на космодроме. После сборки, сварки и рентгеноконтроля внутренних сосудов приступали к монтажу наружных кожухов диаметром 16 м. Потом проводились вакуумные испытания с поиском микротечей, а затем — вакуумирование со сдачей сосудов по натеканию. Все это, наверное, было безумно дорого. Можно было бы решить эту задачу с меньшими затратами, если бы не делать резервуары на 10 бар. Толщина стенки оказалась бы существенно меньше и можно было бы применить такую более доступную сталь, как 12Х18Н10Т. Но тогда пришлось бы использовать насосный метод подачи криогенных продуктов. А решение о вытеснительной подаче было принято ещё на стадии проработки ТЗ. Во главу угла тогда ставилась надёжность. Да и центробежных на-

сосов нужной производительности для жидких водорода и кислорода не было. Их тоже нужно было бы создавать, т.е. разрабатывать КД, строить испытательную базу... Кроме того, живы ещё были воспоминания об авариях подобных насосов в системе кислородной заправки ракеты Н-1.

Вблизи каждого из хранилищ были предусмотрены отдельные подземные сооружения, в которых располагались местные пульта управления, вакуумные станции, помещение газоаналитического контроля водородной системы.

К каждому хранилищу подходила ветка железной дороги для слива и приёма криогенных жидкостей. Для заполнения криопродуктом только одного сферического резервуара азотной или кислородной системы необходимо было для его доставки использовать более 60-ти железнодорожных цистерн 8Г513. Жидкий водород доставлялся специально изготовленными цистермами ЖВЦ-100, которых для заполнения одного сферического резервуара требовалось 15 шт. Слив криогенных продуктов вёлся круглосуточно со строжайшим соблюдением мер безопасности. Блоки криогенной запорной, регулирующей и предохранительной арматуры, расположенные на металлических площадках между резервуарами (фото 5), представляли собой весьма внушительные конструкции. Так, только внутренние диаметры криогенных трубопроводов достигали 400 мм.



Фото 5. Один из блоков криогенной арматуры

На удалении примерно 100 м от водородного хранилища была устроена дренажная площадка с безопасными дренирующими устройствами.

В непосредственной близости от резервуаров рядами стояли атмосферные испарители для наддува резервуаров в процессах выдачи из них жидких криогенных продуктов (фото 6). Эти испарители, расположенные на открытой площадке, также как и резервуары, должны были выдерживать нагрузку от возможной ударной волны.

Оборудование площадки 110 отличалось от того, что имелось на 250-ой, наличием ещё одной криогенной системы, созданной НПО «Криогенмаш». Она предназначалась для заправки жидким кислородом орбитального корабля «Буран». Хранилище жидкого кислорода располагалось в подземном арочном соору-

жении. В состав входили два цилиндрических криогенных резервуара по 100 м³ каждый.



Фото 6. Испарители наддува криогенных резервуаров системы 17Г24

Таким образом, на стартовом комплексе пл. 110 размещались 4 криогенные системы, а на площадке 250 — 3 с индексом С: 17Г22 и 17Г22С — система заправки жидким кислородом блоков А и блока Ц РН «Энергия»; 17Г24 и 17Г24С — система заправки жидким водородом блока Ц; 17Г23 — система заправки жидким кислородом ОК «Буран» (только на пл. 110); 17Г85 и 17Г85С — система обеспечения азотом.

3. КОНСТРУКТИВНЫЕ ОСОБЕННОСТИ КРИОГЕННЫХ СИСТЕМ

Разработка конструкторской документации криогенных систем 17Г22, 17Г23, 17Г24 и 17Г85 в 1973-1979 гг. была выполнена коллективами конструкторов НПО «Криогенмаш», в которых тогда работали молодые, но уже весьма опытные люди, работавшие в начале 60-ых годов систему заправки жидким кислородом 11Г71 ракеты-носителя Н-1. В самом начале разработки КД для комплекса «Энергия-Буран» в этот коллектив влились молодые специалисты — выпускники МВТУ, МЭИ, МИХМ.

