

УДК 629.7.085; 629.764.7

Методика проектирования базы хранения и подготовки высококипящих компонентов ракетного топлива космодрома «Восточный»

Денисов О. Е.¹, Золин А. В.¹,
Денисова К. И.^{1,*}

[*denisova-ksenya@inbox.ru](mailto:denisova-ksenya@inbox.ru)

¹МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия

Рассматривается вариант решения проблемы хранения, подготовки и выдачи потребителям высококипящих компонентов ракетного топлива путём организации на новом космодроме централизованной базы хранения. Предлагаемый проект базы хранения позволяет упростить и унифицировать объекты наземной инфраструктуры. На базе хранения реализован полный цикл подготовки КРТ по всем параметрам. База решает задачи по приёму компонентов, подготовке по температуре, влагосодержанию (осушке), газосодержанию и выдаче потребителям. Для подготовки используются перспективные технологии с низким энергопотреблением. В качестве технологии подготовки по температуре топлива выбрана технология криогенного барботажа кипящим азотом.

Ключевые слова: стартовое оборудование, топливные баки, заправка, хранилище ракетного топлива, система охлаждения, кипящий азот

Введение

В настоящее время перед разработчиками объектов наземной космической инфраструктуры стоят проблемы хранения и подготовки высококипящих компонентов ракетного топлива (КРТ). К таким компонентам относятся РГ-1 (нафтил), Т-1 (керосин), азотный тетраоксид (АТ, амил), несимметричный диметилгидразин (НДМГ, гидразин).

Задачей данной работы является обоснование построения базы хранения КРТ на космодроме. Элементами обоснования являются:

- состав технологического оборудования базы хранения;
- технологическая цепочка приема и обращения КРТ на объектах базы хранения;
- подготовка КРТ по температуре, влагосодержанию, и газосодержанию;
- принципиальная гидравлическая схема (ПГС) базы хранения;
- генеральный план (ГП) состава и размещения объектов базы хранения.

Анализ приводится на примере создания технологического участка обращения горючего РГ-1, оценки преимуществ и недостатков при использовании стационарной базы хранения на космодроме.

Количественные показатели параметров технологии подготовки КРТ перед заправкой по температуре, влагосодержанию, газосодержанию определяют качество КРТ, как компонента топлива для летательного аппарата (ЛА) [1].

Уникальность задачи состоит в том, что такие объекты до сих пор досконально не разрабатывались. Ракетно-космическая отрасль Российской Федерации остается одной из немногих отраслей, наукоёмкая продукция которой занимает ведущее положение в мире. Однако российская космонавтика испытывает сегодня определённые трудности. Это обусловлено проведёнными в стране реформами, переходом к рыночной экономике. В результате резко сократилось бюджетное финансирование отрасли. Чтобы сохранить отечественную космонавтику, прилагаются определённые усилия, идёт поиск наиболее рациональных путей развития ЛА – ракет-носителей (РН), автоматических космических аппаратов (КА), разгонных блоков (РБ), пилотируемых кораблей нового поколения. Пересматривается облик наземной космической инфраструктуры с учётом опыта современных международных программ «SL» (морской старт), «Союз в ГКЦ» (Гвианский космический центр), «SLB» (наземный старт). Сложившиеся направления космической деятельности сохраняются и сегодня. Но пути технической реализации, наряду с традиционными, представленными далее, будут использовать новейшие достижения науки и техники, опыт эксплуатации, базирующиеся на новых прогрессивных решениях [2].

На сегодняшний день наиболее применимой является схема цикла подготовки высококипящих КРТ (рис. 1), предусматривающая их приём из транспортных ёмкостей в резервуары пристартовых хранилищ, расположенных непосредственно на стартовом комплексе. Средствами этих систем проводится охлаждение, обезвоживание и рассыщение компонента, а затем заправка баков РН. Существенным недостатком такого цикла подготовки является необходимость иметь на каждом стартовом комплексе космодрома пристартовые хранилища, оснащённые системами подготовки компонентов топлива по всем параметрам [3].

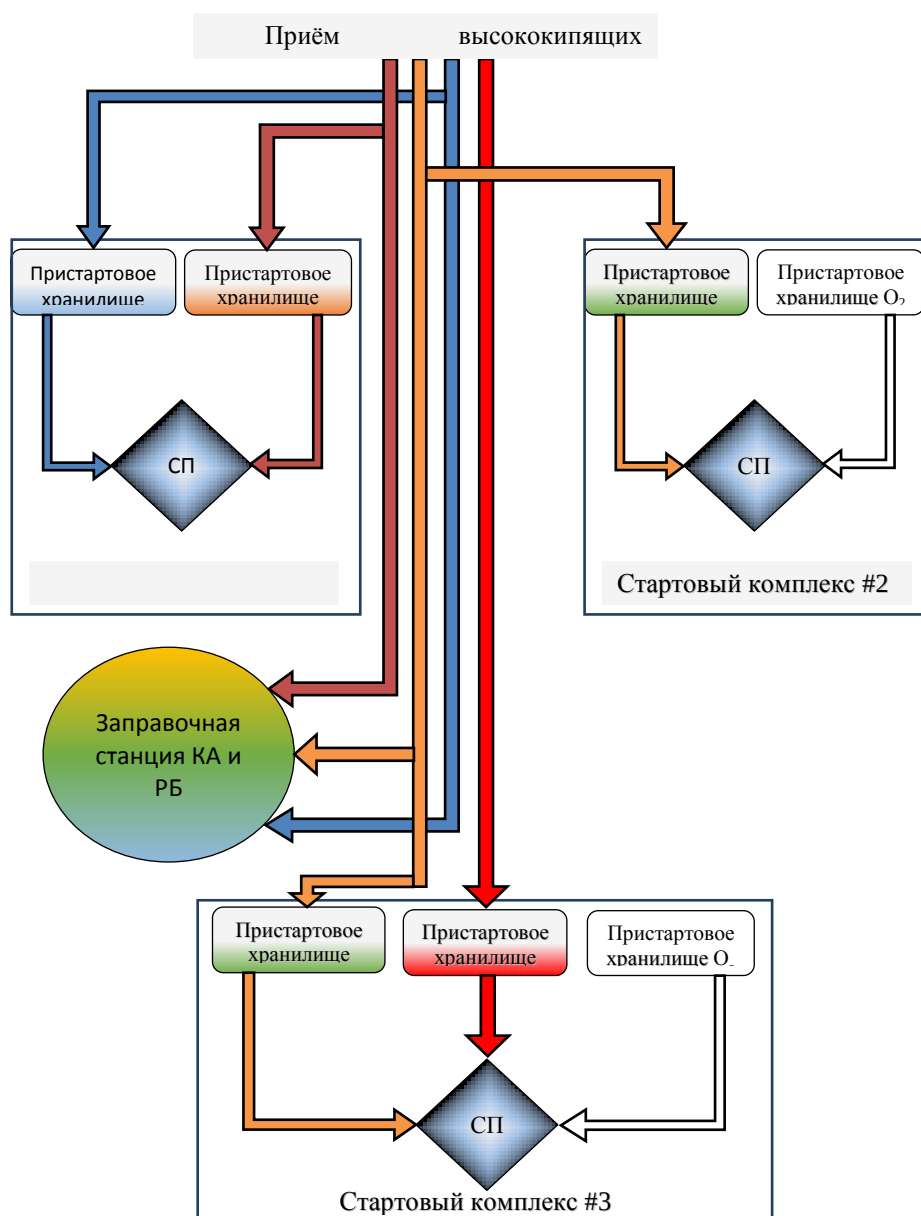


Рис. 1 Традиционная схема транспортировки высококипящих компонентов ракетного топлива на объекты стартового комплекса (СК)

Заправка КА и РБ высококипящими КРТ, как правило, проводится на заправочных станциях, являющихся отдельными объектами технологического комплекса космодрома.

