



Предупреждение аварий

УДК 662.767.7

DOI:10.25514/CHS.2025.2.29011

Требования к метану как к топливу для жидкостных ракетных двигателей

***О. В. Шановалова^{1,2}, А. А. Петрова^{1,3}✉, А. В. Степанов^{1,4}, Б. В. Ахременков¹,
С. Е. Головань^{1,4}***

¹Акционерное общество «Новый Старт», Москва, Россия, Petrova.AA@nstart.space

²Федеральное государственное бюджетное учреждение науки Федеральный исследовательский центр химической физики им. Н.Н. Семенова Российской академии наук, Москва, Россия

³Федеральное государственное образовательное бюджетное учреждение высшего образования «Финансовый университет при Правительстве Российской Федерации», Москва, Россия

⁴Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)», Москва, Россия

Поступила в редакцию 22.10.2025 г.; после доработки 25.11.2025 г., принята в печать 08.12.2025 г.

Аннотация – В статье рассмотрены требования к метану как топливу для жидкостных ракетных двигателей, сформированные по результатам анализа нормативной базы, оценки влияния примесей на криогенные и теплофизические характеристики топлива, а также исследования свойств топливной смеси при сгорании. Показано, что обеспечение высокой чистоты сжиженного природного газа является ключевым условием надежной работы систем подачи и регенеративного охлаждения, а также устойчивости процессов горения. На основе проведенного анализа предложены рекомендуемый состав ракетного топлива и допустимые диапазоны концентраций примесей.

Ключевые слова: метан; СПГ; ракетные двигатели; примеси; криогенные смеси; фазовое равновесие; критические параметры; регенеративное охлаждение.

Chemical accident/incident prevention

UDC 662.767.7

DOI: 10.25514/CHS.2025.2.29011

Requirements for methane as a fuel for liquid-propellant rocket engines

***Oksana V. Shapovalova^{1,2}, Anna A. Petrova^{1,3}✉, Andrey V. Stepanov^{1,4},
Boris V. Akhremenkov¹, and Svyatoslav E. Golovan^{1,4}***

¹Joint-stock company “New Start”, Moscow, Russia, Petrova.AA@nstart.space

²N.N. Semenov Federal Research Center for Chemical Physics, Russian Academy of Sciences, Moscow, Russia

³Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Education “Financial University under the Government of the Russian Federation”, Moscow, Russia

⁴Federal State Autonomous Educational Institution of Higher Education “N.E. Bauman Moscow State Technical University (National Research University)”, Moscow, Russia

Received: October 20, 2025; Revised: November 25, 2025; Accepted: December 8, 2025

Abstract – The paper examines requirements for methane as a propellant for liquid rocket engines, including an analysis of the regulatory framework, an assessment of the impact of impurities on the cryogenic and thermophysical properties of the fuel, and a study of the combustion behavior of the fuel mixture. The study demonstrates that ensuring high purity of liquefied natural gas is a key requirement for the reliable operation of propellant feed systems and regenerative cooling, as well as for combustion stability. Based on the conducted analysis, a recommended rocket-fuel composition and permissible ranges of impurity concentrations are proposed.

Keywords: methane; LNG; rocket engines; impurities; cryogenic mixtures; phase equilibrium; critical parameters; regenerative cooling.

ВВЕДЕНИЕ

Переход современной ракетной техники на топливную пару метан–кислород объясняется комбинацией инженерных преимуществ: сравнительно высокой плотностью по сравнению с жидким водородом, благоприятными характеристиками в качестве регенеративного охлаждения и перспективами многократного использования двигательной установки. Ведущие проекты последних лет подтвердили устойчивый интерес к метану как перспективному ракетному топливу. Однако эксплуатация сжиженного природного газа (СПГ) в ракетной технике предъявляет особые требования к чистоте и стабильности состава топлива, поскольку даже минимальные концентрации примесей могут привести к нарушению проходимости компонента, смещению фазового состояния и ухудшению энергетических характеристик.

В настоящий момент существует ряд зарубежных спецификаций с требованиями к чистоте и методам контроля СПГ для космической техники, тогда как в отечественных документах отсутствует единый государственный стандарт, который устанавливает требования к СПГ в качестве компонента топлива для жидкостных ракетных двигателей (ЖРД). В связи с этим предлагается разработать специальный стандарт с рекомендациями требований к качеству СПГ и регламенту его анализа с учетом специфики ракетной техники, режимам хранения и эксплуатации компонента.

Цель работы:

- систематизировать действующие международные и отечественные требования к составу и чистоте метана (СПГ);
- проанализировать влияние ключевых примесей на поведение СПГ в баках, на эффективность регенеративного охлаждения и на кинетику горения в условиях, моделирующих эксплуатационные параметры ракетных систем;
- предложить инженерно обоснованные пределы допустимых концентраций примесей и процедуру приемки партий СПГ.

ОСНОВНАЯ ЧАСТЬ

1. Текущие мировые требования к метану как к топливу

В условиях активного развития альтернативных видов топлива особое внимание уделяется качеству и стандартам, которым должен соответствовать метан, применяемый в качестве компонента ракетного топлива.

Согласно действующим нормативно-техническим документам, состав и чистота метана регламентируются комплексом стандартов и технических условий, которые обеспечивают безопасность, эффективность и экологическую приемлемость его применения.

В Российской Федерации не существует единого государственного стандарта, специально регламентирующего применение СПГ в качестве топлива для ЖРД. Вместо этого отраслевые разработчики и поставщики ориентируются на действующие стандарты и отдельные технические условия (ТУ) общего и смежного назначения.

В международной практике существует ряд нормативных документов, например MIL-PRF-32207 [8], в которых предъявляемые требования к материалам, испытаниям и технической документации значительно строже по сравнению с действующими в Российской Федерации стандартами и техническими условиями.

Основными документами, регламентирующими свойства, порядок проведения анализа, допустимое качество и применение природного газа и СПГ, являются: (Таблица 1):

- ГОСТ 31371.7–2008 – устанавливает методику выполнения измерений молярной доли компонентов осушенного природного газа газохроматографическим методом [1];
- ГОСТ Р 53763–2009 – регламентирует метод определения температуры точки росы по воде для горючих природных газов [2];
- ГОСТ 34894–2022 – определяет технические условия и требования к СПГ, в том числе для использования в качестве моторного топлива (разработан ООО «Газпром ВНИИГАЗ») [3];
- ТУ 0271-076-00480689–99 – технические условия на сжиженный природный газ как топливо для ракетной техники [4];
- ТУ 51-03-03–85 – технические условия на сжиженный природный газ как топливо для двигателей внутреннего сгорания [5];
- ТУ ВНИИГАЗ – общее наименование технических условий, разрабатываемых ООО «Газпром ВНИИГАЗ», регламентирующих требования, испытания и качество продукции и оборудования для газовой отрасли [6];
- ГОСТ 5542-87 – стандарт, задающий технические требования и условия для природных горючих газов, используемых в промышленности и коммунально-бытовой сфере [7];
- MIL-PRF-32207 – американская спецификация, задающая требования к метану как ракетному топливу: типы и марки, нормы чистоты и допустимых

примесей, методы контроля, упаковку и приемо-сдаточные испытания для ракетно-космического/военного применения [8];

- ISO 6974-5:2014 – международный стандарт, описывающий изотермический метод газовой хроматографии для количественного определения примесей в природном газе [9].

Особое внимание уделяется установлению предельных значений содержания примесей в СПГ: этан (C_2H_6), пропан (C_3H_8), бутан (C_4H_{10}), кислород (O_2), азот (N_2) и углекислый газ (CO_2) должны строго нормироваться. Сероводород и другие серосодержащие соединения должны быть практически полностью исключены из топлива ввиду их высокой коррозионной активности и негативного воздействия на детали газораспределительной системы и элементы катализаторов. Нормативы также ограничивают содержание тяжелых углеводородов – гептанов, октанов, ароматических, непредельных и циклических соединений, поскольку их присутствие может вызывать неполное окисление топлива, неравномерность температурного поля и повышенное нагарообразование, а также увеличивать нагрузку на системы очистки и контроля.

Несмотря на технологические особенности и строгие требования к использованию метана в качестве топлива для ЖРД, в мире с каждым годом увеличивается количество ракет-носителей (РН) на топливной паре: метан-кислород.

