

Конструктивное исполнение криогенных топливных баков для ракетной техники

© А.В. Егоров, Ф.Ал. Васильев

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Российская Федерация

На основании опубликованных работ представлен обзор конструкций водородных баков, применявшихся или разрабатываемых как в отечественной, так и зарубежной ракетно-космической индустрии. Рассмотрены область применения водородных баков, их габаритные размеры, материалы несущей оболочки и теплоизоляционного покрытия, различные клеевые и адгезионные покрытия. Для сравнения приведены механические характеристики основных применяемых материалов и диаграммы деформирования алюминиевого сплава металлической оболочки. Проанализированы условия эксплуатации криогенных баков и внешние нагрузки, действующие на бак в процессе захлаживания, заправки и летной эксплуатации, а также рассмотрены испытания, которым подвергаются холодные баки. По результатам обзора сделаны выводы об особенностях конструкции водородных баков, процесса заправки, условий эксплуатации и предъявляемых требований к конструкции.

Ключевые слова: криогенный ракетный бак, жидкий водород, вафельная конструкция бака, испытания криогенных баков, захлаживание

Введение. В настоящее время ведутся активные исследования в области конструирования разгонных блоков (РБ), работающих на кислородно-водородном топливе. Это вызвано тем, что использование топлива данного вида дает самое высокое значение удельного импульса [1], а также не наносит вреда окружающей среде. Наиболее рационально применять кислородно-водородное топливо на верхних ступенях ракет-носителей (РН), поскольку на них значительно меньшее влияние оказывают аэродинамические нагрузки, а значит, повышение тяги не приведет к возрастанию силы лобового аэродинамического сопротивления. Кроме того, вследствие низкой плотности водорода возникает необходимость в увеличении объема водородного бака, что приведет к увеличению размеров и массы конструкции бака.

В истории развития ракетно-космической техники было проведено множество исследований по хранению жидкого водорода в ракетном баке с учетом всех нагрузок, действующих на стартовом столе и в полете ракеты. В 1960-х годах началось внедрение кислородно-водородного топлива в ракетную технику — были предложены использовать топливо этого вида на блоках ракеты Н-1 [2]. Данная разработка позволила создать исследовательскую и экспериментальную базу, а также дала возможность получить опыт в использовании кислородно-водородного топлива в блоке Ц ракеты-носителя «Энергия». В результате было принято решение использовать 100 т жидкого

водорода в качестве горючего в блоке Ц РН «Энергия» [3]. Бак жидкого водорода имел цилиндрическую обечайку с вафельной внутренней поверхностью и сферические днища [4].

За рубежом были реализованы следующие проекты по созданию водородных баков: вторая и третья ступени РН «Сатурн-5» [5], первая ступень РН «Ариан-5» [6], РБ «Центавр» (вторая ступень РН «Атлас-5»), внешний бак многоразовой транспортной космической системы (МТКС) «Спейс Шаттл» [7].

Цель данной работы — проанализировать конструктивные решения водородных баков, используемых в ракетно-космической технике, для ознакомления с особенностями конструкции и эксплуатации. Рассмотрены конструкции топливных баков, которые не только были спроектированы или использованы ранее, но и разрабатываются в настоящее время.

Габаритные размеры холодных баков. В зависимости от номера ступени, на которой располагается водородный бак, а также от класса РН (это определяет диаметр бака), габаритные размеры бака сильно варьируются. Значения габаритных размеров с учетом номера ступени РН приведены в табл. 1.

Таблица 1

Габаритные размеры водородных баков

Название РН	Номер ступени	Объем, м ³	Диаметр, м	Длина, м	Вид подкрепления обечайки
МТКС «Спейс Шаттл» [7]	1	1514,3	8,4	28	Стрингерный отсек
«Ариан-5» [6]	1	352	5,4	15	Нет
Блок Ц РН «Энергия» [4]	2	1430	7,75	32	Вафельная конструкция
«Сатурн-5» [5]	2	1100	10,1	14	То же
«Атлас-5» [8]	2 (РБ «Центавр»)	50	3,05	7	Нет
Н-1 [2]	Блок Ср	42	5,2	3	Нет
«Сатурн-5» [5]	3	240	6,61	7	Вафельная конструкция 23×23 мм
«Ангара-А5» [9, 10]	4 (РБ КВТК)	49,8	4	5	Вафельная конструкция

Материалы для металлической оболочки и теплоизоляционного покрытия. Силовая металлическая оболочка бака, как правило, изготавливается сваркой листов из алюминиевого сплава, не теряющего прочностных свойств при криогенных температурах. В частности, в блоке Ср ракеты Н-1 и блоке Ц РН «Энергия» в качестве материала металлической оболочки был выбран термоупрочняемый алюминиевый

сплав 1201, который при температуре 20К сохранял лучшие механические характеристики, чем при 293К [4]. В зарубежных проектах для той же цели были использованы алюминиевый сплав 2914 Т6 (РН «Сатурн-5») и зарубежный аналог сплава 1201 — сплав 2219 (МТКС «Спейс Шаттл») [7].