Другой проблемой, стоящей в настоящее время перед разработчиками комплексов наземного оборудования, является приём крупных партий КРТ от завода-изготовителя. К примеру, горючее нафтил, поставляемое ОАО «Ангарская Нефтехимическая Компания», по актуальным техническим условиям поставляется партиями по 5 000 тонн. Такие объёмы горючего не могут быть приняты в резервуары стартовых комплексов, что порождает необходимость создания базы хранения [4].

На базе хранения, созданной по предлагаемой методике, может быть реализован полный цикл подготовки КРТ по всем параметрам. Это позволяет сократить общее число

агрегатов и систем стартовых комплексов космодрома за счет централизации систем подготовки на базе. К примеру, это позволит создать единый холодильный центр для охлаждения КРТ, в то время как охлаждение в пристартовых хранилищах требует наличия на каждом стартовом комплексе автономной системы охлаждения. Также для исключения дополнительных операций по транспортировке малых доз КРТ возможно придать функции заправочной станции КА и РБ базе хранения, для чего предусмотреть на ней соответствующие технологические системы [5].

Созданная методика позволяет разработать принципиально новый для России технологический объект, дающий возможность упростить и унифицировать наземную инфраструктуру космодрома.

1 Методика выбора параметров системы охлаждения

1.1 Обзор имеющихся технологий охлаждения

Выбор технологии охлаждения является одним из основных факторов, определяющих энергозатраты базы на подготовку КРТ. В настоящее время применение имеют четыре технологии охлаждения, различающихся по применяемому источнику холода:

- парокompрессионная холодильная машина;
- воздушная холодильная машина;
- жидкий азот (с применением теплообменника);
- барботаж кипящим азотом [6].

Холодильные машины достаточно дороги в эксплуатации из-за сравнительно невысоких КПД (20-25% для воздушных и 64-66% для парокompрессионных машин) и малого срока службы исполнительных агрегатов. Кроме того, применяемые холодильные агенты зачастую являются опасными для окружающей среды.

Жидкий азот является побочным продуктом производства жидкого кислорода на кислородных заводах космодромов, что делает его дешевым источником холода для нужд систем температурной подготовки. Процесс теплообмена ракетного горючего с жидким азотом может быть организован как с помощью теплообменных аппаратов, так и посредством прямой подачи азота через барботёр в ёмкость с топливом.

Для охлаждения топлива на базе хранения к рассмотрению предлагается технология охлаждения с использованием жидкого азота посредством прямой подачи его через барботёр в ёмкость с топливом.

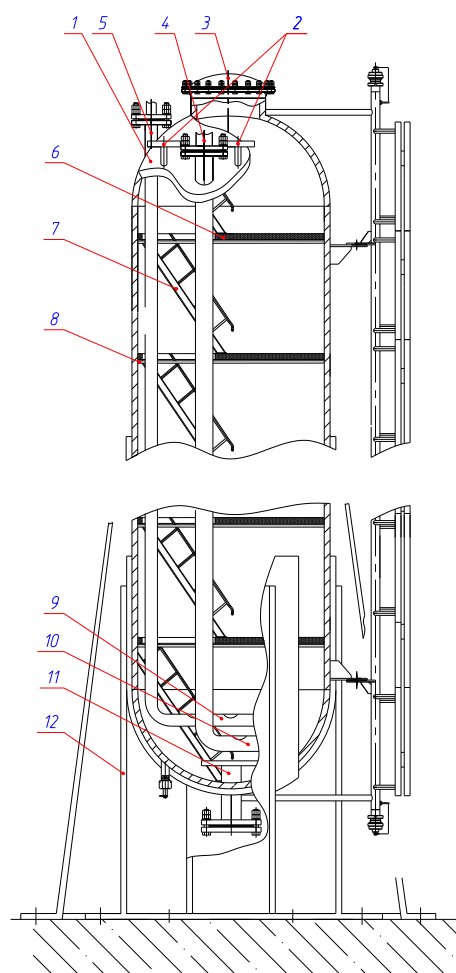
1.2 Выбор ёмкости подготовки

Для улучшения эффективности криогенного барботажа применяются специализированные ёмкости подготовки. Конструкция такой ёмкости должна отвечать следующим требованиям, помимо обычно предъявляемых к ёмкостям для КРТ:

- наличие барботёра для ввода кипящего азота;
- минимальная площадь контакта с газовой подушкой;
- большая разность уровней зеркала жидкости и отверстий барботёра;
- транспортабельность основных узлов ёмкости в собранном виде по железной дороге для повышения технологичности процесса сборки.

Перечисленным требованиям удовлетворяют вертикальные цилиндрические ёмкости со сферическими днищами, подбираемые по ГОСТ 9931-85. Размеры их обуславливаются железнодорожными габаритами, допустимыми для транспортировки изделий по магистралям Сибири и Дальнего Востока, содержащими большое число туннелей.

Располагать данные ёмкости возможно на ферменной опорной конструкции [7].
Схема вертикальной ёмкости подготовки показана на рис. 2.



1 – корпус ёмкости, 2 – патрубки для арматуры, 3 – люк-лаз, 4 – входной патрубок нафтила, 5 – входной патрубок азота, 6 – настил балкона, 7 – лестница, 8 – рама балкона, 9 – барботёр азота, 10 – барботёр КРТ, 11 – заборная головка, 12 – опорная ферма.

Рис. 2 Схема ёмкости подготовки вертикального исполнения (показано без теплоизоляции)

Для экономии жидкого азота в процессе охлаждения предусмотрено применение вспомогательной технологии охлаждения продукта за счет теплообмена с окружающей средой. Недостатками данной технологии является увеличение времени охлаждения партии и невозможность применения данной технологии в теплое время года. При работе системы охлаждения в холодное время года за счёт применения вспомогательной технологии достигается значительная экономия жидкого азота.

1.3 Расчёт основных функциональных параметров работы системы охлаждения

Оценить основные параметры работы системы охлаждения с применением криогенного барботажа – время охлаждения продукта $t_{зах}$ в ёмкости до температуры захлаживания $T_{зах}$, массовый расход жидкого азота m_{N_2} после фиксации значения T_0 могут быть определены по формулам

$$t_{зах} = \ln \frac{T_0 - \frac{kST_H - \eta G_{N_2} r_{N_2} + \eta G_{N_2} C_{N_2} T_{N_2}}{kS + \eta G_{N_2} C_{N_2}}}{T_{зах} - \frac{kST_H - \eta G_{N_2} r_{N_2} + \eta G_{N_2} C_{N_2} T_{N_2}}{kS + \eta G_{N_2} C_{N_2}}} \cdot \frac{m_{п} c_{п} + m_{ем} c_{ем}}{kS + \eta G_{N_2} C_{N_2}},$$

$$m_{N_2} = G_{N_2} t_{зах},$$

где $t_{зах}$, с – время захлаживания продукта в емкости до потребной температуры;

T_0 , К – начальное значение температуры продукта; T_H , К – температура окружающей среды; k , Вт/м²×К – коэффициент теплопередачи через стенку ёмкости;

S , м² – площадь наружной поверхности ёмкости;

η – коэффициент неполноты теплообмена (0,87...0,91);

G_{N_2} , кг/с – расход жидкого азота;

C_{N_2} , Дж/кг×К – удельная теплоёмкость газообразного азота;

T_{N_2} , К – температура азота на выходе из барботёра;

$m_{п}$, кг – масса продукта в ёмкости;

$c_{п}$, Дж/кг×К – удельная теплоёмкость продукта;

$m_{ем}$, кг – масса ёмкости;

$c_{ем}$, Дж/кг×К – удельная теплоёмкость материала ёмкости;

$T_{зах}$, К – требуемая температура захлаживания продукта в ёмкости;

r_{N_2} , Дж/кг – удельная теплота парообразования азота;

m_{N_2} , кг – масса жидкого азота, затрачиваемая на охлаждение продукта в ёмкости до требуемой температуры [8].