Таблица 1. Сводная таблица нормативных документов, действующих в мире
Table 1. Summary table of regulatory documents currently in force worldwide

Наименование компонента	Устанавливающий документ											
	ГОСТ 31371.7-2008	ГОСТ Р 53763-2009	ГОСТ 34894-2022		ТУ 0271-076-0048068 9-99	ТУ 51-03-03-85	ТУ ВНИИГАЗ		ГОСТ 5542-87	MIL-PRF-32207		ISO 6974-5:2014
	Диапазон молярной доли, %											
			А	Б			Б	А	–	С	В	–
Метан	40–99,97	≥ 40,0	≥ 99,0	≥ 80,0	96±2	92±6	96	90	–	≥ 99,97	≥ 99	34–100
Вода	–	–	–	–	–	–	–	–	–	≤ 0,05*10 ⁻⁵	≤ 0,05*10 ⁻⁵	–
Этан	0,001–15	≤ 20,0	–	–	–	4±3	3	7	–	≤ 10*10 ⁻⁵	≤ 10*10 ⁻⁵	0,1–23
Пропан	0,001–6,0	≤ 4,5	–	–	∑C ₂ –C ₃ : 2,82±2	C ₃ +;2,5± 2,5	0,5	4,5	–	–	–	0,05–10
Изобутан	0,001–4,0	≤ 1,5	–	–	–	–	–	–	–	–	–	0,01–2
Бутан	0,001–4,0	≤ 1,5	–	–	–	–	0,01	0,5	–	–	–	0,012
Изо-пентан	0,001–2,0	≤ 1,5	–	–	–	–	–	–	–	–	–	0,05–0,35
н-Пентан	0,001–2,0	≤ 1,5	–	–	–	–	–	–	–	–	–	0,05–0,35
Нео-пентан	0,0005–0,05	≤ 1,5	–	–	–	–	–	–	–	–	–	0,05–0,35
Гексан	0,001–1,0	∑C ₆ +: ≤ 1,5	–	–	∑C ₄ –C ₆ : ≤ 0,036	–	–	–	–	–	–	C ₆ +;0,05– 0,35
Гептан	0,001–0,25	–	–	–	∑C ₇ –C ₁₀ : ≤ 0,001	–	–	–	–	–	–	–
Октаны	0,001–0,05	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–
Бензол	0,001–0,05	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–
Толуол	0,001–0,05	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–
Моноксид углерода	0,001–1,0	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–
Диоксид углерода	0,005–10,0	≤ 30,0	≤ 0,005	≤ 0,015	≤ 0,011	–	–	–	–	≤ 5*10 ⁻⁵	≤ 5*10 ⁻⁵	0,05–15
Кислород	0,005–2,0	–	≤ 0,020	≤ 0,020	–	–	–	–	–	≤ 0,1*10 ⁻⁵	≤ 0,1*10 ⁻⁵	–
Гелий	0,001–0,5	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–
Водород	0,001–0,5	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–
Азот	0,005–15,0	≤ 55,0	Не нормируют (определение обязательно)	≤ 5,0	≤ 1,130	1,5±1,5	0,010	0,029	–	≤ 10*10 ⁻⁵	≤ 10*10 ⁻⁵	0,1–22

ТРЕБОВАНИЯ К МЕТАНУ КАК К ТОПЛИВУ ДЛЯ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Продолжение таблицы 1.

Другие газообразные примеси	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	$\leq 12,5 \cdot 10^{-5}$	$\leq 12,5 \cdot 10^{-5}$	–
Непредельные и циклические соединения	–	–	–	–	$\leq 0,001$	–	–	–	–	–	–	–	–
Другие летучие углеводороды	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	$\leq 0,1 \cdot 10^{-5}$	$\leq 0,1 \cdot 10^{-5}$	–
Негорючие компоненты	–	–	Не нормируют, определение не приводят	$\leq 7,0$	–	–	–	–	–	–	–	–	–
Общая летучая сера	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	$\leq 0,01 \cdot 10^{-5}$	$\leq 0,01 \cdot 10^{-5}$	–
Сероводород	–	–	–	–	–	$\leq 0,005$	$\leq 0,001$	$\leq 0,001$	–	–	–	–	–
Меркаптановая сера	–	–	–	–	–		$\leq 0,002$	$\leq 0,002$	–	–	–	–	–
г/м ³													
Сероводород	–	–	$\leq 0,007$	$\leq 0,020$	0,00152	–	–	–	$\leq 0,02$	–	–	–	–
Меркаптановая сера	–	–	$\leq 0,016$	$\leq 0,036$		–	–	–	$\leq 0,036$	–	–	–	–
Общая сера	–	–	$\leq 0,030$	Не нормируют, определение не приводят	–	–	–	–	–	–	–	–	–
Объемная доля кислорода примесей	–	–	–	–	–	–	–	–	$\leq 0,001$	–	–	–	–
Нелетучие остатки и твердые частицы	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	1	1	–

Примечание: знак «–» означает, что данная примесь в рассматриваемом нормативном документе не определяется.

Рассмотрим несколько наиболее известных примеров использования метана в качестве компонента топлива для ЖРД:

- Компания SpaceX с 2009 года разрабатывает метановый двигатель Raptor, работающий на смеси жидкого метана и жидкого кислорода, для сверхтяжелой РН Starship. В 2024 году после успешных огневых испытаний двигателя третьего поколения Raptor 3 на испытательном стенде SpaceX в Техасе было начато его серийное производство. Новый двигатель развивает тягу около 280 тс и обеспечивает удельный импульс порядка 350 с [10].
- Американская компания Blue Origin, основанная Джеффом Безосом, ведет разработку двигателя BE-4 с 2011 года для РН тяжелого класса New Glenn и многоразовой РН Vulcan от United Launch Alliance. Двигатель обладает тягой более 240 тс и использует метан и жидкий кислород в качестве компонентов топлива [11].
- Европейский двигатель Prometheus (Precursor Reusable Oxygen METHane cost Effective propUlsion System), разрабатывается с 2015 года для перспективных ракет Themis, Maia и Ariane Next. Тяга Prometheus составляет 100 тс и использует метан и жидкий кислород в качестве компонентов топлива. Первый полет на демонстраторе Themis запланирован на 2026 год [12].
- Китайская частная компания LandSpace разработала двигатель TQ-12A на метан-кислородном топливе с тягой более 70 тс для многоразовой РН Zhuque-3 [13].
- Частная китайская компания Space Epoch успешно испытала многоразовую РН «Yuán Xìng Zhě-1» с двигателем «Longyun-70» на жидком кислороде и метане. Это первая в Китае РН с системой мягкой морской посадки [14].
- Активные работы по внедрению метановых ЖРД ведутся и в России. АО ГНЦ «Центр Келдыша», АО «НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко», АО «КБхиммаш им. А.М. Исаева», АО «НИИМаш», АО «Конструкторское Бюро Химавтоматики» и другие организации занимаются разработкой двигателей на паре метан-кислород [15]. В настоящее время разрабатываются и испытываются двигатели различных тяг: РД-0162, РД-0162Д2А, РД-0177, РД-0169.

Стоит отметить, что в настоящий момент нормативно-техническая база Российской Федерации (ГОСТ 34894–2022 [3] и ТУ разработки ООО «Газпром ВНИИГАЗ» [3]) не устанавливает требования для ЖРД и при этом существенно отличается от иностранных нормативных документов, которые регламентируют допустимые концентрации примесей в метане в качестве компонента ракетного топлива. Так, например, в проектной документации на космический ракетный комплекс (КРК) «Амур-СПГ» ориентируются на самые высокие требования к чистоте СПГ (марка А по ГОСТ 34894–2022) из имеющихся нормативных документов [16].

Согласно ГОСТ 34894–2022 [3], газомоторное топливо на основе метана высокой чистоты подразделяется на две марки – марка А и марка Б, которые отличаются по уровню содержания метана и допустимым пределам примесей:

- Для марки А массовая доля метана должна составлять не менее 99,0%. Такой газ характеризуется высокой чистотой, стабильной теплотой сгорания, минимальным содержанием побочных компонентов и обеспечивает устойчивую работу двигателя.
- Для марки Б допускается более низкое содержание метана в газовой смеси диапазон содержания метана – от 80,0%, при этом допускается присутствие других углеводородов и инертных газов в более высоких концентрациях.

В связи с этим требования к метану в качестве ракетного топлива нуждаются в дополнительной классификации и стандартизации.

2. Исследование поведения метана в качестве компонента ракетного топлива на различных стадиях жизненного цикла КРК

2.1. В баках

Метан – криогенное топливо (температура кипения ≈ 111 К), поэтому его хранение в баках требует специальных условий: высококачественной теплоизоляции и поддержания давления. При этом метан подвергается существенным тепловым воздействиям, в результате которых наблюдается частичное испарение жидкости. Потери, обусловленные испарением, ограничивают время пребывания РН с криогенными компонентами топлива в заправленном состоянии. При задержках запуска требуется активное охлаждение бака или сброс паровой фазы (дренаж), поскольку ее накопление в газовом объеме приводит к росту давления.

Также при расчете поведения топлива при изменении давления и температуры необходимо учитывать наличие примесей, поскольку они имеют собственные точки кипения и кристаллизации. Так, например, наличие CO_2 в высоких концентрациях в СПГ приводит к образованию «сухого льда» на поверхностях агрегатов [17].

При нормальной гравитации жидкий метан оседает на дно бака под действием силы тяжести, формируя четкое газо-жидкостное разделение (жидкость внизу, газ – сверху). Для обеспечения стабильной подачи топлива к двигателю в бак подается избыточное давление (наддув), создаваемое, как правило, с использованием гелия либо парами топлива. Давление наддува, составляющее несколько атмосфер, обеспечивает вытеснение жидкой фазы топлива к двигательной установке при запуске [18].