Разработки велись на основе накопленного опыта испытаний системы 11Г71, а также последних специальных НИР и ОКР, проводившихся в лабораториях предприятия и в других институтах Минобщмаша СССР. Практически заново была спроектирована вся унифицированная элементная база заправочных систем: криогенные трубопроводы, арматура, компенсирующие узлы, гибкие трубопроводы для стыковки с ракетой, резервуары, теплообменные аппараты, испарители, эжекторы. Все эти элементы испытывались на специальных стендах в рабочих условиях. Например, криогенная пневмоарматура проходила ресурсные испытания срабатыванием по несколько тысяч циклов. На машиностроительном заводе НПО «Криогенмаш» была проработана технология изготовления нового криогенного оборудования, произведена реконструкция основных цехов завода. Напряжённая повседневная работа производителей позволила в короткие сроки изготовить и отгрузить на монтажные площадки большое количество оборудования криогенных систем.

Конструкторские находки, оригинальные технические решения, применённые при разработке

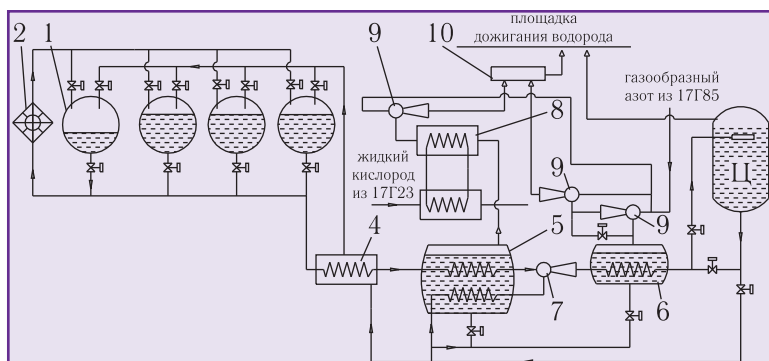


Рис. 7. Принципиальная схема системы 17Г24: 1 — сферические резервуары РС-1400/1; 2 — испарители подъёма давления; 3 — запорная пневмоарматура; 4 — рекуперативный теплообменник; 5, 6 — охладители; 7 — струйный насос; 8 — теплообменник «водород-гелий»; 9 — эжекторы; 10 — коллектор выхлопа из эжекторов

конструкторской документации, были защищены более, чем 50-ью авторскими свидетельствами. Многие сложные проблемы решались впервые. В отличие от американских подобных систем заправки РН «Сатурн-5», в которых использовались доставляемые на космодром кипящие жидкие кислород и водород, наши системы согласно техническому заданию ракетчиков обеспечивали глубокое охлаждение криопродуктов почти до их тройных точек с возможностью длительно (до 24 ч) термостатирования в баках ракеты и орбитального корабля при заданной температуре. Система заправки жидким водородом 17Г24 позволяла, как отмечается в [4], вести заправку РН кипящим жидким водородом в количестве 104 т и с расходом 100 т/ч с последующим его термостатированием глубоко охлаждённым жидким водородом с температурой почти 16 К и расходом 70 т/ч. Перед заправкой воздушная среда в баках ракеты заменялась сначала на азотную, а затем на водородную с концентрацией кислорода в водороде не выше $2 \cdot 10^{-4}$ % (об.)

Охлаждение жидкого водорода в системе 17Г24, как показано на рис. 7, выполнялось методом эжекторной откачки паров жидкого водорода из 2-ух резервуаров-охладителей по 150 м³ с расположенными в них теплообменниками «водород-водород». Эти охладители размещались в подземном сооружении арочного типа в 100 м от стартового стола. Расчётами было установлено, что в целях «экономии холода» дальше от ракеты относить их было нельзя. Хотя с точки зрения обеспечения безопасности эти теплообменники-охладители следовало бы расположить как можно дальше от заправляемой ракеты. На открытой площадке под навесом у торца этого подземного сооружения размещались эжекторы, выхлоп из которых объединялся в общий коллектор диаметром 800 мм.