Результаты расчетов времени охлаждения и затраты азота на охлаждение порций горючего для различных типов ракет приведены в табл. 1.

Расчеты проведены для ракетного горючего РГ-1 в интервале температур окружающей среды в промежутке минус (30...28)°С для варианта использования технологии охлаждения за счёт криогенного барботажа в ёмкости с тепловой изоляцией из стекловолокна толщиной 0,1 м [9].

Таблица 1 Результаты расчётов времени охлаждения и затраты азота на охлаждение порций горючего для различных типов ракет

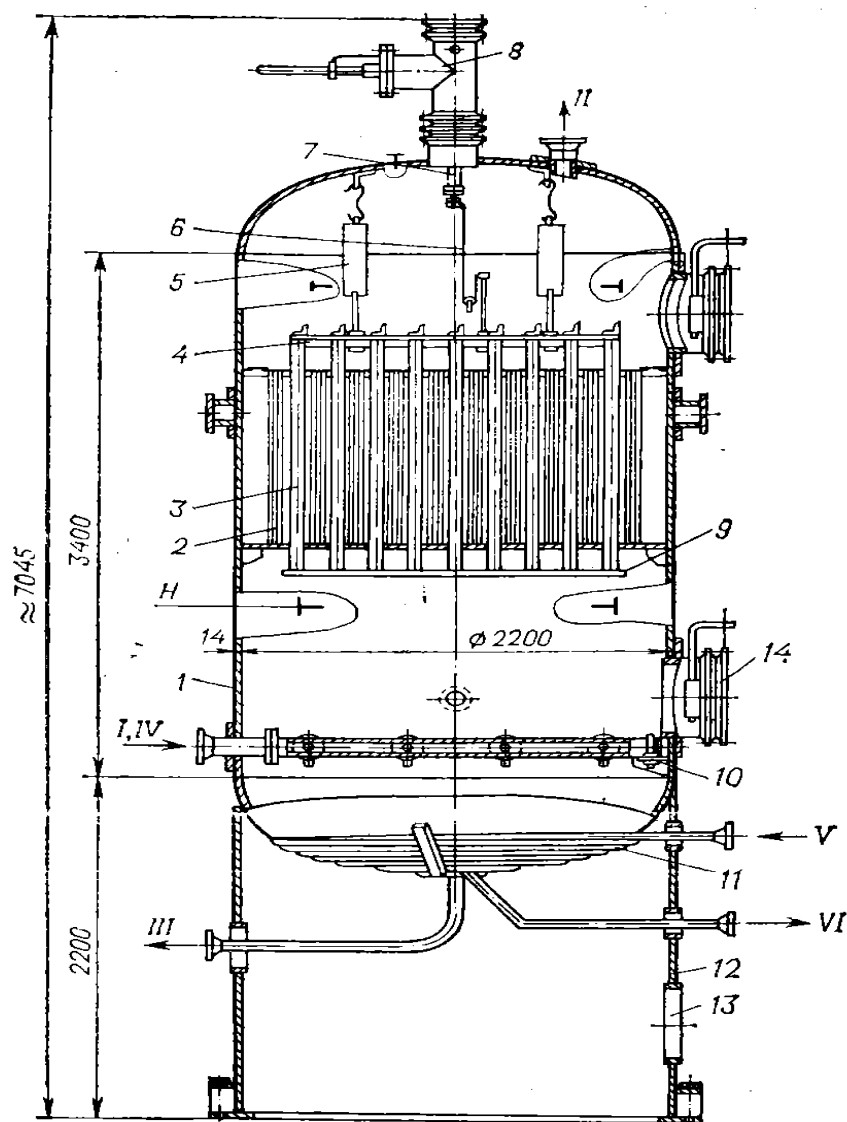
M , т – масса заправляемой дозы; m , т – масса подготавливаемой дозы;

τ , °С – температура продукта по ТУ; t , °С – конечная температура продукта; T_0 , °С – начальное значение температуры продукта; Q , т – масса затраченного азота; Θ , ч – время захлаживания продукта; Ψ , т/т – относительные затраты азота.

Назначение дозы	M , т	m , т	τ , °С	t , °С	T_0 , °С	Q , т	Θ , ч	Ψ , т/т
Ангара А5	155,4	316	5 минус 25	минус 30	+35,0	121,06	336,28	0,383
					+25,9	106,42	295,60	0,337
					+20,1	96,73	268,68	0,306
					+12,9	82,09	228,03	0,259
					-1,5	57,39	159,44	0,182
					-16,0	28,27	78,52	0,089
					-25,6	9,22	25,60	0,029
Ангара А1	37,5	100	5 минус 25	минус 30	-28,0	3,99	11,10	0,013
					+35,0	37,48	104,12	0,375
					+25,9	32,89	91,37	0,329
					+20,1	29,86	82,95	0,299
					+12,9	25,32	70,32	0,253
					-1,5	17,65	49,02	0,177
					-16,0	8,67	24,08	0,087
Блок И «Союз-2»	5,5	16	5 минус 25	минус 30	-25,6	2,82	7,83	0,028
					-28,0	1,22	3,39	0,012
					+35,0	8,01	22,24	0,501
					+25,9	7,03	19,52	0,439
					+20,1	6,38	17,72	0,399
					+12,9	5,41	15,02	0,338
					-1,5	3,77	10,47	0,236
					-16,0	1,85	5,14	0,116
					-25,6	0,60	1,67	0,038
					-28,0	0,26	0,73	0,016

2. Методика выбора параметров системы подготовки по влагосодержанию и газосодержанию

В качестве технологии по осушке и подготовки по газосодержанию предложена на рассмотрение предварительная фильтрация топлива с применением электроразделителей вертикальных. Камерные вертикальные электроразделители позволяют в 2—3 раза увеличить производительность по обезвоживанию по сравнению с пластинчатыми. Конструктивная схема электроразделителя ЭРВ16П представлена на рис. 3 [10]. Технические характеристики электроразделителей типа ЭРВ приведены в табл. 2.



1 — корпус; 2 — камеры квадратного сечения; 3 — стержневой электрод; 4 — верхняя решётка; 5 — подвесной фторопластовый изолятор; 6 — соединительная шина; 7 — проходной изолятор; 8 — ввод высокого напряжения; 9 — скрепляющие полосы; 10 — распределитель; 11 — наружный змеевик для обогрева; 12 — опора; 13 — окно; 14 — люк. IV — ввод пара; V — ввод пара в подогреватель; VI — вывод пара из подогревателя.