Сплав 1201 имеет хорошую свариваемость при различных видах сварки. Металлические листы, как правило, соединяются сваркой встык. Листы из алюминиевого сплава 1201 можно сваривать дуговой сваркой в среде аргона или гелия, электронно-лучевой сваркой (ЭЛС) и сваркой трением с перемешиванием (СТП) [11–15]. Согласно данным, приведенным в [11], ЭЛС была разработана для создания качественных прочных сварных швов в продольном направлении цилиндрических оболочек при минимальных затратах. Однако для проведения ЭЛС требуются специальное дорогостоящее оборудование и вакуумные камеры. Для блока Ц применяли электронно-лучевую и гелиеводуговую сварку [4]. В статье [14] подробно описан метод сварки сжатой дугой в среде аргона. По окончании сварных работ осуществляется контроль сварных швов. В частности, в водородном баке блока Ц РН «Энергия» сварные швы проверяли с помощью рентген-контроля и дополнительно — ультразвукового и вихревого контроля [4].

Баки, как правило, имеют внешнюю теплоизоляцию, так как напыление извне проводить проще. Саму теплоизоляцию водородных баков выполняют из пенополиуретана (ППУ) посредством напыления на металлическую поверхность, обработанную предварительно клеем или грунтовкой для улучшения адгезии [4, 16]. Сверху на теплоизоляцию может накладываться абляционное теплозащитное покрытие (ТЗП), т. е. матрица на основе кремнийорганической смолы с наполнителями низкой или высокой плотности из углеродных образований, тугоплавких материалов и упрочняющих веществ. Такое ТЗП напыляется отдельным слоем поверх адгезионного покрытия либо грунтовки в наиболее термонагруженных местах. Если не предусмотрена абляционная теплозащита на внешней поверхности, то на пенополиуретан могут быть нанесены нейлонофенольный слой и герметизирующее покрытие (синтетический материал тедлар) [7]. Схема стенки (в разрезе) для водородного бака блока Ц РН «Энергия» представлена на рис. 1, для второй ступени РН «Сатурн-5» — на рис. 2.

В разрабатываемом в настоящее время КВТК на водородном баке предполагается использовать теплоизоляционное покрытие «Изолан-123» [9], отличающееся от ППУ более простым технологическим процессом и более низкой стоимостью производства [17]. Сравнивая характеристики «Изолан-123» и ППУ-17 [18], можно сделать вывод, что теплопроводность первого имеет меньшее значение — 0,025 Вт/(м·К),

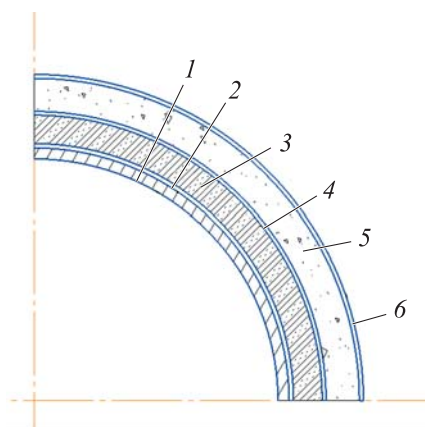


Рис. 1. Конструктивная схема внешнего теплозащитного покрытия стенки водородного бака блока ЦРН «Энергия»:

1 — металлическая оболочка; 2 — слой клея «Крисил»; 3 — пенополиуретановое покрытие (ППУ-17); 4 — слой грунтовки; 5 — абляционная теплозащита; 6 — слой эмали ХП-5237

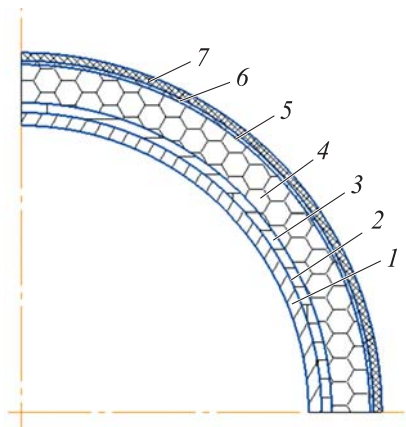


Рис. 2. Конструктивная схема внешнего теплозащитного покрытия стенки водородного бака второй ступени РН «Сатурн-5»:

1 — металлическая оболочка; 2, 5 — клеевой слой; 3 — каналы для прохода гелия; 4 — слой полиуретана (сотовая конструкция); 6 — найлонофенольный слой; 7 — герметизирующее покрытие

а его плотность чуть больше — 50 кг/м^3 , следовательно, будет незначительно утяжелена конструкция. Однако прочностные характеристики ППУ-17 ниже, что может привести к разрушениям слоя пенополиуретана. Поскольку КВТК эксплуатируется только в космическом пространстве, необходимо использовать слой экранно-вакуумной теплоизоляции (ЭВТИ) поверх пенопласта для предотвращения нагрева, вызванного солнечным излучением. Так, в соответствии с данными статьи [10], толщина ЭВТИ на водородном баке должна быть около 30 мм.

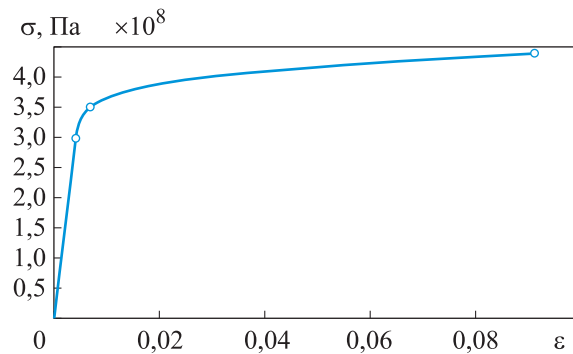
Диаграммы деформирования используемых материалов. Для того чтобы выполнить аналитическое построение диаграмм деформирования алюминиевого сплава 1201 при значениях температуры 293К и 20К, необходимо задать четыре характерных параметра: значение предела пропорциональности, условного предела текучести, временного сопротивления и относительного удлинения при разрыве. Составив алгоритм в программе MATLAB [19], получаем диаграммы деформирования, которые в дальнейшем будем использовать при расчетах в программных комплексах.

Выполним построение диаграмм деформирования сплава 1201 для разных значений температуры. Основные механические характеристики данного сплава и сварного шва, выполненного из него, при разных температурах приведены в табл. 2 [20].

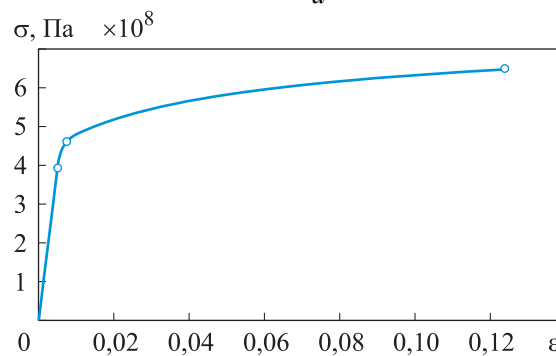
Механические характеристики алюминиевого сплава 1201 и сварного шва из него при разных температурах

Температура T , К	Модуль упругости E , ГПа	Предел прочности σ_b , МПа	Условный предел текучести $\sigma_{0,2}$, МПа	Относительное удлинение при разрыве δ , %
<i>Сплав 1201</i>				
20	78,8	650	460	11,5
77	77,8	550	400	10,0
293	72,0	440	350	8,5
<i>Сварной шов из сплава 1201</i>				
20	78,8	455	322	9,5
77	77,8	385	280	8,0
293	72,0	308	245	6,5

Построенные истинные диаграммы деформирования сплава 1201 приведены на рис. 3, где приняты следующие обозначения: ϵ — величина деформации образца, безразмерная; σ — значение напряжений, возникающих в образце при заданной деформации, Па.



a



б

Рис. 3. Истинная диаграмма деформирования сплава 1201 при температуре 293К (*a*) и 20К (*б*)

Теплоизоляционное покрытие и клей также обеспечивают частичную несущую способность конструкции, механические характеристики этих материалов приведены в [16–18]. Диаграммы деформирования этих материалов определяются только экспериментально и имеют качественно другой вид.

Воспринимаемые силовые и температурные нагрузки. В полете на конструкцию РН воздействуют различные внешние нагрузки — сила тяги, аэродинамические силы и сила тяжести, которые вызывают в конструкции осевое сжатие, изгибающий момент и перерезывающую силу. В результате ускоренного движения возникает вектор перегрузки, приводящий к увеличенному давлению топлива на стенки баков. Кроме того, значительное влияние на конструкцию оказывают температурные нагрузки: аэродинамический нагрев, нагрев от двигательных установок, приборов, солнечного излучения.