Однако в невесомости (низкое число Бонда) границу раздела фаз определяют силы поверхностного натяжения, а не гравитация [19]. Для гарантированной подачи метана к двигателю в фазе невесомости применяют специальные устройства удержания (propellant management device – PMD). Их задача – обеспечить однородный (без пузырей) поток топлива к выпускному отверстию.

Существует два класса таких систем:

1) Положительные вытесняющие устройства (поршни, баллоны/мембраны) (рис. 1). Это подвижные перегородки, отделяющие жидкий метан от газа-наддува. Поршневые насосы и эластичные баллонные диафрагмы

заполняют свободный объем отсека с топливом и проталкивают топливо вниз к выпускному отверстию. Они надежно разграничивают газ и жидкость (исключая попадание пузырей) и эффективно подают топливо. Однако такие системы утяжеляют конструкцию и сложно реализуются для больших баков, особенно при криогенных температурах [20].

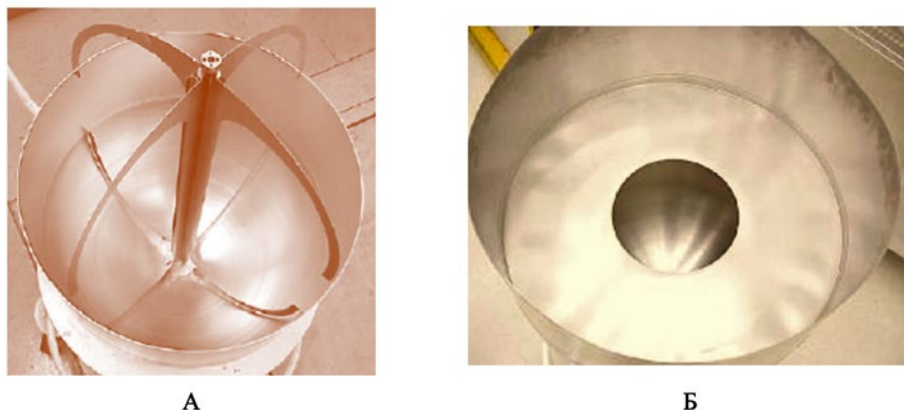


Рис. 1. Положительные вытесняющие устройства. А – соединительная лопасть с центральной стойкой, Б – Перегородка, приваренная к внутренней части топливного бака [20].

Fig.1. Positive displacement devices. А – Connecting vane with central strut, В – Partition welded to the inner part of the fuel tank [20].

2) Капиллярные сепараторы (сетки, воронки, пластины, губки). Эти устройства используют силу поверхностного натяжения: тонкая металлическая сетка или пористый канал впитывает (задерживает) жидкость, образуя капиллярную преграду для газа (рис. 2) [20]. Принцип их работы в том, что поверхностное натяжение удерживает жидкость внутри структуры, позволяя вытеснять ее только при достижении определенного перепада давления. Благодаря этому пары топлива не проникают в топливозаборник, а жидкость самотеком или под малым давлением поступает к выпускному отверстию [19]. Капиллярные PMD (например, «Screen Channel LAD») широко применяются в ракетных баках, так как они компактны и не требуют движущихся частей, а в качестве материалов используются металлические сетки или комбинированные пористо-сетчатые конструкции с ячейками до десятков микрометров.



Рис. 2. Капиллярные сепараторы. А – Губка, Б – Сетка [20].

Fig. 2. Capillary separators. А – Sponge, В – Screen [20].

В работе [21] рассмотрено взаимодействие различных криогенных жидкостей с сеткой 325×2300 Dutch Twill, что имитирует взаимодействие капиллярного сепаратора с компонентом топлива в баке (рис. 3).

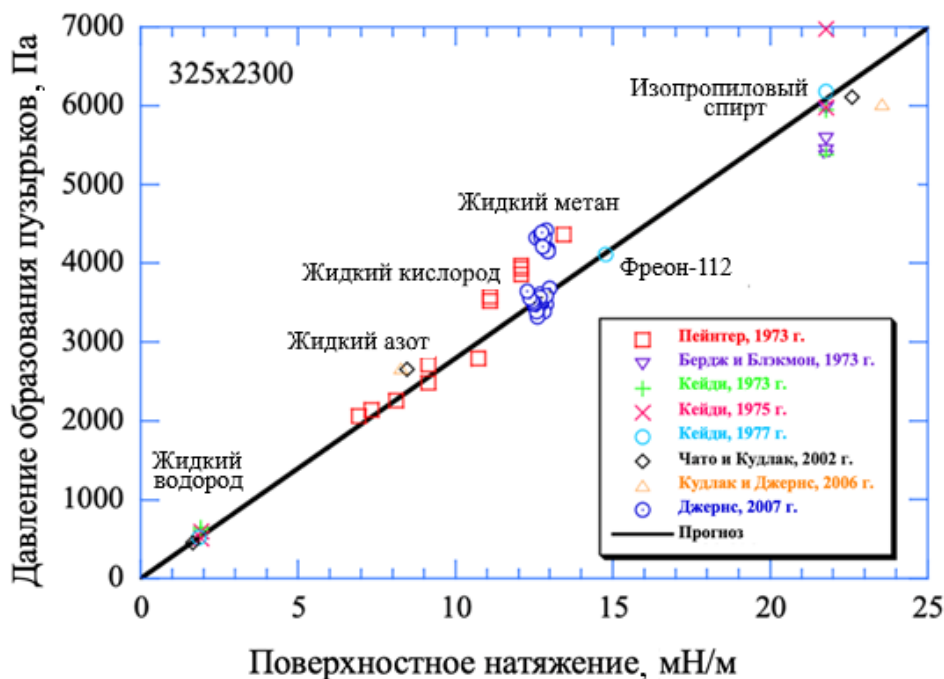


Рис. 3. Давление преодоления поверхностного натяжения для сетки 325×2300 Dutch Twill в различных криогенных жидкостях: жидкие водород, азот, кислород, метан, изопропиловый спирт и фреон-112 [21].

Fig. 3. Bubble point pressure for the 325×2300 Dutch Twill screen with various cryogenic liquids: liquid hydrogen, nitrogen, oxygen, methane, isopropyl alcohol and freon-112 [21].

На графике представлены экспериментальные данные из разных источников (разные символы и цвета в легенде), а также теоретическая расчетная кривая для прогнозирования значения давления точки кипения (черная линия).

Для жидкого метана давление преодоления поверхностного натяжения составляет 4200 Па, что позволяет использовать крупную сетку, но повышает возможность проникновения паровой фазы в рабочую линию при нагреве жидкости в баке.

Таким образом, выбор конструкции удержания зависит от вида топлива, его состава и циклограммы изменения температуры и давления. При проектировании баков под метан необходимо учесть все перечисленные факторы: механические нагрузки, тепловые потери, состав примесей и обеспечить правильный выбор РМД для надежной работы двигателя на любой фазе полета РН.

2.2. Как теплоноситель

Дополнительным преимуществом метана как ракетного топлива является его пригодность для применения в системах регенеративного охлаждения. Благодаря своим криогенным свойствам метан обладает высокой эффективностью отвода тепла от стенок камеры сгорания. Однако для

стабильной и надежной работы двигателя крайне важно, чтобы метан был максимально очищен от примесей, так как некоторые из них могут представлять серьезную угрозу процессу охлаждения:

- Этан, пропан и бутан при высоких температурах могут разлагаться с образованием твердых отложений в охлаждающих каналах, а также повышать давление и температуру критической точки смеси.
- Углекислый газ при криогенных температурах может кристаллизоваться и закупорить каналы подачи топлива. Чтобы избежать таких нештатных ситуаций, метан, предназначенный для ракетных систем, проходит многоступенчатую очистку.
- Азот имеет более низкую температуру кипения и может влиять на фазовый состав теплоносителя, провоцируя локальные области образования пузырей. Также азот обладает в двое меньшей теплоемкостью чем метан, что негативно влияет на охлаждающие свойства теплоносителя.
- Гелий практически не растворяется в метане и не сжижается при температурах и давлении в баках и каналах охлаждения, что делает его практически безвредным в данном случае.

Рассмотрим дополнительно влияние каждой группы примесей на характеристики метановой смеси как теплоносителя.

Примеси, такие как этан, пропан и бутан, могут существенно изменить фазовые характеристики смеси. На рисунке 4 представлены кривые равновесия пар–жидкость для чистого метана и его смесей с 5% этана и пропана [22]. Видно, что даже незначительные концентрации примесей существенно смещают критическую точку в сторону повышения давления и температуры, что может привести к авариям (рис. 4).