Рис. 3 Электроразделитель вертикальный ЭРВ16П

Таблица 2 Технические характеристики вертикальных электроразделителей

Показатели	ЭРВ16П	ЭРВ32П	ЭРВ50П
Вместимость, м ³	16	32	50
Внутренний диаметр, мм	2200	2800	3400
Число камер, шт	69	120	180
Производительность, м ³ /ч	50	100	150
Длина камеры, мм	1150	1200	1400
Масса металла, т	8,5	13,5	21,5
Ток, мА	10	20	30
Давление, МПа			
расчётное	1,2	1,2	1,2
рабочее	1,0	1,0	1,0
Расчётная температура, °С	100	100	100
Потребляемая мощность, Вт	500	1000	1500
Общая высота, мм	7025	8125	9132

Аппарат работает по следующей схеме. Сырьё, вытекая из отверстий распределителя 10, проходит через слой воды, задерживающей часть капель примесей. Наиболее мелкие капли попадают с нефтепродуктом внутрь камер 2. В камерах под действием неоднородного электрического поля высокого напряжения (16—25 кВ) между стержневым электродом и стенками камеры капли укрупняются и осаждаются в нижнюю часть аппарата. Тяжелая фаза (примеси) и очищенный от примесей нефтепродукт выводятся через соответствующие штуцеры. Уровень раздела фаз электролит - нефтепродукт в аппарате поддерживают выше распределителя 10 для дополнительной промывки нефтепродукта в слое.

Значительное повышение производительности в этих аппаратах обусловлено неоднородностью в камерах электрического поля. Стенки камеры ограничивают поток, а большая высота обеспечивает ламинарность потока, улучшая условия осаждения частиц.

В табл. 3 представлены результаты оценочных расчетов параметров осушки для ракетного горючего РГ-1 с применением ЭРВ32П.

Таблица 3 Расчёты для ракетного горючего РГ-1 на осушку продукта и затраты энергии ЭРВ32П

М, т – масса заправляемой дозы; m, т – масса подготавливаемой дозы; ω , % - влагосодержание по ТУ; w, % – конечное влагосодержание; W, % – начальное влагосодержание; E, кВт·ч - затраты энергии; T, ч - время осушки; e, кВт·ч/т - относительные затраты энергии.

Назначение дозы	М, т	m, т	ω , %	w, %	$W \times 10^{-3}$, %	E, кВт·ч	T, ч	$e \times 10^{-3}$, кВт·ч/т
Ангара А5	155,4	316	0,0004	0,0004	2	1,86	1,86	10
					8	7,20	7,20	90
					10	9,44	9,44	30
				0,0002	2	3,72	3,72	20
					8	14,41	14,40	50
					10	18,59	18,59	60
Ангара А1	37,5	100	0,0004	0,0004	2	0,59	0,59	10
					8	2,28	2,28	20
					10	2,94	2,94	30
				0,0002	2	1,18	1,18	10
					8	4,56	4,56	50
					10	5,88	5,89	60
Блок И «Союз-2»	5,5	16	0,0004	0,0004	2	0,09	0,09	10
					8	0,36	0,36	4
					10	0,47	0,47	29
				0,0002	2	0,19	0,19	12
					8	0,73	0,73	46
					10	0,94	0,94	59

3. Методика построения принципиальной схемы базы хранения

Учитывая проведённый анализ технологий охлаждения, предлагается выбрать технологии подготовки высококипящих компонентов ракетного топлива на базе хранения, согласно табл. 4.

Таблица 4 Технологии подготовки КРТ, используемые на базе хранения

	РГ-1	Т-1	АТ	НДМГ
Технология охлаждения	Криогенный барботаж		Криогенный барботаж с промежуточным теплоносителем	Криогенный барботаж
Технология нагрева	Применение тепло-электроносителей (ТЭН)			
Технология обезвоживания	Фильтрация +применение электрораз -делителей вертикальных (ЭРВ)		Не требуется	
Технология рассыщения	Барботаж нейтральными газами			

Все технологические системы базы предполагается организовать согласно схеме, представленной на рис.4.