Рассматривая несущий ракетный бак под жидкий водород, можно выделить следующие воспринимаемые нагрузки и внутренние силовые факторы, возникающие в цилиндрической оболочке под воздействием внешних нагрузок (рис. 4).

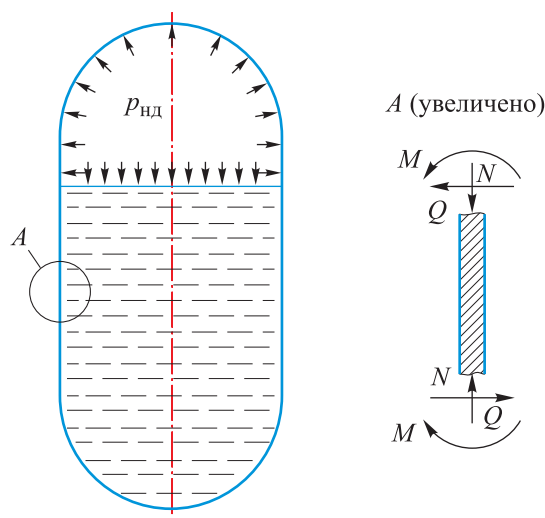


Рис. 4. Расчетная схема бака с жидким водородом:

$p_{нд}$ — внутреннее давление наддува; N — сжимающая нагрузка;
 Q — перерезывающая сила; M — изгибающий момент

1. Погонные внутренние силовые факторы, действующие в поперечном сечении несущей силовой оболочки, вызваны результирующим вектором сил и моментов сил внешних силовых воздействий (сжимающей силы, перерезывающей силы, изгибающего момента). Кроме того, необходимо учитывать максимальные ударные и вибрационные нагрузки в виде дополнительных напряжений, добавленных к напряжениям, вызванным статическими нагрузками [20].

2. Давление жидкого водорода на внутреннюю поверхность бака с учетом вектора перегрузки. Как правило, осевая перегрузка значительно выше поперечной, поэтому в расчетах при определении максимального давления на нижнее днище бака используется максимальное значение гидростатического давления с учетом давления наддува [21].

3. Давление наддува газа в незаполненной части бака (для расчета берется максимальное значение в течение всего полета) с учетом температуры газа.

4. Температурные нагрузки, вызванные захлаживанием бака — уменьшением температуры конструкции с нормальной (293К) до температуры хранения жидкого водорода (20К). Вследствие этого возникают температурные деформации и напряжения в конструкции, а также возможны потеря устойчивости бака, появление трещин в металле и отслоения теплоизоляционного покрытия бака от металлической оболочки.

Виды испытаний холодных баков. Специфика баков под жидкий водород заключается в обеспечении работоспособности конструкции при температуре хранения жидкого водорода, обеспечении заданного теплового режима, прочности, надежности и герметичности. Соответственно, испытания должны быть нацелены на проверку всех требований, предъявляемых к холодному баку. На основе проектирования водородного бака блока Ц РН «Энергия» можно выделить следующие виды испытаний.

1. *Статические и криогенно-статические прочностные испытания.* Бак испытывается в составе сборки верхнего кольца, имитатора бака окислителя, межбакового отсека, самого бака под жидкий водород и нижнего кольца. Данные испытания проводили по двум программам: при нормальной температуре и приведенных нагрузках; при температуре жидкого водорода и расчетных нагрузках [4]. При нормальной температуре испытания выполняли для четырех режимов: опрессовка (внутреннее давление); проверка на прочность и устойчивость бака на начальном этапе полета; проверка на устойчивость при отрыве от стартового стола; проверка на устойчивость верхнего днища при воздействии сдвиговых и сжимающих нагрузок на момент окончания заправки. Аналогично проводили испытания при криогенной температуре и расчетных нагрузках.

Достичь температуры жидкого водорода в данных испытаниях можно при охлаждении бака жидким азотом до 80К с последующим охлаждением гелием либо газообразным водородом до 20К [22, 23]. Цель таких испытаний — подтвердить требуемую прочность конструкции при захлаживании с учетом внешних силовых факторов, а также уточнить механические свойства материалов при температуре 20К.

2. *Автономные статические испытания* для определения разрушающих нагрузок.

3. *Динамические прочностные испытания*, включающие в себя виброиспытания и испытания по воздействию на конструкцию ударных нагрузок. Их проводят в нормальной среде с целью подтвердить работоспособность бака при расчетных вибрационных и ударных нагрузках, а также, в случае необходимости, увеличить вибропрочность конструкции [4].