Циркуляцию жидкого водорода в контуре «охладители-баки ракеты» обеспечивал струйный насос, через который в качестве активного потока циркулировал

по гигантскому кольцу длиной почти 2 км жидкий водород под давлением 2 бар. Десять эжекторов с газообразным азотом в качестве активного потока снимали при заправке тепловую нагрузку 700 кВт на уровне 18,5 К и при термостатировании — 600 кВт на уровне 16,5 К. Пары водорода в смеси с азотом направлялись на площадку дожигания, находящуюся в 300 м от площадки эжекторов по трубопроводам Ду600. По пути отбросные пары водорода проходили через теплообменник «водород-гелий» для охлаждения гелия, который в другом теплообменнике «гелий-кислород» охлаждал жидкий кислород особой чистоты системы 17Г23, предназначенной для термостатирования бака окислителя орбитального корабля «Буран» (рис. 8).

Сложная инженерная задача глубокого охлаждения жидкого кислорода в системе 17Г23 до требуемой температуры 56 К таким образом была решена весьма экономичным, в условиях этого стартового комплекса, способом — отбросными парами водорода. А ведь в процессе проработки эскизных проектов предлагались и другие варианты решения этой задачи охлаждения жидкого кислорода — значительно менее экономичные, но считающиеся безопасными («не водородом же охлаждать кислород»), например, с помощью вакуумирования бинарной смеси жидких азота и кислорода. Правда, по этому пути не пошли, так как для этого необходимо было создать специальные вакуумные насосы.

В реализованном способе охлаждения кислорода водородом (с использованием гелия в качестве промежуточного теплоносителя) гелий циркулировал под давлением 150 бар. Нагреваясь в теплообменнике «гелий-кислород» «тёплым» жидким кислородом, он поднимался в теплообменник «гелий-водород», где после охлаждения через другую ветвь контура опускался вниз. Напор контура естественной циркуляции составлял 8 м. Испытания полностью подтвердили правильность использованных решений. В итоге, в кислородных баках «Бурана» термостатирование уда-

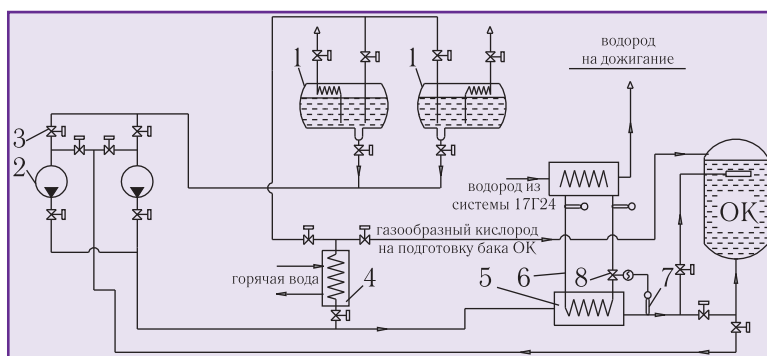
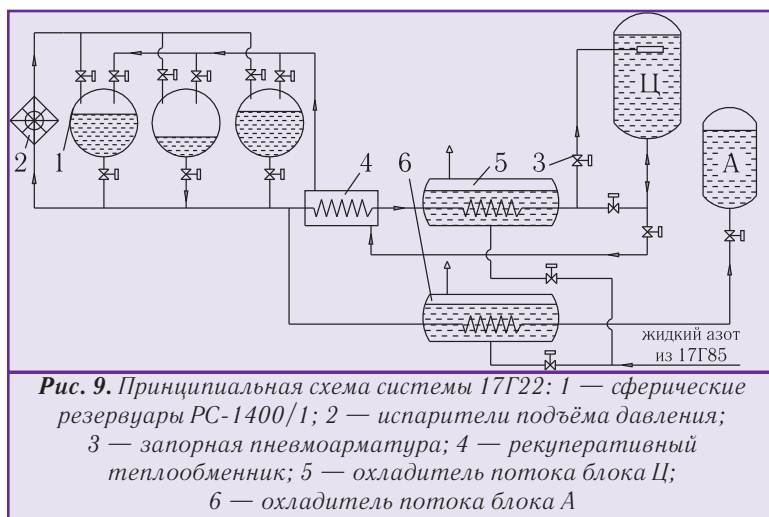


Рис. 8. Принципиальная схема системы 17Г23: 1 — резервуар РЦГ-100/0,5; 2 — центробежные насосы; 3 — запорная пневмоарматура; 4 — продукционный испаритель ИГ-8; 5 — теплообменник «гелий-кислород»; 6 — гелиевый контур; 7 — температурный датчик; 8 — регулирующий клапан



валось вести при температуре 56 К.