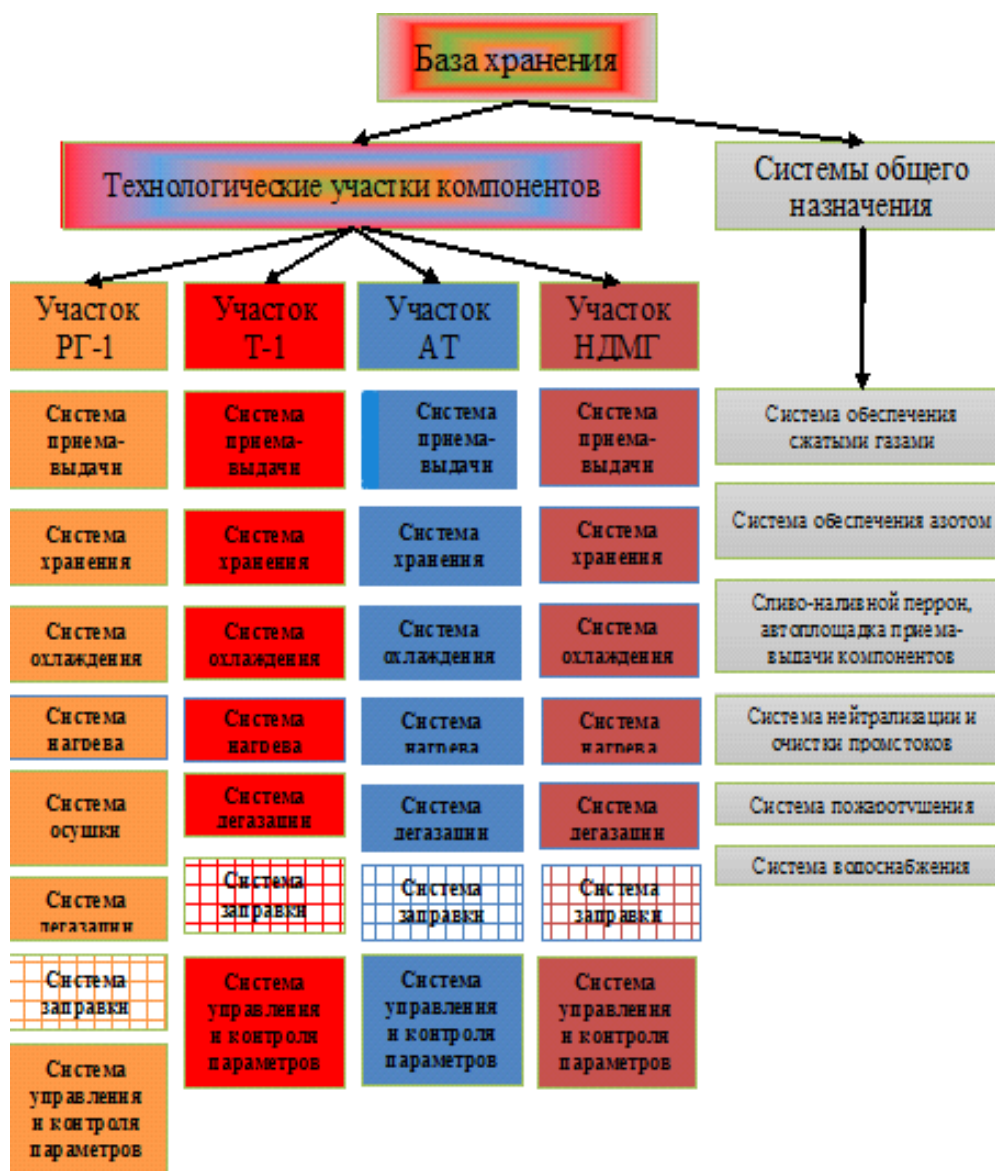
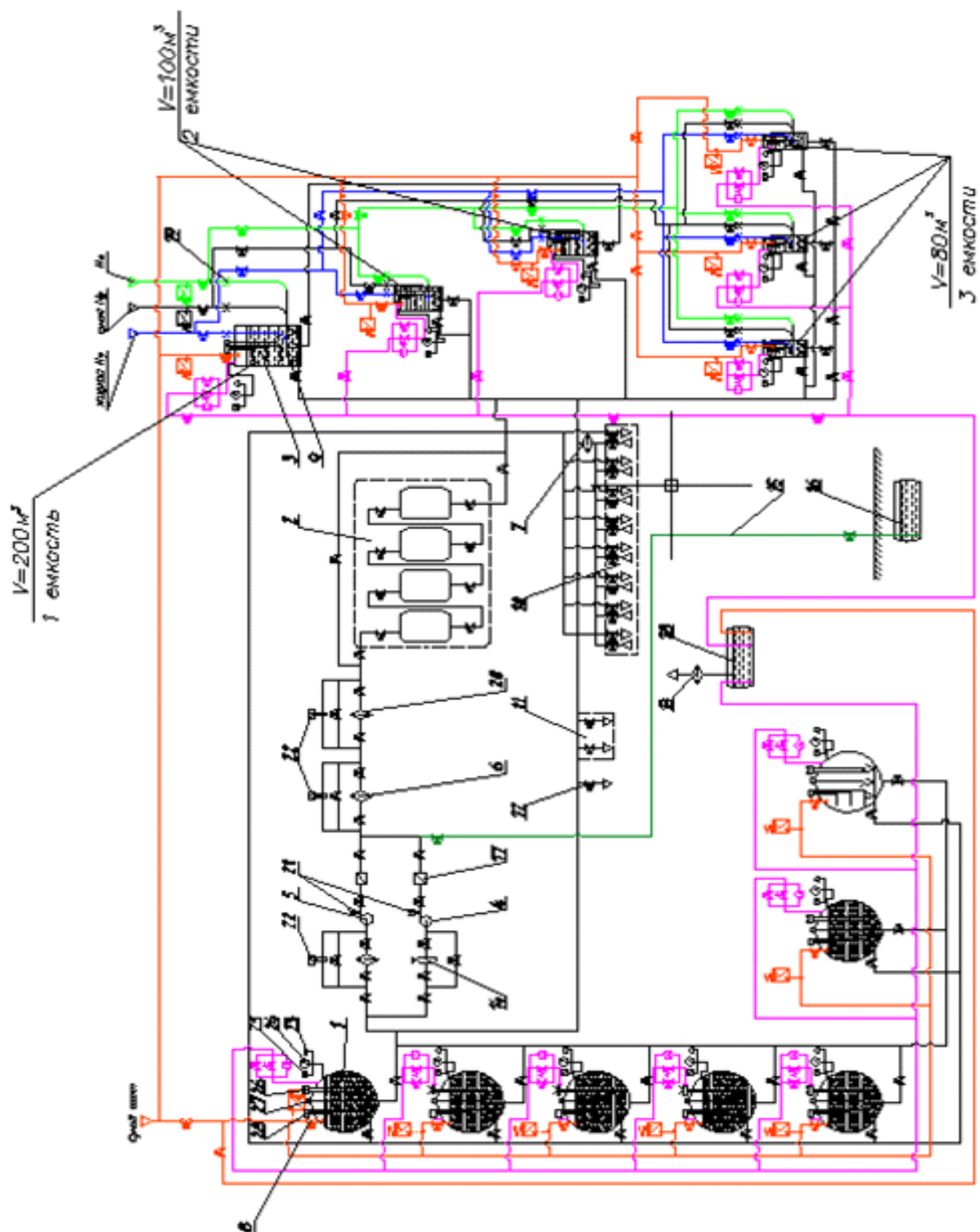


Рис. 4 Структурная схема технологических систем базы хранения

Составы технологических участков, как следует из схемы на рис. 4, практически аналогичны. Принципиальная гидравлическая схема одного из участков – участка РГ-1 приведена на рис. 5.



1-ёмкость хранения; 2-агрегат осушки ЭРВ32П; 3-ёмкость подготовки по температуре; 4-насосная установка высокой подачи; 5-насосная установка низкой подачи; 6-фильтрационная установка тонкой очистки; 7-ФГО; 8-клапан сброса паров; 9-барботёр жидкого азота; 10-сливноналивной перрон; 11-площадка автозаправщиков; 12-перспективный трубопровод прямой выдачи на СК; 13-фильтр азотного сброса; 14-газоотделитель; 15-сливной отвод; 16-сливная ёмкость; 17-расходомер; 18-дренажная ёмкость; 19-дрессельная шайба; 20-фильтр-влагоотделитель; Датчики: 21-датчик наличия жидкости; 22-манометр дифференциальный; 23-реле давления; 24-манометр; 25-преобразователь давления; 26-уровнемер; 27-пробоотборник; 28-система контроля температур.

Рис. 5 Принципиальная гидравлическая схема технологических систем базы хранения

Выдача подготовленных КРТ может производиться следующим потребителям (рис. 6):

- в транспортно-заправочные контейнеры (ТЗК) с последующей транспортировкой на стартовые комплексы железнодорожным или автомобильным способом;
- в резервуары мобильных заправщиков, по прибытии на старт осуществляющих заправку баков РН;
- в транспортные ёмкости для транспортировки на объект вне космодрома;
- непосредственно в баки РН по трубопроводу.

В объёме космодрома Восточный планируется использование трёх первых вариантов. Выдача непосредственно в баки РН по трубопроводу в ближайшей перспективе не рассматривается.