4. *Испытания на герметичность бака* для блока Ц, проводимые с гелием методом дисперсных масс, при котором не требуется сложная аппаратура. Их осуществляют не только для металлической оболочки, но и с учетом нанесенного теплоизоляционного покрытия [4].

5. *Завершающие испытания и операции*: измерение массовых характеристик, определение объема, проверка чистоты, сушка бака [24].

После завершения комплекса испытаний обязательно выполняется контроль наличия дефектов в металлической оболочке (проверяют сварные швы, наличие раковин, трещин), а также контроль толщин, плотности и наличия отслоений теплозащитного покрытия. После прохождения всех контрольных операций бак консервируется, пломбируется и отправляется на общую сборку РН [20].

Условия эксплуатации. В качестве условий эксплуатации холодного бака под жидкий водород можно выделить три режима: заправка, полет в плотных слоях атмосферы и полет в космическом пространстве (в том случае, если бак расположен на РБ).

При заправке бак заполняется переохлажденным жидким водородом с последующим выравниванием температур в охлажденном баке, совмещая это с предстартовым наддувом гелием [25]. В блоке Ц заправка осуществлялась за 2 ч до старта и длилась около 75 мин, при этом начало и окончание заправочного процесса проводились менее интенсивно. Предпусковое давление наддува гелием составляло 3,1 атм к моменту времени 80 с до старта и предназначалось для бескавитационной работы насосов и разгрузки от сжимающих нагрузок, т. е. предотвращения потери устойчивости металлической оболочки бака во время отрыва от стартового стола [4].

При полете в плотных слоях атмосферы на ТЗП оказывают влияние тепловые потоки, которые могут повысить температуру внутри бака. В блоке Ц РН «Энергия» температура жидкого водорода при запуске двигателей составляла 20,4К, а в конце работы двигателей — 20,7К [4], причем температура газовой подушки значительно повышалась, создавая градиент температур в конструкции бака по высоте. Полет в космическом пространстве, вероятно, является самым простым случаем с точки зрения условий эксплуатации, так как нет высоких температурных нагружений и больших перегрузок. Задача сводится к поддержанию внутри бака требуемого температурного режима.

Заключение. В данной работе были проанализированы различные конструктивные решения водородных баков, используемых в ракетно-космической технике. Исходя из представленного выше обзора, можно сделать вывод о том, что конструкция водородных баков представляет собой сложную составную систему, состоящую из несущей металлической оболочки и слоев теплоизоляции. Конструкция должна удовлетворять ряду требований: по прочности, устойчивости, герметичности и поддержанию заданного теплового режима внутри бака. Для проектирования следует провести оценку всех расчетных случаев, по которым к конструкции предъявляются требования, выполнение которых обеспечит необходимую надежность и минимальную массу конструкции.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Феодосьев В.И., Синярев Г.Б. *Введение в ракетную технику*. Москва, Оборонгиз, 1960, 506 с.
- [2] Акилов Г.К., Ольховская С.П., Танюшин Б.А. Создание кислородно-водородных ракетных блоков для ракетно-космического комплекса Н1-Л3. *Международный научный журнал «Альтернативная энергетика и экология»*, 2008, № 3 (59), с. 55–58.
- [3] Ежов И.А. Создание кислородно-водородного блока РН «Энергия». *Международный научный журнал «Альтернативная энергетика и экология»*, 2008, № 3 (59), с. 59–63.
- [4] Вторая ступень — блок Ц. В кн.: Губанов Б.И. *Триумф и трагедия «Энергии»*. URL: <http://www.buran.ru/htm/15-3.htm> (дата обращения: 27.08.2024).
- [5] Шунейко И.И. Пилотируемые полеты на Луну, конструкция и характеристики Saturn V Apollo. *Итоги науки и техники. Сер. Ракетостроение*. Москва, 1973, т. 3, 358 с.
- [6] Ariane 5 ES. *сайт ESA* URL: https://www.esa.int/Enabling_Support/Space_Transportation/Launch_vehicles/Ariane_5_ES (дата обращения: 27.08.2024).
- [7] МТКС «Спейс Шаттл». *сайт НАСА* URL: https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/2016/08/113020main_shuttle_lightweight.pdf?emrc=5ba224 (дата обращения: 27.08.2024).
- [8] Vulcan-Centaur пошел! *Livejournal* URL: <https://fonzeppelin.livejournal.com/304705.html?ysclid=lwg8n1jng6408903421> (дата обращения: 27.08.2024).
- [9] РБ КВТК. *Официальный сайт ГКНПЦ им. М.В. Хруничева*. URL: <http://www.khrunichev.ru/main.php?id=52> (дата обращения: 24.08.2024).
- [10] Залетаев С.В., Копяткевич Р.М. Программный комплекс теплового проектирования и анализа тепловых режимов космических аппаратов. *Космонавтика и ракетостроение*, 2014, № 4 (77), с. 84–91.
- [11] Зубриенко Г.Л., Таненбаум Ф.З., Петрованов В.М., Бобринский В.И., Воппер О.С. Опыт сварки соединений из термоупрочняемого алюминиевого сплава 1201 в различных пространственных положениях. *Вопросы технологии сборки конструкций летательных аппаратов: межвуз. сб.* Куйбышев, Куйбышев. авиац. ин-т им. С.П. Королева, 1982, с. 121–128.