Высокое давление гелия в контуре обеспечивало его безопасность, так как водород никак не мог попасть в кислород. Кроме того, в контуре можно было поддерживать необходимый для теплопередачи массовый расход теплоносителя.

В системе 17Г23 были применены сравнительно небольшие центробежные насосы ЦН-267, разработанные «ВНИИГидромаш». С их помощью можно было подавать жидкий кислород при заправке и термостатировании бака «Бурана» с расходом 90 т/ч. Насосы располагались в приямке глубиной 5 м под резервуарами хранилища. С целью сохранения качества жидкого кислорода при длительном хранении, — а в «Буране» применялся особо чистый кислород, — резервуары РЦГ-100 были снабжены специальными испарителями, расположенными внутри резервуаров.

Система 17Г22 (рис. 9) предназначалась для заправки жидким кислородом кислородных баков РН «Энергия», её блоков А и блока Ц. Количество подаваемого для этих целей жидкого кислорода составляло 1500 т, в том числе для четырёх блоков А — по 230 т и для блока Ц — 600 т [6].

Эти блоки также термостатировались, причём на уровне разных температур. Блоки А термостатировались при температуре 83 К, блок Ц при температуре 87 К. Для этой цели в системе 17Г22 были предусмотрены два охладителя, где кислород охлаждался в трубчатках, помещённых в жидкий азот, который кипел при атмосферном давлении. Используя полученный в начале 70-ых годов при создании систем заправки жидким кислородом ракеты Н-1 опыт, конструкторы НПО «Криогенмаш» для предотвращения гидроударов в криогенных трубопроводах применили замедлители в приводах пневмоарматуры, а также другие технологические приёмы.

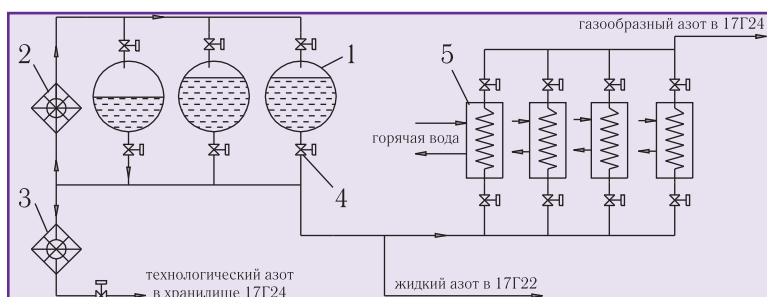
Трубопроводы систем 17Г22 и 17Г24, проложенные по магистральным эстакадам, подходили к заправочно-дренажной мачте (ЗДМ), на трёх неподвижных пло-

щадках которой стационарно располагались блоки клапанов, а на подвижных площадках — трубопроводы заправки и дренажа водорода с узлами их стыковки к ракете-носителю. Все подвижные площадки вместе с криогенными трубопроводами перед установкой РН были отведены к ЗДМ. После же размещения РН на стартовом столе площадки с помощью гидравлических домкратов подводились к ракете, а коммуникации пристыковывались к бортовым разъёмным соединениям блока Ц. Конструкция стыковочных узлов обеспечивала абсолютную герметичность разъёмных соединений при многократном их применении. Это были так называемые «штыковые разъёмы», уплотнительные элементы которых были выведены в теп-

лую зону, что позволяло использовать в качестве уплотняющего материала резину. Термостатирование баков РН продолжалось практически до последней минуты её нахождения на старте. Затем жидкие водород и кислород из концевых коммуникаций сливались, бортовые разъёмные соединения отстреливались, площадки отводились. Трубопроводы заправки кислородом блоков А системы 17Г22 пристыковывались снизу из «подпольного» сооружения к переходному стыковочному блоку РН. Там же внизу на минус втором этаже сооружения 106 располагались блоки клапанов систем 17Г22 и 17Г23. В состав этих блоков так же, как и на ЗДМ, входили каскады специальных дроссельных клапанов и расходомеров (труб Вентури), обеспечивающих заданные расходы на всех режимах заправки и термостатирования РН и ОК. Коммуникации системы 17Г23 заправки жидким кислородом ОК были проложены от хранилища системы по подземному каналу до блоков клапанов сооружения 106 и далее по устройству подвода коммуникаций, после чего они соединялись со стыковочным блоком «Бурана».