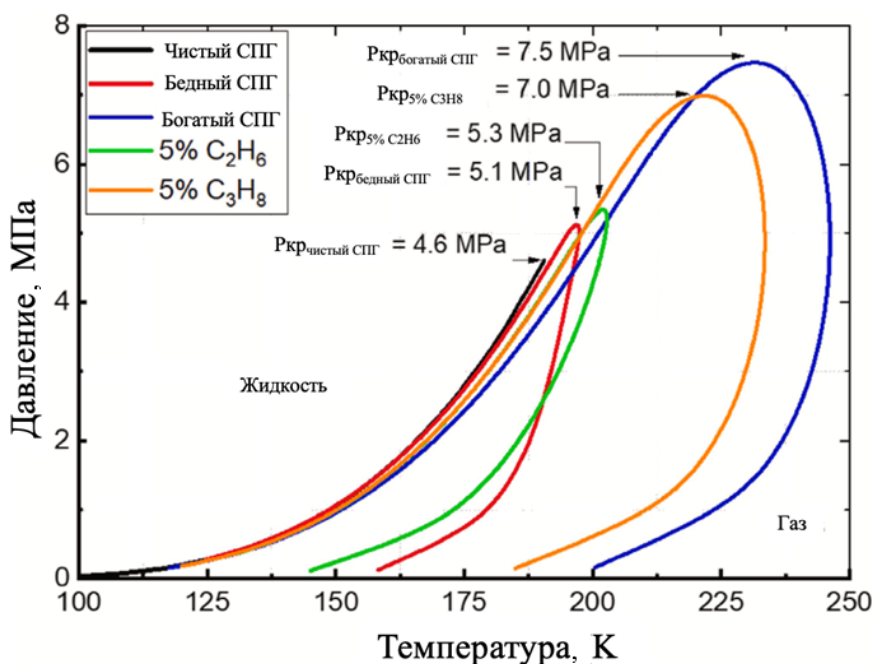


Рис. 4. Влияния примесей на фазовое равновесие СПГ [22].

Fig. 4. Influence of impurities on the phase equilibrium of LNG [22].

В данном исследовании рассматриваются пять различных составов СПГ с целью оценки влияния углеводородных примесей на охлаждающие характеристики и падение давления в канале охлаждения жидкостного ракетного двигателя. В качестве эталонного состава используется чистый метан. Второй и третий варианты СПГ – это «бедный» и «богатый» СПГ, содержащие 97,5% и 88,7% мольной доли метана. Остальная часть представлена этаном, пропаном, бутаном и азотом, а их мольные доли приведены в таблице 2 [22]. Два последних состава содержат по 95% метана, а оставшиеся 5% приходятся на этан и пропан.

Таблица 2. Товарные марки сжиженного углеводородного газа

Table 2. Commercial grades of liquefied petroleum gas

Разновидность	CH ₄	C ₂ H ₆	C ₃ H ₈	C ₄ H ₁₀	N ₂
100% CH ₄	100	–	–	–	–
Бедный СПГ	97,5	1,5	0,5	–	0,5
Богатый СПГ	88,7	8	2	1	0,3
5% C ₂ H ₆	95	5	0	0	0
5% C ₃ H ₈	95	0	5	0	0

Углеводородные примеси существенно влияют на критическое давление и диапазон существования двухфазной среды. Как показано на Рисунке 4, оно составляет 5,1 МПа для «бедного» СПГ и 7,5 МПа для «богатого». При добавлении 5% этана к СПГ критическое давление увеличивается до 5,3 МПа, а при содержании 5% пропана – до 7,0 МПа. Рабочее давление должно превышать критическое, чтобы избежать образования двухфазной среды в канале охлаждения.

Дополнительное подтверждение влияния состава на фазовое поведение метановых смесей приводится на рисунке 5, где представлены фазовые диаграммы для смесей CH₄/N₂ и CH₄/C₂H₆ при разных соотношениях компонентов [23].

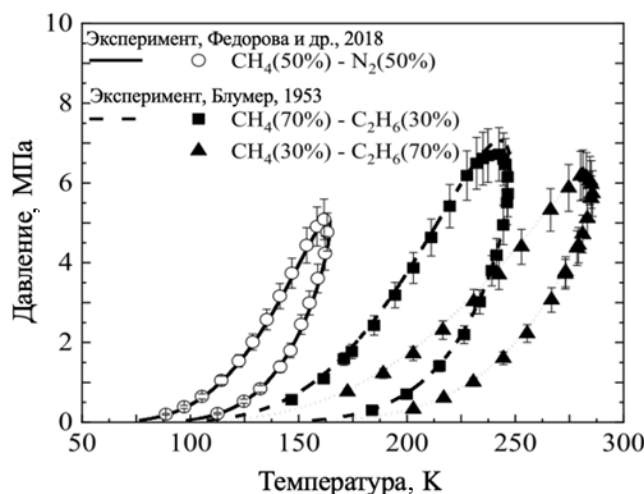


Рис. 5. Расчетные фазовые диаграммы (линии) и экспериментальные данные (точки) для смеси CH₄-C₂H₆, CH₄-N₂ [23].

Fig. 5. Calculated phase diagrams (lines) and experimental data (points) for the CH₄-C₂H₆, CH₄-N₂ mixtures [23].

В работе De Guido и соавт. показывают зависимость равновесного давления от температуры для смеси $\text{CO}_2\text{--CH}_4$ при нескольких молярных долях CO_2 ($\approx 0,12\%$, $0,97\%$, $1,8\%$, $3,07\%$ и $10,67\%$). Точки соответствуют экспериментальным измерениям, гладкие линии – аппроксимация значений (рис. 6) [24].

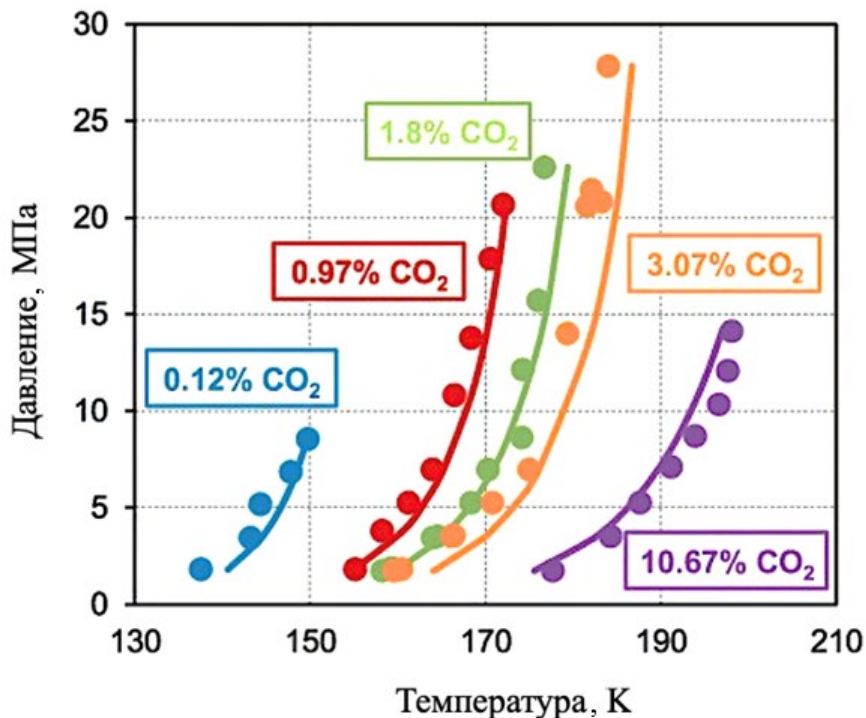


Рис. 6. Фазовое равновесие твердое тело–пар $\text{CO}_2\text{--CH}_4$ [24].

Fig. 6. Solid–vapor phase equilibrium of $\text{CO}_2\text{--CH}_4$ [24].

С увеличением доли CO_2 кривые смещаются вправо: при одной и той же температуре равновесное давление смеси возрастает с ростом содержания CO_2 . В пределах определенного температурного интервала наблюдается резкое увеличение давления (существенный изгиб кривых). Даже малые примеси CO_2 заметно меняют термодинамическое поведение смеси, повышая вероятность конденсации и/или образования твердой фазы CO_2 при тех же рабочих условиях.

Фазовые переходы при нагреве и перепадах давления существенно влияют на эффективность метана как хладагента в узлах регенеративного охлаждения камеры двигателя: с увеличением доли CO_2 повышается рабочее давление хладагента, что может привести к необходимой корректировке схемы отвода тепла и ограничению эксплуатационных режимов двигателя.

В работе Pellegrini и соавт. подробно проанализировано каким образом гелий влияет на основные термодинамические параметры смеси (рис. 7) [25].