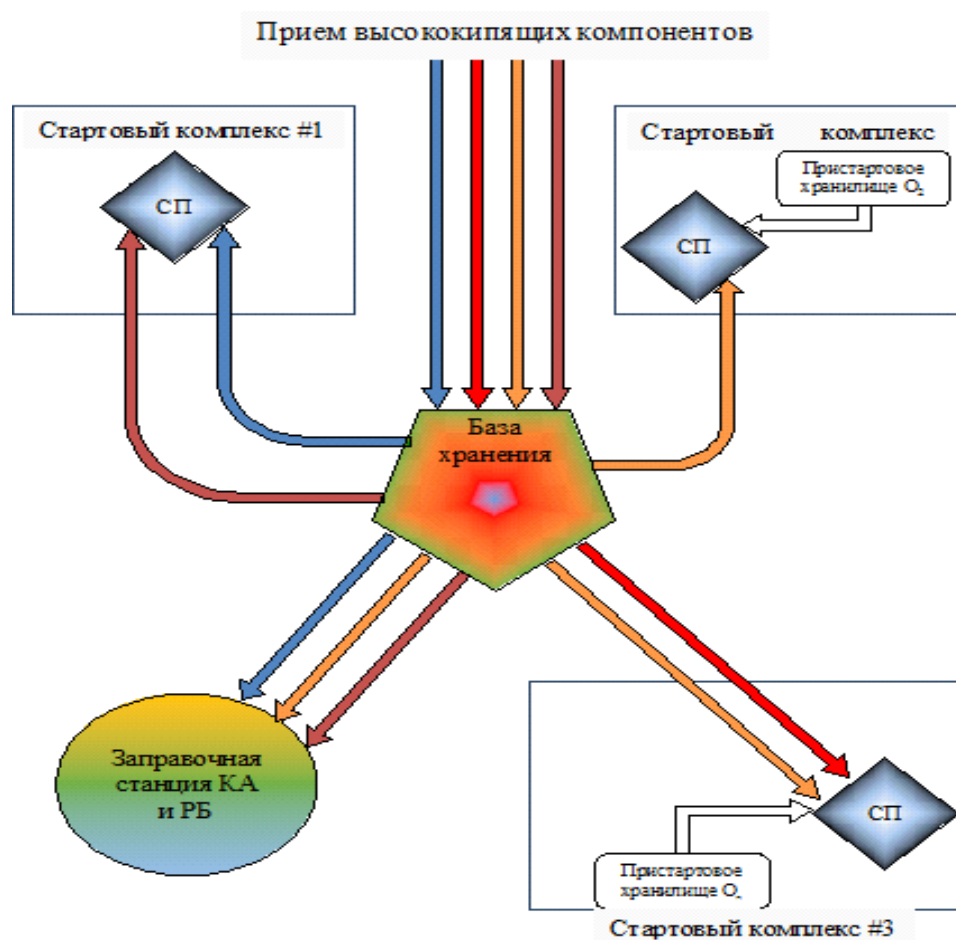
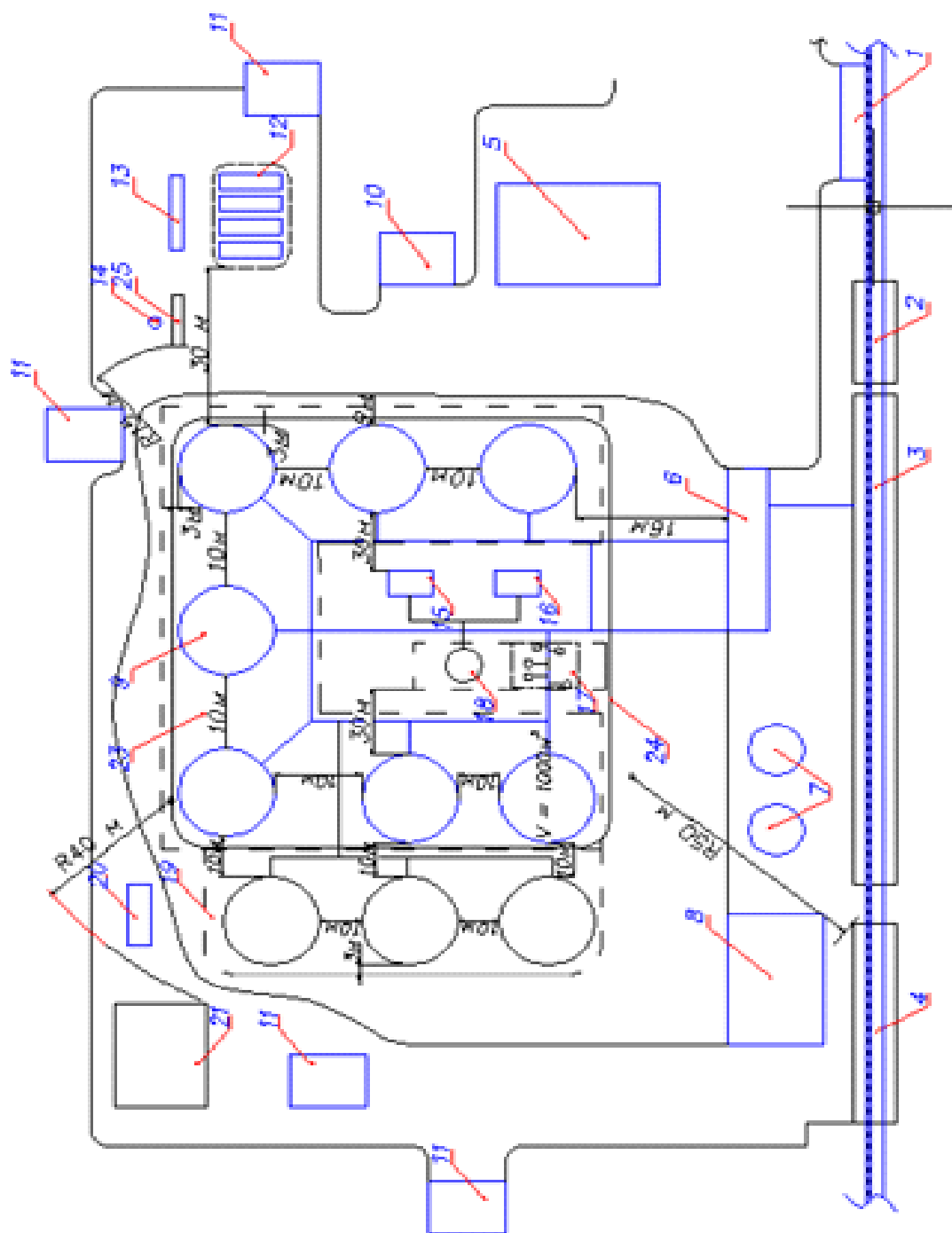


Рис. 6 Схема транспортировки высококипящих компонентов на космодроме при наличии базы хранения

На основе принципиальной ПГС [11] технологического участка, входящего в состав базы, может быть составлен ГП базы хранения на космодроме. Пример генерального плана базы хранения РГ-1 на космодроме представлен на рис.7 .



1 – разгрузочная платформа; 2 – платформенные весы; 3 – сливноналивной перрон продуктов; 4 – сливноналивной перрон азота; 5 – склад; 6 – продуктовая насосная станция; 7 – резервуары жидкого азота объемом 150 м³; 8 – ресиверная сжатых газов; 9 – ёмкости хранения горючего нафтил 1000 м³; 10 – служебно-административное здание; 11 – пожарные резервуары; 12 – серия ЭРВ32П; 13 – установка очистки; 14 – очистная насосная станция; 15 – подземная дренажная ёмкость горючего «нафтил» объемом 25 м³; 16 – ёмкости подготовки по температуре объемом 200, 100, 80 м³; 18 – ёмкости подготовки горючего нафтил по влагосодержанию; 19 – перспективное расширение резервуарного парка; 20 – площадка автозаправщиков горючего нафтил; 21 – пожарное депо; 22 – внутренние автомобильные дороги; 23 – навес над ёмкостями подготовки; 24 – ограждающий земляной вал; 25 – отстойник-нефтеловушка.

Рис.7 Генеральный план базы хранения РГ-1 на космодроме

Например, до снятия с эксплуатации «Ариан-4» на космодроме Куру использовалась аналогичная зона хранения и подготовки топлива АТ и НДМГ, расположенная в подготовительной зоне технического центра космодрома [12].

В Китае на космодроме Сичан, предназначенном для запусков ракет-носителей CZ-3В, работающих на компонентах АТ и НДМГ, создана похожая база хранения и подготовки компонентов топлива [13].

В космическом центре им. Дж. Кеннеди в США существует подобный комплекс базы хранения, включающий шаровую ёмкость заправки жидким кислородом объёмом 3500 м³, баки для хранения керосина ёмкостью 350 м³ и шаровую ёмкость с жидким водородом объёмом 3200 м³ [14].