Все системы работали в автоматическом режиме по заранее отработанным алгоритмам. Идеология систем контроля и автоматического управления заправочными системами была разработана специалистами НПО «Криогенмаш» совместно с привлечёнными специализированными предприятиями.

Команды на управление формировались в соот-



т-ствующей системе верхнего уровня РН и ОК и транслировались в каждую заправочную систему. Операторы на пультах управления практически лишь отслеживали автоматическое выполнение команд.

Система обеспечения азотом 17Г85 (рис. 10) выполняла задачи приёма и хранения жидкого азота в трёх резервуарах РС-1400/1,0, подачи жидкого азота в четыре теплообменника-испарителя ИГ-30. В этих испарителях с помощью горячей воды азот испарялся с расходом 120 т/ч и давлением 10 бар. Затем азот направлялся в систему 17Г24 в качестве активного потока для эжекторов, а также для замены атмосферы с воздушной на азотную в баках ракеты и трубопроводах перед подачей в них водорода. Для нагрева воды недалеко от стартового комплекса была построена специальная котельная, которая обеспечивала выдачу теплоносителя с расходом до 400 т/ч, давлением 6 бар и температурой 120 °С.

4. МОНТАЖ И ИСПЫТАНИЯ

Десятки километров трубопроводов для транспортирования жидких и газообразных кислорода, водорода, азота располагались на металлических эстакадах высотой до 10 м и в подземных каналах, в которых была предусмотрена возможность их обслуживания. Трубопроводы с экранно-вакуумной изоляцией с внутренним диаметром до 500 мм и кожухом до 640 мм были разработаны и изготовлены НПО «Криогенмаш». При изготовлении элементы трубопроводов подвергались контролю на вакуумную герметичность. Монтажные стыки контролировались на объекте после выполнения монтажных работ и вакуумирования. Монтаж вёлся трестами «Союзкислородмонтаж» и «Спецмашмонтаж» Минмонтажспецстроя СССР. Вакуумные испытания криогенных трубопроводов в реальных тяжёлых погодных условиях Байконура проходили очень сложно. Решение задачи вакуумирования большого количества теплоизоляционных полостей (более 300) в сжатые сроки монтажа стало возможным благодаря использованным на монтажных площадках компактным криоадсорбционным вакуумным насосам, разработанным и испытанным в вакуумной лаборатории НПО «Криогенмаш». Для измерения остаточного давления (вакуума) в теплоизоляционных полостях резервуаров и трубопроводов были применены специальные вакуумные датчики с выводом параметров на дистанционные приборы, расположенные в операторских помещениях.

Для осуществления авторского и шефского надзора за монтажом и испытаниями на космодроме Байконур была создана постоянно действующая экспедиция НПО «Криогенмаш». Численность специалистов, работающих вахтовым методом, достигала 120 чел. После завершения монтажа они провели пусконаладочные работы, а затем вместе с сотрудниками КБОМ и военными инженерами выполнили автономные испытания криогенных систем, приняли участие в комплексных и потом лётно-конструкторских испытаниях (фото 11). Условия жизни на космодроме были суро-

выми и зимой, при морозе в 30 градусов с ветром, и летом, когда температура в тени достигала 47 градусов. И это при частых отключениях электроэнергии и почти постоянном отсутствии воды в гостиницах.