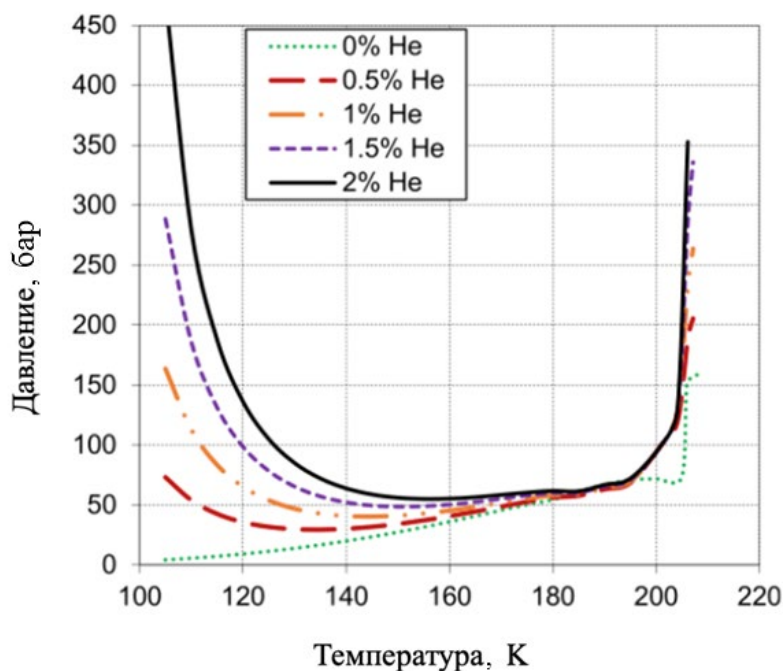


Рис. 7. Фазовое равновесие твердое тело–жидкость–пар для смеси $\text{CH}_4\text{-N}_2\text{-He-CO}_2$ при переменном содержании гелия. Мольная доля азота в жидкой фазе равна 25 мол% [25].

Fig. 7. Solid–liquid–vapor phase equilibrium for the $\text{CH}_4\text{-N}_2\text{-He-CO}_2$ mixture at varying helium content. The nitrogen mole fraction in the liquid phase is 25 mol% [25].

На приведенном рисунке видно, что относительно небольшое количество гелия существенно влияет на поведение многокомпонентной криогенной смеси, состоящей из CH_4 , N_2 , He и CO_2 . По данным графика, при температуре около 110 К суммарное давление значительно увеличивается с ростом содержания гелия: при 0% гелия оно составляет около 10 бар, при 0,5% достигает примерно 60 бар, при 1% повышается до 120 бар, при 1,5% – до 200 бар и при 2% – до 320 бар.

В средней части диапазона (примерно 140–170 К) все кривые сходятся и имеют локальный минимум: давление находится в интервале $\approx 40\text{--}60$ бар независимо от малых вариаций He , что указывает на доминирование парциальных давлений основных, легко конденсируемых компонентов ($\text{CH}_4/\text{N}_2/\text{CO}_2$).

Ближе к верхней части графика, при температурах около 200–210 К, снова наблюдается заметный рост давления. Порядок значений по содержанию гелия сохраняется: при 0% гелия давление составляет около 160 бар, при 0,5% – около 210 бар, при 1% – около 270 бар, при 1,5% – около 340 бар и при 2% – примерно 355 бар. В этом диапазоне гелий практически не конденсируется, поэтому он значительно повышает суммарное давление смеси. При содержании гелия порядка 1–2% возможны пики давления, достигающие нескольких сотен бар.

Для изучения влияния относительно инертных примесей на охлаждающие способности метана рассмотрим работу Hibbard и соавт. «On the Solubilities and Rates of Solution of Gases in Liquid Methane» [26].

Стоит отметить, что растворимость тяжелых газов: кислорода, аргона, оксида углерода и азота монотонно убывает с ростом температуры в рассматриваемом интервале. При 90 К кислород показывает наибольшую растворимость ($\sim 0,65$ по доле), далее следуют аргон ($\sim 0,35$), оксид углерода ($\sim 0,19$) и азот ($\sim 0,09$). Из представленных тяжелых примесей азот растворим наименее всего. Благодаря высокой растворимости кислорода, аргона и оксида углерода, при неполной очистке или контакте с воздухом эти компоненты способны присутствовать в жидком метане в заметных количествах. Это создает риски появления пузырьков и дегазации при нагреве или снижении давления, что может приводить к кавитации, вспениванию и нарушению процесса подачи топлива.

Растворимость легких газов: неона, водорода и гелия оказываются на несколько порядков ниже, чем у тяжелых газов. Неон демонстрирует слабое снижение растворимости с повышением температуры (приблизительно от $2,7 \times 10^{-3}$ до $2,0 \times 10^{-3}$). Растворимость водорода возрастает при повышении температуры ($\approx 3 \times 10^{-4}$ при 90 К до $\approx 7 \times 10^{-4}$ при 114 К). Растворимость гелия также увеличивается с ростом температуры, но остается крайне низкой (до $\approx 2 \times 10^{-4}$ при 114 К).

Таким образом, крайне важно контролировать все вышеперечисленные примеси за исключением легких газов.

2.3. Поведение СПГ / сжиженного метана при сгорании в ракетном двигателе и влияние примесей

С точки зрения ракетного двигателестроения СПГ, представляющий собой криогенную смесь, богатую метаном (обычно 90–99 мол.% CH_4) с добавками азота, тяжелых углеводородов (C_2 – C_4) и инертных компонентов, ведет себя при сгорании существенно сложнее, чем идеализированное «чистое» топливо.

Горение и параметры камеры: влияние N_2 , CO_2 и C_2H_6

В работе [28] рассматривают влияние типичных примесей N_2 , CO_2 и C_2H_6 в СПГ на работу ракетного двигателя. Авторы анализируют изменения:

- оптимального соотношения компонентов топлива;
- температуры в камере и в зоне критического сечения;
- охлаждающей «способности» топлива в трактах регенеративного охлаждения.
- Основные эффекты:
- Азот (N_2) ведет себя как инертный балласт: увеличивает теплоемкость смеси при практически неизменном теплотворном эффекте, что понижает адиабатическую температуру пламени, увеличивает объем продуктов сгорания и удлиняет задержку воспламенения. При небольших концентрациях (до ~ 2 – 3 мол.%) влияние на удельный импульс умеренное, но существенны влияния на запуски и устойчивость горения.
- Углекислый газ (CO_2) сочетает балластный эффект (высокая теплоемкость) с химическим участием в цепных реакциях. CO_2 сильнее, чем N_2 , понижает

температуру пламени и замедляет начальные стадии окисления метана. Это увеличивает задержку воспламенения и может снижать устойчивость пламени в запальной зоне.

- Этан (C_2H_6), напротив, ведет себя как более реакционноспособный компонент: вносит вклад в теплоту сгорания и ускоряет кинетику в «холодной» части пламенного фронта. Небольшие добавки C_2H_6 (доли процента) уменьшают задержку воспламенения и локально повышают температуру, что полезно для надежного запуска, но может уменьшать запас по тепловой нагрузке стенки камеры и форсунок.

В сумме результаты [28] прямо показывают, что нормирование СПГ как ракетного топлива должно быть отдельным по группам примесей: инертные (N_2 , Ar), химически активные охлаждающие (CO_2) и более энергоемкие углеводородные компоненты (C_2H_6 , C_3H_8). Для каждой группы требуется свой диапазон допустимых концентраций в зависимости от приоритетов проекта.

Кинетика воспламенения и устойчивость горения: влияние N_2 , Ar, CO_2 , C_2H_6 и C_3H_8

Кинетика воспламенения чистого метана и углеводородов в целом хорошо изучена на базе высокотемпературных ударных труб [29, 30]. Работа [29] показала, что для метано-воздушных и метано-кислородных смесей при давлениях до 40 бар задержка воспламенения чувствительна как к типу разбавителя (N_2 , Ar, CO_2), так и к степени разбавления: CO_2 дает более сильное увеличение времени задержки воспламенения, чем N_2 , за счет и теплового, и химического эффектов.

Диссертация [31], целиком посвященная жидкий кислород/ CH_4 и СПГ при давлениях 20–100 атм., уже непосредственно ориентирована на условия, моделирующие эксплуатационные параметры ракетных систем. Автор исследовала воспламенение различных смесей на основе СПГ с добавками тяжелых углеводородов и азотсодержащих примесей, сравнивая измеренные задержки с моделью GRI 3.0 и собственной кинетической схемой. Общие выводы:

- небольшие добавки C2–C3 углеводородов сокращают задержку воспламенения по сравнению с чистым метаном при тех же параметрах давления и температуры, что потенциально улучшает надежность зажигания двигателя;
- разбавление N_2 и CO_2 , наоборот, удлиняет задержку; при определенных составах это может приводить к «провалам» запуска, если газодинамика камеры и форсунок не обеспечивает достаточного времени пребывания смеси;
- оптимальный с точки зрения баланса надежности воспламенения и запаса по тепловой нагрузке диапазон концентраций тяжелых углеводородов оказывается существенно уже, чем технологические допуски на обычный трубопроводный газ.

Результаты работ [28–31] согласуются между собой: примеси C_2H_6/C_3H_8 повышают скорость воспламенения, а инертные/сильно теплоемкие

компоненты (N_2 , CO_2) «тормозят» ее. Таким образом, для СПГ в качестве компонента ракетного топлива:

- слишком «чистый» метан может предъявлять повышенные требования к системе зажигания (особенно в многоразовых двигателях с многократными перезапусками);
- слишком «грязный» по тяжелым углеводородам СПГ создает риск превышения тепловой нагрузки и неустойчивости горения;
- избыток N_2/CO_2 ухудшает воспламеняемость и устойчивость пламени в запальной зоне.