- [12] Фоканов А.Н., Кузнецова Е.А., Попов В.Д., Курочко Р.С. *Свариваемость сплава АБМ1 со сплавом 1201*. Москва, ВИАМ, 1983.
- [13] Луканов А.А., Олейников Е.П. Сварка топливных баков ракетных двигателей. *Решетневские чтения*. Красноярск, Сибирский гос. ун-т науки и технологии имени академика М.Ф. Решетнева, 2017, с. 518–519.
- [14] Лабур Т.М., Костин В.А. Влияние высокоскоростной сварки сжатой дугой на изменение структуры металла шва алюминиевого сплава 1201. *Сварочное производство*, 2017, № 5, с. 9–18.
- [15] Покляцкий А.Г. Параметры процесса сварки трением с перемешиванием тонколистовых алюминиевых сплавов. *Вестник Полоцкого гос. ун-та, серия В. Промышленность. Прикладные науки. Машиностроение*, 2015, № 11, с. 53–58.
- [16] Булатов Г.А. *Пенополиуретаны и их применение на летательных аппаратах*. Москва, Машиностроение, 1970, 230 с.
- [17] Шербатова Т.Н., Сереженкова В.В., Яншин Х.Я., Кудряшова Н.В., Савватеева О.А. *Многослойное изделие и способ его изготовления (варианты)*. Пат. № 2298480, Российская Федерация, 2007, бюл. № 13, 9 с.
- [18] Трубы ППУ. Особенности и преимущества. *ЭкоПолимер* URL: <https://ecopolymer.ru/ppu-17n-kharakteristiki/?ysclid=lw3m64eal8353831312> (дата обращения: 27.08.2024).
- [19] Каблов Е.Н. *Конструкционные композиционные материалы*. Москва, ФГУП ВИАМ, 2012, 58 с.
- [20] Мишин В.П., Карраск В.К., ред. *Основы конструирования ракет-носителей космических аппаратов*. Москва, Машиностроение, 1991, 416 с.
- [21] Балабух Л.И., Алфутов Н.А., Усюкин В.И. *Строительная механика ракет*. Москва, Высшая школа, 1984, 391 с.
- [22] Духанин Ю.И. *Способ криогенно-прочностного испытания водородного бака*. Пат. № 2730129, Российская Федерация, 2020, бюл. № 23, 14 с.
- [23] Юранев О.А. Исследование различных способов захлаживания криогенных топливных баков изделий ракетно-космической техники. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2018, № 3, с. 50–56.
- [24] Барвинок В.А., Горячев А.С., Федотов Ю.В. *Методы и средства монтажа и испытаний в производстве баков-емкостей летательных аппаратов*. Куйбышев, Куйбышев. авиац. ин-т, 1988, 68 с.
- [25] Лукьянова Э.А., Сулягин Е.В., Сухачева О.В., Сыровец М.Н., Тупицын Н.Н., Федоров В.И., Хаспеков В.Г. *Способ заправки жидким водородом топливного бака ракетно-космической системы*. Пат. № 2284951, Российская Федерация, 2004, бюл. № 28, 7 с.

Статья поступила в редакцию 07.10.2024

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Егоров А.В., Васильев Ф.Ал. Конструктивное исполнение криогенных топливных баков для ракетной техники. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2025, вып. 1. EDN ZVKZTO

Егоров Антон Витальевич — д-р техн. наук, профессор кафедры «Космические аппараты и ракеты-носители», МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: antegor177@mail.ru

Васильев Федор Алексеевич — аспирант кафедры «Космические аппараты и ракеты-носители», МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: Fedorxx@inbox.ru

Design of a cryogenic fuel tank for the rocket technology

© A.V. Egorov, F.A.I. Vasiliev

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russian Federation

The paper presents a publications-based review on the hydrogen tanks design used or developed in both domestic and foreign rocket and space industries. It considers the scope of the hydrogen tanks application and their overall dimensions, materials of the load-bearing shell and heat-insulating coating, as well as various adhesive and adhesive coatings. The paper identifies for comparison mechanical characteristics of the main materials used and the deformation diagrams of the metal shell aluminum alloy. It considers operating conditions of the cryogenic tanks and the external loads acting on the tank during cooling, refueling and flight operation, as well as in testing, which the cold tanks have to undergo. The review results make it possible to conclude on the features of the hydrogen tanks design, refueling process, operation conditions and design requirements.