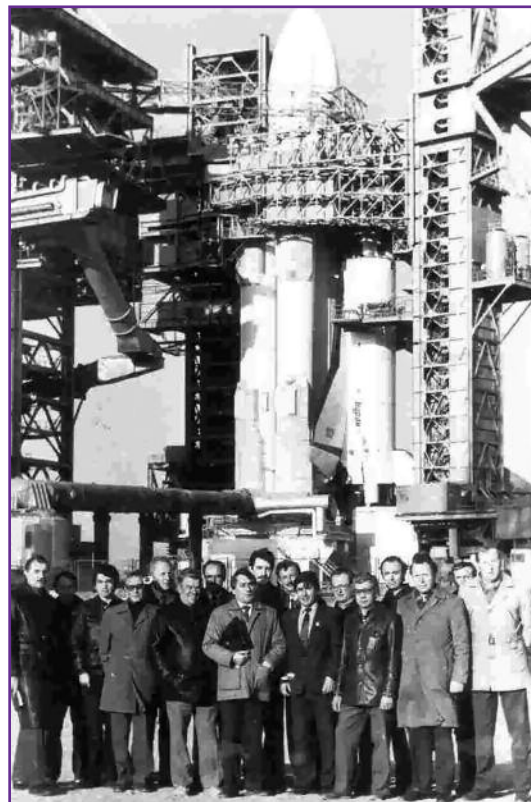


Фото 11. Группа специалистов НПО «Криогенмаш» за 2 дня до старта МКС «Энергия-Буран»

В целом, пусконаладочные работы были проведены в короткие сроки. Ведь всё оборудование проходило проверку на заводе-изготовителе НПО «Криогенмаш» с контролем военного представительства. Однако всё предусмотреть было невозможно.

Вспоминается, например, очень тяжёлая ситуация, возникшая незадолго до лётно-конструкторских испытаний. Во время отработки взаимодействия наземных стартовых систем и ракеты-носителя «Энергия» проводили комплексные испытания (КИ). Заправку ракеты при этом вели в штатном режиме, после чего топливо из неё должно было сливаться, баки ракеты и водородные трубопроводы продуваться азотом и возвращаться в исходное состояние. Управление этими испытаниями осуществлялось из подземного дистанционного пульта управления, находившегося примерно в 5 км от пусковой установки. Зона, радиусом в 4 км от ракеты, была определена как опасная. В неё до завершения испытаний персонал не допускался. Однако в особых случаях, с соблюдением специальных мер предосторожности, попасть на стартовую позицию было можно с разрешения руководителя испытаний. Такой «особый случай» представился, и вместе с офицерами на стартовую площадку отправился один из авторов этой статьи, который совер-

шенно случайно, проезжая мимо площадки эжекторов, обнаружил, что коллектор выхлопа из эжекторов водородной системы 17Г24 разрушен, а точнее — разорван местным взрывом (фото 12). В этот момент заправка ракеты-носителя жидким водородом уже заканчивалась. Учитывая расположение площадки эжекторов в 100 м от заправленной ракеты, можно было понять критичность ситуации. Весь масштаб разрушений в случае возможной катастрофы трудно было себе представить...



Фото 12. Разрушенный коллектор эжекторов системы 17Г24

Пришлось останавливать испытания, срочно сливать жидкий водород из ракеты, заменять атмосферу в баках на безопасную — азотную. Но самое главное — необходимо было в кратчайшие сроки найти и устранить причины, приведшие к разрушению коллектора. Причём времени, конечно, на это предусмотрено

не было: график КИ и без того уже был под угрозой срыва. Все были убеждены, что взорвался «гремучий газ», каким-то непостижимым образом скопившийся в коллекторе из-за возможного подсоса воздуха в дренажные трубопроводы через открытые в атмосферу дренажные устройства на площадке дожигания водорода. Это было тем более непостижимо, так как во время заправки и термостатирования водородного бака ракеты по дренажным трубопроводам сброс водорода происходит под избыточным давлением. Причину нашли. Оказалось, что она кроется в физической природе истечения газообразного водорода в заполненную газообразным азотом дренажную трубу, соединенную с коллектором эжекторов. Волна сжатия, возникавшая из-за трёхкратного превышения скорости звука в водороде по сравнению со скоростью звука в воздухе (азоте), инициировала резкое местное повышение давления в дренажном трубопроводе, превышающее прочностные характеристики трубопровода. В кратчайшие сроки был проведён ремонт площадки эжекторов, изменены алгоритмы работы водородной системы, а конструкторы НПО «Криогенмаш» получили ещё одну крупицу бесценного опыта.

5. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Комплексные испытания потом были проведены ещё раз. Прошли они успешно, подтвердив правильность принятых решений.

Пуск многократной космической системы «Энергия-Буран» состоялся 15 ноября 1988 г. Все криогенные системы сработали безотказно и были готовы после проведения штатного технологического регламента к заправке новой ракеты и орбитального корабля.

Приходится сожалеть, что столь совершенная техника, созданная для длительной многолетней эксплуатации, поработала всего один раз. Разве мог кто-либо из собравшихся за тем праздничным столом по поводу успешного первого пуска «Бурана» предположить, что мы отмечаем также и последний его пуск?! Однако пришли иные времена...



Фото 13. Коллектив сотрудников НПО «Криогенмаш», удостоенных правительственных наград

В создании многоразовой космической системы участвовали практически все республики Советского Союза. В процессе работы над МКС сложилась весьма эффективная кооперация предприятий и отраслей с высококвалифицированными специалистами, мощным интеллектуальным и производственным потенциалом. Большой вклад в дело создания криогенных систем уникального комплекса МКС «Энергия-Буран» внесли рабочие, инженеры, конструкторы, учёные научно-производственного объединения «Криогенмаш». Этот вклад был высоко оценён правительством страны: 45 работников объединения были награждены государственными наградами — орденами и медалями (фото 13), а генеральный директор НПО «Криогенмаш» *В.Е. Курташин* был удостоен звания Героя Социалистического Труда.

Полёт «Бурана» и посадка его в автоматическом режиме, без преувеличения, опередили своё время. Потенциальные возможности этой системы и через 20 лет превосходят потребности современных космических программ. Но бесценный опыт, приобретённый учёными, конструкторами, исследователями при создании этой техники, может быть ещё востребован при

решении общечеловеческих проблем, которые будут решаться с помощью космических средств.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Егоров А.П., Кутаев Г.С., Филин В.М.** Стартует «Энергия». — М.: Машиностроение, 1990. — 55 с.
2. www.buran.ru/ **В.Е. Гудилин.** МКС «Энергия-Буран».
3. Многоразовый орбитальный корабль «Буран»/ Под редакцией **Ю.П. Семёнова, Г.Е. Лозино-Лозинского, В.Л. Лапыгина и В.А. Тимченко.** — М.: Машиностроение, 1995. — 448 с.
4. **Архаров А.М., Кунис И.Д.** Криогенные заправочные системы стартowych ракетно-космических комплексов. — М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2006. — 252 с.
5. Время. Страна. Дела. Люди. Ч.2. Балашихинскому объединению криогенного машиностроения 50 лет. — М.: ОАО «Криогенмаш», 1999. — 303 с.
6. Криогенные системы. В 2-ух т. Т.2. Основы проектирования аппаратов, установок и систем/ **А.М. Архаров, И.А. Архаров, В.П. Беяков и др.** — М.: Машиностроение, 1999. — 720 с.



Повышение квалификации по специальности "Криогенная техника и технология",

организуемое Украинской ассоциацией производителей технических газов "УА-СИГМА"
на базе Одесской государственной академии холода



- изучаемые дисциплины: термодинамические процессы, циклы и схемы криогенных воздухоразделительных установок; снижение энергопотребления при эксплуатации ВРУ и новые технологии разделения воздуха; современные приборы контроля и автоматизация криогенных ВРУ; компрессорное оборудование ВРУ; охрана труда при производстве и использовании продуктов разделения воздуха;
- форма обучения — очно-заочная;
- начало обучения — 17-18 марта 2009 г. (установочные занятия);
- период самостоятельного обучения по предоставленным слушателям методическим материалам — 19 марта-13 апреля 2009 г.;
- лекционно-лабораторная и экзаменационная сессия — 14-17 апреля 2009 г.;
- контингент — инженеры и техники;
- по окончании выдается свидетельство Министерства образования и науки Украины

Условия приема по контактному тел./факсу: +380 (48) 777-00-87
и e-mail: uasigma@paco.net.
Наш сайт: www.uasigma.odessa.ua