Влияние старения и изменения состава в баках на процесс горения

Систематическое исследование влияния примесей на теплофизические свойства жидкого метана в условиях, моделирующих эксплуатационные параметры ракетных систем ($p \approx 4-10$ МПа, T вблизи критической области), выполнено Santese и соавт. [23]. Показано, что даже доли процента N_2 , CO_2 , C_2H_6 , C_3H_8 и более тяжелых углеводородов заметно изменяют:

- положение линии псевдокритических температур;
- изобарную теплоемкость и сжимаемость;
- плотность и вязкость в области «псевдокипения».

Работа Al Ghafri с соавторами [27] четко показывает, что изменение состава при длительном хранении СПГ в криогенных баках не только меняет теплоту сгорания, но и сдвигает рабочие точки двигателя. Эксперименты на СПГ-смеси, предназначенной для применения в ракетной технике, показали, что на 33-е сутки выдержки в надземном резервуаре:

- происходит заметное обогащение остаточного СПГ тяжелыми компонентами (уменьшение доли метана и легких фракций) что приводит к увеличению адиабатической температуры пламени и дает небольшой прирост удельной тяги;
- скорость самонагрева и роста давления сильно зависит от начальной заполненности бака и теплопритока;
- ухудшаются охлаждающие свойства топлива: растет вязкость, из-за чего при тех же перепадах давления и расходах повышается риск локального перегрева стенок охлаждающего канала.

С точки зрения нормирования СПГ как ракетного топлива это означает, что допуски должны задаваться не только на «момент отгрузки», но и на допустимый диапазон изменения состава в течение ожидаемого времени хранения.

РЕЗУЛЬТАТЫ И ИХ ОБСУЖДЕНИЕ

Предлагаемые требования на основе проведенного анализа

При рассмотрении отечественных ГОСТ в качестве установления требований к качеству СПГ для использования в ЖРД стоит учитывать, что данные ГОСТ создавались под энергетические задачи, а не под нагрузки в ракетных двигателях. По результатам анализа очевидно, что все параметры для

ТРЕБОВАНИЯ К МЕТАНУ КАК К ТОПЛИВУ ДЛЯ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ
сравнения СПГ в котлах и в ЖРД существенно различаются и требуют доработки (табл. 3).

Таблица 3. Сравнение применимости отечественных ГОСТ к ракетному двигателю
Table 3. Comparison of the applicability of domestic GOSTs to rocket engines

Параметр	ГОСТ	Ракетный двигатель
Давление сгорания	0,1–0,3 МПа	10–30 МПа
Температура подачи	120–150 К	90–110 К
Материал узлов	Сталь, иногда аустенитные никель-хромовые жаропрочные сплавы	Тонкие медные / Ni-сплавы, суперсплавы
Требования к чистоте	Средние	Сверхжесткие
Устойчивость пламени	Нерелевантно	Критичные режимы неустойчивости горения (высокочастотные осцилляции, акустические собственные моды камеры)
Двухфазность	Допустима	Строгий запрет

Главная задача регулирования состава СПГ состоит в предотвращении процессов, нарушающих устойчивость подачи топлива, что обеспечивает не только безопасность, но и воспроизводимость термодинамических свойств смеси – плотности, вязкости, критической температуры и давления. В результате были сформулированы рекомендации для применения на этапах разработки, квалификационных и ресурсных испытаний, а также при штатной эксплуатации КРК. Предлагается разделить на следующие классы по качеству:

- Летный класс – применяется в составе полетных и квалификационных систем, характеризуется минимально допустимыми концентрациями примесей и гарантированной однородностью состава;
- Испытательный класс – используется для стендовых и отработочных испытаний, допускает умеренные отклонения при контролируемых рисках и обязательной фильтрации топливных трасс.

При этом каждый компонент состава имеет инженерно-обоснованное ограничение, а установленные пределы являются не только химическими требованиями, но и частью системы обеспечения устойчивости и воспроизводимости работы ЖРД (табл. 4).

Таблица 4. Рекомендуемый состав и диапазоны концентраций

Table 4. Recommended composition and concentration ranges

Компонент / параметр	Летный класс	Испытательный класс	Метод анализа	Примечание / риск / техническое обоснование
Метан (CH ₄), % мол.	≥ 99,6	≥ 97,0	Газовая хроматография (ГХ), ГОСТ-эквиваленты ASTM D1945 / ISO 6974-5 [34;9]	Основной энергетический компонент. Высокая чистота необходима для стабильного горения, точного расчета удельного импульса и предотвращения смещения критической точки топлива. Примеси C ₂ + повышают критическую температуру и риск кавитации в ТНА. Эти эффекты подробно изучены Santese и соавт. [23]
Диоксид углерода (CO ₂), ppm	≤ 100	≤ 1000	ГХ или нерассеивающая ИК-спектроскопия (NDIR). Референсные методики — ASTM D1945 / ISO 6974 [34;9]	Критически опасная примесь. CO ₂ кристаллизуется при T ≈ 190 К. Даже 0,1 % вызывает выпадение твердой фазы, закупорку каналов охлаждения и срыв теплоотдачи [22-23]
Кислород (O ₂), ppm	≤ 50	≤ 200	ГХ или электрохимические датчики O ₂	Вызывает коррозию медных/алюминиевых сплавов, повышает риск микровзрывов в трактах при локальном нагреве. Эти требования основаны на анализе поведения окислительных примесей в криогенных системах подачи топлива [28]
Вода (H ₂ O), ppm	≤ 10	≤ 50	Электролитический влагомер, гигрометр на Al ₂ O ₃ , ТДЛАС (лазерная спектроскопия) — ASTM D7904 / титрование по Карлу Фишеру (ISO 10101-2, -3) [36-38]	Образует лед в диапазоне криогенных температур, который закупоривает форсунки и фильтры. Измеренные профили теплофизических свойств СПГ в каналах охлаждения показывают, что наличие даже следов ледяных образований увеличивает риск ухудшения теплопередачи [22; 33]

ТРЕБОВАНИЯ К МЕТАНУ КАК К ТОПЛИВУ ДЛЯ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Продолжение таблицы 4.

H ₂ S + меркаптаны, ppm	≤ 0,01	≤ 0,1	УФ-флуоресценция (ASTM D6667), детектор пламенно-фотометрический (FPD, ASTM D6228), селективный детектор серы (SCD, ASTM D5504) [39;40]	Вещества, обладающие сильными коррозионными свойствами и вызывающие деградацию медных сплавов, катализаторов и покрытий. Такие эффекты подтверждены в экспериментальных работах по газовой коррозии и анализируются в ряде ракетных исследований [28]
Азот (N ₂), ppm	≤ 1 000	≤ 5000	Газовая хроматография по ASTM D1945 / ISO 6974 [34;9]	Инертный разбавитель. Снижает плотность и удельный импульс, также при высоких концентрациях ухудшает воспламеняемость и устойчивость горения [28]
Гелий + неон (He + Ne), ppm	≤ 500	≤ 2000	ГХ или масс-спектрометрия (МС)	Легкие инертные газы увеличивают давление пара топлива и влияют на регулирование давления
Этан (C ₂ H ₆), ppm	≤ 2 000	≤ 15000	ГХ с детектором по ионизации в пламени (FID) или теплопроводностным детектором (TCD), ASTM D1945 [34]	Повышает теплотворность, но увеличивает критическую температуру и вязкость. Может вызывать «псевдокипение» и локальное закипание в охлаждающих каналах. Изменение крикондебары при добавлении C ₂ H ₆ подробно исследовано Nasser и коллегами [22; 32]
Сумма C ₃ –C ₄ (пропан, бутаны), ppm	≤ 500	≤ 5000	Газовая хроматография (FID), ASTM D1945 [34]	Тяжелые углеводороды склонны к конденсации и образованию нагара, ухудшают распыл, увеличивают риск образования неоднородной смеси. Данные о теплообмене в каналах охлаждения подтверждают необходимость ограничения C ₃ –C ₄ до ≤0,05% [32-33]
Сумма C ₅ + (пентаны, ароматические), ppm	≤ 100	≤ 500	ГХ или масс-спектрометрия, ASTM D1945 [34]	Вызывают углеродистые отложения, нарушение теплообмена, склонны к выпадению в конденсат. Исследования устойчивости СПГ к атмосферному воздействию показывают, что при старении именно фракции C ₅ + концентрируются быстрее всего [27]

Продолжение таблицы 4.