4. Расчёт массы хранения и подбор резервуарной группы жидкого азота

Вследствие доступности жидкого азота нет необходимости содержать на базе хранения количество жидкого азота, потребное для подготовки всех запасов горючего. Рекомендуется предусмотреть возможность постоянно содержать на базе характерное количество жидкого азота, масса которого определяется по формуле

$$M_{N_2} = 2 \times M,$$

где M – масса азота, необходимая для охлаждения максимальной выдаваемой дозы горючего РГ-1 с 35 °С до минус 40 °С.

За максимальные выдаваемые дозы горючего РГ-1 принимаются удвоенные дозы, соответственно, для заправки РН «Ангара-А5» и «Союз - 2.1 а».

Согласно расчётам затраты азота для трёх видов ракет составляют: $M_1 = 121,10$ т; $M_2 = 37,48$ т; $M_3 = 8,01$ т.

Выбираем наибольшую массу в двойном размере.

Следовательно общая масса составляет $M_{N_2} = 242,20$ т.

Для хранения жидкого азота могут использоваться резервуары РЦВ-44 объёмом 150 м³, производимые в РФ ОАО «Уралкриомаш». Для хранения характерного количества потребуются два таких резервуара [15].

Заключение

Создана методика проектирования крупных хранилищ высококипящих компонентов ракетного топлива. Применение данной методики позволит упростить структуру космодрома и уменьшить количество технологических объектов. Данные вопросы актуальны в настоящий момент для определения концепции дальнейшего развития космодрома «Восточный».

Разработанная с применением данной методики база может решать все задачи по приёму, хранению, подготовке и выдаче всех видов высококипящих КРТ с применением

современных технологий подготовки и всех существующих способов транспортировки компонентов топлива.

Эффективность применения технологии охлаждения зависит от текущего параметра среды (температура) и температуры топлива. Автоматическую систему управления процессом подготовки следует разрабатывать с возможностью мониторинга фактического текущего состояния окружающей среды и горючего. Применение теплообмена с окружающей средой является эффективной мерой и обеспечивает экономию жидкого азота до 75%, однако, при этом возрастает время подготовки. При использовании теплоизоляции ёмкости подготовки относительные затраты азота могут увеличиться, однако уменьшается время подготовки.

Подводя итоги, для КА и РБ подходит способ транспортировки КРТ в транспортно-заправочном контейнере подготовленного компонента.

Для РН применимы два варианта транспортировки КРТ:

- хранение КРТ в пристартовых хранилищах в количестве одной - двух заправляемых доз;
- использование для хранения базы, рассчитанной на несколько заправок для нескольких ракет на различных стартах.

Концентрация различного технологического оборудования в зоне базы даёт возможность подготовки компонентов для различных ЛА на одной технической площадке с использованием однотипного технологического оборудования.

Представленные выводы требуют дополнительного экономического анализа на целесообразность применения. Но даже сейчас можно сказать, что использование кипящего азота для охлаждения эффективно не для всех компонентов КРТ. Например, амила, так как температура замерзания амила равна - 11 ° С (262 К), а температура кипящего азота равна -196 С (77 К).

Список литературы

1. Денисов О.Е., Золин А.В., Чугунков В.В. Методика моделирования охлаждения компонентов ракетного топлива с применением жидкого азота и промежуточного теплоносителя // Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2014. № 3. С. 145-161. DOI: [10.7463/0314.0699941](https://doi.org/10.7463/0314.0699941)
2. Воробьев Е.В., Денисов О.Е., Кузнецов В.И. Проектирование транспортных средств специального назначения: учеб. пособие / под ред. А.Н. Сове. М.: МАДИ, 2014. 96 с.
3. Кобызев С.В., Золин А.В., Чугунков В.В. Построение рациональной схемы подготовки углеводородного горючего по температуре и влагосодержанию с использованием жидкого и газообразного азота на стартовом и техническом комплексах космодрома // Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2012. № 10. С. 147-156. DOI: [10.7463/1012.0486647](https://doi.org/10.7463/1012.0486647)

4. Александров А.А., Денисов О.Е., Золин А.В., Чугунков В.В. Охлаждение ракетного топлива стартовым оборудованием с применением жидкого азота // Известия ВУЗов. Машиностроение. 2013. № 4. С. 24-29.
5. Золин А.В., Чугунков В.В. К выбору технического облика и рациональных параметров систем охлаждения и обезвоживания для хранилищ углеводородного горючего космодронов // Известия ВУЗов. Машиностроение. 2012. Спец. вып. Работы студентов и молодых ученых МГТУ им. Н.Э. Баумана. С. 39-42.
6. Караштин В.М., Катков А.Г., Родченко В.В. Основы проектирования систем наземного обеспечения. М.: МАИ, 1998. 311 с.
7. Технологические объекты наземной инфраструктуры ракетно-космической техники: инженерное пособие. В 2 т. Т. 2 / под ред. И.В. Бармина. М.: Полиграфик РПК, 2006. 375 с.
8. Золин А.В., Чугунков В.В. Методика анализа теплообменных процессов компонентов ракетного топлива при выполнении операции заправки топливных баков ракеты на стартовом комплексе // Известия ВУЗов. Машиностроение. 2012 . № 12. С. 8-12.
9. Золин А.В., Чугунков В.В. Расчетный анализ тепломассообменных процессов при барботаже углеводородного горючего кипящим азотом // Актуальные проблемы Российской космонавтики: материалы XXXVII академических чтений по космонавтике / Комиссия РАН. М., 2013. С. 386-387.
10. Золин А.В., Чугунков В.В. Моделирование температурного режима ракетного топлива при заправке баков ракеты-носителя // Актуальные проблемы Российской космонавтики: материалы XXXVI академических чтений по космонавтике / Комиссия РАН. М., 2012. С. 354-355.
11. Бирюков Г.П., Кобелев В.Н. Основы построения ракетно-космических комплексов. М.: МАТИ, 2000. 293 с.
12. Уманский С.П. Ракеты-носители. Космодромы / под ред. Ю.Н. Коптева. М.: Рестарт+, 2001. 216 с.
13. Афанасьев И.Б., Воронцов Д.А. Космонавтика XXI века / под ред. Б.Е. Чертока. М.: РТСофт, 2010. 864 с.
14. Стромский И.В. Космические порты мира. М.: Машиностроение, 1996. 112 с.
15. Транспортные ёмкости и хранилища для водорода // TGKO.ru. Технические газы. Криогенное и газовое оборудование: Информационно-поисковый портал. Режим доступа: http://tgko.ru/krio/vodorod_transportnye_emkosti/ (дата обращения 01.10.2014).

.

Design Technique for the High-Boiling Propellant Storage and Preparation Facility at the Cosmodrome «Vostochny»

O.E. Denisov¹, A.V. Zolin¹, K.I. Denisova^{1,*}

[*denisova-ksenya@inbox.ru](mailto:denisova-ksenya@inbox.ru)

¹Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russia

Keywords: launching equipment, fuel tank, fuelling, propellant storehouse, refrigeration system, boiling nitrogen

The offered project of storage facility allows us to simplify and unitise the ground-based infrastructure objects. The storage facility implements a full preparatory cycle of the propellant components (PC) in all parameters. Another problem the developers of complexes of ground-based equipment face now is bulk receipt of PC from manufacturer. The tanks of launch complexes cannot accept such volumes of propellant. It proves that there is a need to create a storage facility. The facility solves problems concerning the components receipt, temperature preparation, moisture content (drying), gas content, and supply to consumers. For preparation the perspective technologies with low power consumption are used.