Keywords: *cryogenic rocket tank, liquid hydrogen, wafer tank design, cryogenic tank testing, cooling*

REFERENCES

- [1] Feodosyev V.I., Sinyarev G.B. *Vvedenie v raketnyuyu tekhniku* [Introduction to the rocket technology]. Moscow, Oborongiz Publ., 1960, 506 p.
- [2] Akilov G.K., Olkhovskaya S.P., Tanyushin B.A. Sozdanie kislorodno-vodorodnykh raketnykh blokov dlya raketno-kosmicheskogo kompleksa N1-LZ [Oxygen-hydrogen rocket blocks development for rocket and space complex N1-LZ]. *Mezhdunarodnyi nauchnyi zhurnal "Alternativnaya energetika i Ekologiya" — International Scholarly Journal Alternative Energy and Ecology*, 2008, no. 3 (59), pp. 55–58.
- [3] Yezhov I.A. Sozdanie kislorodno-vodorodnogo bloka RN "Energiya" [Developing the LV Energiya oxyhydrogen block]. *Mezhdunarodnyi nauchnyi zhurnal "Alternativnaya energetika i Ekologiya" — International Scholarly Journal Alternative Energy and Ecology*, 2008, no. 3 (59), pp. 59–63.
- [4] Vtoraya stupen' — blok Ts [Second stage — block Ts]. In: Gubanov B.I. *Triumf i tragediya "Energii"* [Triumph and tragedy of "Energiya"]. Available at: <http://www.buran.ru/htm/15-3.htm> (accessed August 27, 2024).
- [5] Shuneyko I.I. Pilotiruemye polety na Lunu, konstruktsiya i kharakteristiki Saturn V Apollo [Manned flights to the Moon, Saturn V Apollo design and characteristics]. In: *Itogi nauki i tekhniki. Ser. Raketostroenie* [Progress in Science and Technology. Ser. Rocket Engineering]. Moscow, 1973, vol. 3, 358 p.
- [6] Arian 5 ES. *ESA*. Available at: https://www.esa.int/Enabling_Support/Space_Transportation/Launch_vehicles/Ariane_5_ES (accessed August 27, 2024).
- [7] MTKS "Space Shuttle". *NASA*. Available at: https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/2016/08/113020main_shuttle_lightweight.pdf?emrc=5ba224 (accessed August 27, 2024).
- [8] Vulkan-Tsentavr poshol! [Vulcan-Centaur gone!]. *Livejournal*. Available at: <https://fonzeppelin.livejournal.com/304705.html?ysclid=lwg8n1jng6408903421> (accessed August 27, 2024).
- [9] RB KVTK. *Official website GKNPTs im. M.V. Khrunicheva* [Khrunichev State Research and Production Space Center]. Available at: <http://www.khrunichev.ru/main.php?id=52> (accessed August 24, 2024).