Механические примеси, мг/л	≤ 1 мг/л (фильтрация ≤ 1 мкм)	≤ 1 мг/л (фильтрация ≤ 5 мкм)	Гравиметрический метод после фильтрации; требования ECSS-Q-ST-70-01 [42]	Твердые частицы вызывают эрозию каналов охлаждения, износ клапанов, засорение форсунок и критического сужения. Стандарты ECSS-Q-ST-70-01 подтверждают необходимость фильтрации до 1 мкм для летного класса
Точка росы CO ₂ / углеводороды	Температура точки росы $\geq 20-30$ К ниже минимальной рабочей температуры топлива	–	Анализ точки росы по ISO 8943 (холодильный или спектральный методы) [45]	Гарантия отсутствия выпадения конденсата CO ₂ и тяжелых углеводородов при спуске давления и охлаждении. Требования подтверждаются фазовыми диаграммами метановых смесей при рабочих давлениях двигателей [23]

Подбор оборудования для проведения анализов и комплект документов, подтверждающих качество СПГ

Контроль состава и примесей в СПГ осуществляется по стандартным методикам, используемым в аэрокосмической и нефтегазовой практике, с применением сертифицированного оборудования:

- Газовая хроматография (по ASTM D1945 [34] или ISO 6974-5 [9]) служит основным методом количественного определения CH_4 , N_2 , O_2 , CO_2 , C_2H_6 и фракции C_3+ . На ее основе по ISO 6976 [35] рассчитываются теплота сгорания и индекс Воббе, что позволяет оценить энергетическую стабильность партии.
- Влажность определяется либо электролитическими и оксид-алюминиевыми гигрометрами, либо лазерными TDLAS-анализаторами по ASTM D7904 [36]. Для арбитражных измерений применяется методика Карла Фишера в соответствии с ISO 10101-2/-3 [37–38], позволяющая точно измерять влагу до уровня 1–5 ppm.
- Серосодержащие соединения контролируются методом ультрафиолетовой флуоресценции по ASTM D6667 (референтный метод) [39]. В качестве альтернативы допускаются селективные детекторы пламени (FPD) по ASTM D6228 или серные хемилюминесцентные детекторы (SCD) по ASTM D5504 [40].
- Углекислый газ и кислород могут измеряться экспресс-методами: для CO_2 – NDIR-анализаторами, для O_2 – электрохимическими датчиками, однако окончательные значения должны подтверждаться хроматографическим анализом.
- Частицы и неиспаряющиеся остатки контролируются по MIL-PRF-32207 [8]: жидкая проба испаряется при контролируемой температуре, остаток взвешивается, и масса загрязнений не должна превышать 1 мг/л. Чистота оборудования и магистралей оценивается по ECSS-E-ST-35-06 и ECSS-Q-ST-70-01 [41-42].
- Для обеспечения достоверности результатов пробы СПГ отбираются по ISO 8943 [45] с использованием выпаривателей, исключающих фракционирование, а газовые фазы – по API MPMS 14.1 [43]. Все измерения проводятся на приборах с прослеживаемой калибровкой к NIST или национальным эталонам.
- Хранение СПГ должно обеспечивать стабильность точки росы CO_2 и углеводородов не менее чем на 20–30 К ниже минимальной рабочей температуры, что исключает выпадение конденсата в магистралах при пусках. Для наддува допускается использование очищенного гелия или азота с контролем чистоты по MSFC-STD-3535A [44].

Требования к чистоте оборудования, фильтрации и контролю загрязнений установлены в стандартах NASA MSFC-STD-3535A, ECSS-E-ST-35, ECSS-E-ST-35-06 и ECSS-Q-ST-70-01 [44;41-42]. В национальной системе координаты для справок могут использоваться ГОСТ 31371.7-2008 [1], ГОСТ Р 53763-2009

[2] и ГОСТ 34894-2022 [3], однако для летных применений предпочтительно прямое следование международным документам.

Каждая партия СПГ подлежит обязательной приемке с проведением лабораторных анализов и оформлением пакета документов.

В комплект документов входят:

1. Сертификат анализа с указанием всех контролируемых параметров и использованных методик.
2. Протокол отбора пробы в соответствии с ISO 8943 [45] с фиксацией даты, места и температуры.
3. Отчет о фильтрации и очистке с указанием примененных сорбентов и фильтров.
4. Акт приемки с результатами проверки на соответствие Летного класса или Испытательного класса.
5. Сведения о калибровках приборов и эталонов.

Также предлагается рассмотреть дополнительные мероприятия для обеспечения требуемых характеристик состава СПГ. Для этого целесообразно применять многоступенчатую систему очистки и дегазации, где на первом этапе из потока удаляют влагу и CO_2 с помощью молекулярных сит типов 4А и 13Х. Затем газ последовательно проходит через адсорбционные угольные и каталитические фильтры, предназначенные для удаления серосодержащих примесей и кислорода. При необходимости для снижения содержания инертных компонентов (гелия и неона), которые способны повышать давление паров, используется криогенная ректификация.

Перед заправкой топливо фильтруется через фильтры с номинальным размером пор не более 1 мкм (для испытательных партий допускается фильтрация 5 мкм). Все линии подачи и баки промываются чистым метаном при смене партии и после простоев.

Хранение СПГ должно обеспечивать стабильность точки росы CO_2 и углеводородов не менее чем на 20–30 К ниже минимальной рабочей температуры, что исключает выпадение конденсата в магистралях при пусках. Для наддува допускается использование очищенного гелия или азота с контролем чистоты по MSFC-STD-3535A [44].

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведенный анализ показал, что применение СПГ в качестве топлива для ЖРД требует существенно более жестких требований к составу и чистоте, чем это предусмотрено действующими энергетическими ГОСТ. Критическими факторами, влияющими на надежность подачи, регенеративного охлаждения и устойчивость горения, являются присутствие CO_2 и влаги, серосодержащих соединений и тяжелых углеводородов, а их содержание должно быть ограничено на уровне, обеспечивающем отсутствие кристаллизации, выпадения фаз и образования твердых отложений в магистралях и каналах охлаждения.

На основе сопоставления международных и отечественных норм предложена двухуровневая классификация качества топлива: «Летный» и «Испытательный» классы, с конкретными инженерно-обоснованными

ТРЕБОВАНИЯ К МЕТАНУ КАК К ТОПЛИВУ ДЛЯ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ пределами, а также набором методов контроля и приемки партий. Рекомендованные требования по качеству менее строгие, чем в MIL-PRF-32207 [8], но при этом включают большее количество контролируемых примесей с более низкими концентрациям, чем в ГОСТ 34894-2022 [3], что позволит обеспечить стабильность термодинамических свойств смеси в процессе хранения и эксплуатации, минимизацию рисков двухфазности в трактах подачи и сохранение эффективности регенеративного охлаждения.

Реализация предложенных ограничений требует внедрения строгих процедур отбора проб, фильтрации, прослеживаемой калибровки аналитического оборудования и оформления пакета документов при приемке каждой партии топлива.

На основе настоящей статьи целесообразно разработать стандарт на метан как ракетное топливо для ЖРД, включающий рекомендуемые требования к концентрациям примесей и к аналитическому оборудованию.

КОНФЛИКТ ИНТЕРЕСОВ

Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

CONFLICT OF INTERESTS:

The authors declare no conflict of interests.

Список литературы:

1. ГОСТ 31371.7-2008. Газ природный. Определение состава методом газовой хроматографии с оценкой неопределенности. Часть 7. Методика выполнения измерений молярной доли компонентов.
2. ГОСТ Р 53763-2009. Газы горючие природные. Определение температуры точки росы по воде.
3. ГОСТ 34894-2022. Газ природный сжиженный. Технические условия.
4. ТУ 0271-076-04806898-99. Газ горючий природный сжиженный. Топливо для ракетной техники. Технические условия. <https://files.stroyinf.ru/Data2/1/4293799/4293799358.htm>. Приложение 1. (дата обращения: 15.10.2025).
5. ТУ 51-03-03-85. Газ горючий природный сжиженный. Топливо для двигателей внутреннего сгорания.
6. Изотов, Н. И. (2014). Требования к качеству СПГ за рубежом. *Транспорт на альтернативном топливе*, 5(41), 20–35. <https://cyberleninka.ru/article/n/trebovaniya-k-kachestvu-spg-za-rubezhom>. (дата обращения: 15.10.2025).
7. ГОСТ 5542-87. (1987). Газы горючие природные для промышленного и коммунально-бытового назначения.
8. MIL-PRF-32207. Propellant, methane. <https://www.abbottaerospace.com/downloads/mil-prf-32207-propellant-methane/> (дата обращения: 15.10.2025).
9. ISO 6974-5:2014. Natural gas – Determination of composition and associated uncertainty by gas chromatography. Part 5: Isothermal method for nitrogen, carbon dioxide, C1 to C5 hydrocarbons and C6+ hydrocarbons.
10. Фокин, А. (2024). SpaceX провела первый прожиг двигателя Raptor 3. *N+1*. <https://nplus1.ru/news/2024/08/09/static-fire-test-raptor-3> (дата обращения: 15.10.2025).
11. Осико, С. М. (2022). Альтернативное ракетное топливо: жидкий метан как горючее и его преимущества. *E-scio*, 12(75), 289–294. <https://cyberleninka.ru/article/n/alternativnoe-rocketnoe-toplivo-zhidkiy-metan-kak-goryuchee-i-ego-preimuschestva>.