Receiving the propellant from the dispensing platform is carried out via filters of rough cleaning. Transfer from transport tankage goes using a pump. The received product passes through a gas separator to clean technological gas impurity.

To prepare propellant temperature, a technology of cryogenic bubbling by boiling nitrogen is chosen. To improve efficiency of cryogenic bubbling it is advised to use the specialized capacities. Railway dimensions, admissible for the trainload goods across the railroads of Siberia and the Far East, define their sizes.

As a drying technology and a gas content preparation the preliminary propellant filtration using vertical electro-separators is chosen to save a space. The chamber vertical electro-separators allow 2 — 3 times increase of dehydration capacity.

The article presents calculations to prove that using the chosen cooling and drying technologies is efficient.

Prepared PC can be supplied:

- to transport-fueling containers (TFC) with the subsequent transportation to the launch complexes either by the railway or by road;
- to mobile fuelling tanks, which feed rocket-carrier tanks on arrival at the blast-off;

- to transport capacities for transportation to the object outside the cosmodrome (spaceport);
- directly to tanks of the rocket-carriers through the pipeline.

A direct supply of the prepared component to the rocket-carrier tanks allows a significantly decreasing equipment demand at the launch complex (LC) owing to almost full abandonment of the near-launch storehouses and propellant-feed systems.

The pipeline fuel remnants are discharged through the branch in the sump from which fuel can be directed to the storage capacities to have its future preparation again.

Existing LC versus LC with the storage facility:

- Each LC has a separate near-launch storehouse;
- Each near-launch storehouse contains several charges to feed fuel tanks of rocket-carrier;
- Each LC has the unique systems of propellant preparation.

Application of storage facility:

- storage facility allows bulk receipt and storage of high-boiling propellant to meet needs of all LC of the spaceport;
- there are all means at the storage facility to prepare high-boiling propellant in all required parameters;
- high-boiling propellant can be supplied from the storage facility using both transport capacities, and pipelines directly to the rocket-carrier tanks.

Advantages:

- + possibility to receive and store the bulk high-boiling propellant
- + decreasing total demand of technological systems
- + simplified spaceport infrastructure

Disadvantages:

- decreasing reliability rates caused by a lack of reservation of technological systems

References

1. Denisov O.E., Zolin A.V., Chugunkov V.V. Simulation methods of rocket fuel refrigerating with liquid nitrogen and intermediate heat carrier. *Nauka i obrazovanie MGTU im. N.E. Bauman* = *Science and Education of the Bauman MSTU*, 2014, no. 3, pp. 145-161. DOI: [10.7463/0314.0699941](https://doi.org/10.7463/0314.0699941) (in Russian).
2. Vorob'ev E.V., Denisov O.E., Kuznetsov V.I. *Proektirovanie transportnykh sredstv spetsial'nogo naznacheniiia* [Design of special purpose vehicles]. Moscow, MADI Publ., 2014. 96 p. (in Russian).
3. Kobzyev S.V., Zolin A.V., Chugunkov V.V. Building a rational scheme of preparation of hydrocarbon fuels according to temperature and moisture content with use of liquid and gaseous nitrogen at launch and technical spaceport complexes. *Nauka i obrazovanie MGTU im. N.E.*

Baumana = Science and Education of the Bauman MSTU, 2012, no. 10, pp. 147-156. DOI: [10.7463/1012.0486647](https://doi.org/10.7463/1012.0486647) (in Russian).

4. Aleksandrov A.A., Denisov O.E., Zolin A.V., Chugunkov V.V. Refrigerating Rocket Fuel by Launching Equipment with the Use of Liquid Nitrogen. *Izvestiia vysshikh uchebnykh zavedenii. Mashinostroenie = Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*, 2013, no. 4, pp. 24-29. (in Russian).
5. Zolin A.V., Chugunkov V.V. Choosing a technical layout and rational parameters of cooling and dehydration systems for hydrocarbon fuel storage facilities at spaceports. *Izvestiia vysshikh uchebnykh zavedenii. Mashinostroenie = Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*, 2012, spec. iss. Raboty studentov i molodykh uchenykh MGTU im. N.E. Baumana [Works of students and young scientists of Bauman MSTU], pp. 39-42. (in Russian).
6. Karashtin V.M., Katkov A.G., Rodchenko V.V. *Osnovy proektirovaniia sistem nazemnogo obespecheniia* [Basics of design of ground support systems]. Moscow, MAI Publ., 1998. 311 p. (in Russian).
7. Barmin I.V., ed. *Tekhnologicheskie ob"ekty nazemnoi infrastruktury raketno-kosmicheskoi tekhniki. V 2 t. T. 2* [Ground-based space infrastructure of rocket and space technology. In 2 vols. Vol. 2]. Moscow, Poligrafiks RPK Publ., 2006. 375 p. (in Russian).
8. Zolin A.V., Chugunkov V.V. Technique to analyze heatexchange processes of rocket fuel components when performing operation of rocket fuel tanks filling at the starting complex. *Izvestiia vysshikh uchebnykh zavedenii. Mashinostroenie = Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*, 2012, no. 12, pp. 8-12. (in Russian).
9. Zolin A.V., Chugunkov V.V. Computer analysis of heat and mass transfer processes during bubbling hydrocarbon fuel by boiling nitrogen. *Aktual'nye problemy Rossiiskoi kosmonavтики: materialy 37 akademicheskikh chtenii po kosmonavtike* [Actual Problems of the Russian Cosmonautics: proc. of 37 Academic Conference on Cosmonautics]. Moscow, 2013, pp. 386-387. (in Russian).
10. Zolin A.V., Chugunkov V.V. Modeling of temperature conditions during filling propellant tanks of launch vehicles. *Aktual'nye problemy Rossiiskoi kosmonavтики: materialy 36 akademicheskikh chtenii po kosmonavtike* [Actual Problems of the Russian Cosmonautics: proc. of 36 Academic Conference on Cosmonautics]. Moscow, 2012, pp. 354-355. (in Russian).

11. Biriukov G.P., Kobelev V.N. *Osnovy postroeniia raketno-kosmicheskikh kompleksov* [Fundamentals of building space rocket complexes]. Moscow, MATI Publ., 2000. 293 p. (in Russian).
12. Umanskii S.P. *Rakety-nositeli. Kosmodromy* [Launch vehicles. Spaceports]. Moscow, Restart+ Publ., 2001. 216 p. (in Russian).
13. Afanas'ev I.B., Vorontsov D.A. *Kosmonavtika 21 veka* [Cosmonautics of the 21 century]. Moscow, RTSoft Publ., 2010. 864 p. (in Russian).
14. Stromskii I.V. *Kosmicheskie porty mira* [Space ports of the world]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1996. 112 p. (in Russian).
15. Transportnye emkosti i khranilishcha dlia vodoroda [Transportation and storage capacity for hydrogen]. TGKO.ru. Tekhnicheskie gazy. Kriogennoe i gazovoe oborudovanie: Informatsionno-poiskovyi portal [TGKO.ru. Technical gases. Cryogenic and gas equipment: Information retrieval portal]. Available at: http://tgko.ru/krio/vodorod_transportnye_emkosti/, accessed 01.10.2014. (in Russian).