- [10] Zaletaev S.V., Kopyatkevich R.M. Programmnyi kompleks teplovogo proektirovaniya i analiza teplovykh rezhimov kosmicheskikh apparatov [Software package of a thermal design and an analysis of spacecraft thermal conditions]. *Kosmonavtika i raketostroenie — Cosmonautics and Rocket Engineering*, 2014, no. 4 (77), pp. 84–91.
- [11] Zubrienko G.L., Tanenbaum F.Z., Petrovanov V.M., Bobrinsky V.I., Vopper O.S. Opyt svarki soedineniy iz termouprochnyemogo alyuminievogo splava 1201 v razlichnykh prostranstvennykh polozheniyakh [Experience in welding joints made of the heat-strengthened aluminum alloy 1201 in various spatial positions]. In: *Voprosy tekhnologii sborki konstruksiy letatelnykh apparatov: mezhvuz. sb.* [Issues of the aircraft structure assembly technology: interuniversity collection]. Kuibyshev, Kuibyshev Aviats. In-t im. S.P. Koroleva Publ., 1982, pp. 121–128.
- [12] Fokanov A.N., Kuznetsova E.A., Popov V.D., Kurochko R.S. *Svarivaemost splava ABM1 so splavom 1201* [Weldability of the ABM1 alloy with the 1201 alloy]. Moscow, VIAM Publ., 1983.
- [13] Lukanov A.A., Oleynikov E.P. Svarka toplivnykh bakov raketnykh dvigateley [Welding of the rocket engine fuel tanks]. *Reshetnevskie chteniya* [Reshetnev readings]. Krasnoyarsk, Sibirskiy Gos. Un-t Nauki i Tekhnologii imeni Akademika M.F. Reshetneva Publ., 2017, pp. 518–519.
- [14] Labur T.M., Kostin V.A. Vliyanie vysokoskorostnoy svarki szhatoy dugoy na izmenenie struktury metalla shva alyuminievogo splava 1201 [Influence of high-speed constricted arc welding to seam metal structure change of the aluminum alloy 1201]. *Svarochnoe Proizvodstvo — Welding Production*, 2017, no. 5, pp. 9–18.
- [15] Poklyatsky A.G. Parametry protsessa svarki treniem s peremeshivaniem tonkolistovykh alyuminievyykh splavov [Parameters of FSW process of thin sheet aluminium alloys]. *Vestnik Polotskogo gos. un-ta, Seriya B, Promyshlennost. Prikladnye nauki. Mashinostroenie — Vestnik of Polotsk State University, Part B, Industry. Applied Sciences. Mechanical Engineering*, 2015, no. 11, pp. 53–58.
- [16] Bulatov G.A. *Penopoliuretany i ikh primeneniye letatelnykh apparatakh* [Polyurethane foams and their application in the flying vehicles]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1970, 230 p.
- [17] Shcherbakova T.N., Serezhenkova V.V., Yanshin H.Ya., Kudryashova N.V., Savvateeva O.A. *Mnogosloynoe izdelie i sposob ego izgotovleniya (varianty)* [Multilayer product and its manufacture method (variants)]. Patent. no. 2298480, Russian Federation, 2007, bulletin no. 13, 9 p.
- [18] Truby PPU. Osobennosti i preimushchestva [PPU pipes. Features and Benefits]. *EcoPolymer* Available at: <https://eco-polymer.ru/ppu-17n-karakteristiki/?ysclid=1w3m64eal8353831312> (accessed August 27, 2024).
- [19] Kablov E.N. *Konstruksionnye kompozitsionnye materialy* [Structural composite materials]. Moscow, FGUP VIAM Publ., 2012, 58 p.
- [20] Mishin V.P., Karrasque V.K., eds. *Osnovy konstruirovaniya raket-nositeley kosmicheskikh apparatov* [Fundamentals of designing the spacecraft launch vehicles]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1991, 416 p.
- [21] Balabukh L.I., Alfutov N.A., Usyukin V.I. *Stroitel'naya mekhanika raket* [Structural mechanics of rockets]. Moscow, Vysshaya Shkola Publ., 1984, 391 p.
- [22] Dukhanin Yu.I. *Sposob kriogenno-prochnostnogo ispytaniya vodorodnogo baka* [Method of the cryogenic strength testing of a hydrogen tank]. Pat. no. 2730129, Russian Federation, 2020, bulletin no. 23, 14 p.

- [23] Yuranev O.A. Issledovanie razlichnykh sposobov zakhlozhivaniya kriogennykh toplivnykh bakov izdeliy raketno-kosmicheskoy tekhniki [Investigating various ways of cooling cryogenic fuel tanks of aerospace equipment]. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana, Ser. Mashinostroenie — Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering*, 2018, no. 3, pp. 50–56.
- [24] Barvinok V.A., Goryachev A.S., Fedotov Yu.V. *Metody i sredstva montazha i ispytaniy v proizvodstve bakov-emkostey letatelnykh apparatov* [Methods and means of installation and testing in production of the flying vehicle tanks]. Kuibyshev, Kuybyshevskiy Aviatsionnyi Institut Publ., 1988, 68 p.
- [25] Lukyanova E.A., Sulyagin E.V., Sukhacheva O.V., Syrovets M.N., Tupitsyn N.N., Fedorov V.I., Khaspekov V.G. *Sposob zapravki zhidkim vodorodom toplivnogo baka raketno-kosmicheskoy sistemy* [Method filling a rocket and space system fuel tank with the liquid hydrogen]. Pat. no. 2284951, Russian Federation, 2004, bull. no. 28, 7 p.

Egorov A.V., Dr. Sc. (Eng.), Professor, Department of Spacecraft and Launch Vehicles, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: antegor177@mail.ru

Vasiliev F.A.I., Postgraduate, Department of Spacecraft and Launch Vehicles, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: Fedorxx@inbox.ru