12. European Space Agency. *Prometheus*.
https://www.esa.int/Enabling_Support/Space_Transportation/Future_space_transportation/Prometheus (accessed 15.11.2025).
13. China Daily. (2025). Decks cleared for launch of ZQ 3 rocket.
<https://www.chinadaily.com.cn/a/202511/11/WS69128cd0a310fc20369a4549.html> (accessed 15.10.2025).
14. KevinJamesNg. (2025, May). KevinJamesNg blog. <https://kevinjamesng.com/2025/05/> (accessed 15.10.2025).
15. Куимов, И. А., Голиковская, К. Ф. (2012). История и перспективы метановых проектов. *Актуальные проблемы авиации и космонавтики*, 8, 58–59.
<https://cyberleninka.ru/article/n/istoriya-i-perspektivy-metanovyh-proektov>.
16. ЦЭНКИ: строительство площадки для многоразовой ракеты «Амур-СПГ» можно начать в 2026 году. *Роскосмос*. <https://www.roscosmos.ru/40403/> (дата обращения: 15.10.2025).
17. Технология получения малотоннажного СПГ с двумя контурами охлаждения. (2019). *Нефтегаз.RU*. <https://magazine.neftegaz.ru/articles/pererabotka/514086-tehnologiya-polucheniya-malotonnazhnogo-spg-s-dvumya-konturami-okhlazhdeniya/> (дата обращения: 15.10.2025).
18. Daniel Hauser, & Mohammad Kassemi, Olga Kartuzova, Michael Baker, John Misich. (2023). Mastering the cryogenic frontier: Predicting sloshing in cryogenic propellant tanks. *NASA*.
https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20230018658/downloads/Masteringthecryogenicfrontier_2_22_24.pdf (accessed 15.10.2025).
19. Сапожников, В. Б., Крылов, В. И., Новиков, Ю. М., Ягодников, Д. А. (2013). Наземная отработка капиллярных фазоразделителей на основе комбинированных пористо-сетчатых материалов для топливных баков жидкостных ракетных двигателей верхних ступеней, разгонных блоков и космических аппаратов. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 4, 1–16. <https://engjournal.bmstu.ru/articles/707/707.pdf> (дата обращения: 15.10.2025).
20. Jason W. Hartwig. (2016). A detailed historical review of propellant management devices for low gravity propellant acquisition. *NASA Glenn Research Center*.
<https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20170000667/downloads/20170000667.pdf> (accessed 15.10.2025).
21. Hartwig, J., & McQuillen, J. (2013, February). Performance gains of propellant management devices for liquid hydrogen depots. In *51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition* (p. 368).
<https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20130010177/downloads/20130010177.pdf> (accessed 15.10.2025).
22. Nasser, I., Haidn, O., & Manfletti, C. (2023). Numerical investigation of rocket engine cooling channel heat transfer for different LNG under trans-critical conditions. *International Journal of Thermofluids*, 20, 100461. <https://doi.org/10.1016/j.ijft.2023.100461>.
23. Santese, T., Shvab, J., Suslov, D., Haidn, O. J., & Slavinskaya, N. (2023). Impact of impurities on liquid methane properties under typical rocket operation conditions. *International Journal of Thermofluids*, 18, 100343. <https://doi.org/10.1016/j.ijft.2023.100343>.
24. De Guido, G., & Spatolisano, E. (2021). Simultaneous Multiphase Flash and Stability Analysis Calculations Including Solid CO₂ for CO₂–CH₄, CO₂–CH₄–N₂, and CO₂–CH₄–N₂–O₂ Mixtures. *Journal of Chemical & Engineering Data*, 66(11), 4132–4147.
<https://doi.org/10.1021/acs.jced.1c00330>.
25. Spatolisano, E., & Pellegrini, L. A. (2021). Solid–Liquid–Vapor Equilibrium prediction for typical helium-bearing natural gas mixtures. *Journal of Chemical & Engineering Data*, 66(11), 4122–4131.
https://re.public.polimi.it/retrieve/handle/11311/1191303/672673/2021_Spatolisano%20and%20Pellegrini.pdf (accessed 16.10.2025).
26. Evans Jr, A., & Hibbard, R. R. (1968). *On the Solubilities and Rates of Solution of Gases in Liquid Methane* (No. NASA-TN-D-4701).

<https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19680020605/downloads/19680020605.pdf> (accessed 16.10.2025).

27. Al Ghafri, S. Z., Swanger, A., Park, K. H., Jusko, V., Ryu, Y., Kim, S., ... & May, E. F. (2022). Advanced boil-off gas studies of liquefied natural gas used for the space and energy industries. *Acta Astronautica*, 190, 444–454. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2021.10.028>.
28. Van Schyndel, J., Goos, E., Naumann, C., Hardi, J. S., & Oschwald, M. (2022). Effects of compounds in liquefied methane on rocket engine operation. *Aerospace*, 9(11), 698. <https://doi.org/10.3390/aerospace9110698>.
29. Heufer, K. A., & Olivier, H. (2010). Determination of ignition delay times of different hydrocarbons in a new high pressure shock tube. *Shock Waves*, 20, 307–316. <https://doi.org/10.1007/s00193-010-0262-2>.
30. Petersen, E. L., Davidson, D. F., & Hanson, R. K. (1999). Ignition delay times of Ram accelerator CH/O/diluent mixtures. *Journal of Propulsion and Power*, 15(1), 82–91. <https://doi.org/10.2514/2.5394>.
31. Baker Jessica B. (2024). Fundamental experimental tests and modeling of LOx/CH₄ engines at high pressures (PhD dissertation). *University of Central Florida*. <https://ntrs.nasa.gov/citations/20240009214>.
32. Nasser, I., Torres, Y., Santese, T., Haidn, O., & Manfletti, C. (2023). A comprehensive investigation of heat transfer in a high aspect ratio cooling channel of a rocket engine using LNG coolant. *Acta Astronautica*, 213, 495–506. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2023.09.037>.
33. Haemisch, J., Suslov, D., & Oschwald, M. (2021). Experimental and numerical investigation of heat transfer processes in rocket engine cooling channels operated with cryogenic hydrogen and methane at supercritical conditions. *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan*, 19(1), 96–105. <https://doi.org/10.2322/tastj.19.96>.
34. ASTM D1945-25. Standard test method for analysis of natural gas by gas chromatography.
35. ISO 6976:2016. Natural gas – Calculation of calorific value, density, relative density and Wobbe index from composition.
36. ASTM D7904-21. Standard test method for determination of water vapor (moisture concentration) in natural gas by tunable diode laser spectroscopy (TDLAS).
37. ISO 10101-2:2022. Natural gas – Determination of water content – Part 2: Volumetric method.
38. ISO 10101-3:2022. Natural gas – Determination of water content – Part 3: Coulometric Karl Fischer method.
39. ASTM D6667-21. Standard test method for determination of total volatile sulfur in gaseous hydrocarbons and liquefied petroleum gases by ultraviolet fluorescence.
40. ASTM D6228-19. Standard test method for determination of individual volatile sulfur-containing compounds in gaseous fuels by gas chromatography.
41. ECSS-E-ST-35-06. Cleanliness requirements for spacecraft propulsion hardware.
42. ECSS-Q-ST-70-01. Space product assurance: Cleanliness and contamination control.
43. API MPMS Chapter 14.1. Collecting and handling of natural gas samples for analysis by gas chromatography.
44. MSFC-STD-3535A. Standard for propellants and pressurants used for test and test support activities at SSC and MSFC.
45. ISO 8943:2025. Refrigerated light hydrocarbon fluids – Sampling of liquefied natural gas: Continuous and intermittent methods. <https://www.iso.org/standard/84462.html>.

References:

1. GOST 31371.7-2008. Natural gas: Determination of composition by gas chromatography with uncertainty evaluation. Part 7: Procedure for measuring the molar fraction of components. (in Russ.).

2. GOST R 53763-2009. Natural combustible gases: Determination of water dew point temperature. (in Russ.).
3. GOST 34894-2022. Liquefied natural gas: Technical specifications. (in Russ.).
4. TU 0271-076-04806898-99. (2002). Liquefied natural combustible gas: Rocket fuel. Technical specifications. <https://files.stroyinf.ru/Data2/1/4293799/4293799358.htm>. Appendix 1. (in Russ.).
5. TU 51-03-03-85. Liquefied natural combustible gas: Fuel for internal combustion engines. <https://files.stroyinf.ru/Data2/1/4293799/4293799358.htm> (accessed 15.10. 2025) (in Russ.).
6. Izotov, N. I. (2014). Requirements for LNG quality abroad. *Transport on Alternative Fuel*, 5(41), 20–35. <https://cyberleninka.ru/article/n/trebovaniya-k-kachestvu-spg-za-rubezhom/viewer> (accessed 15.10.2025). (in Russ.).
7. GOST 5542-87. Natural combustible gases for industrial and domestic use. (in Russ.).
8. MIL-PRF-32207. Propellant, methane. <https://www.abbottaerospace.com/downloads/mil-prf-32207-propellant-methane/> (accessed 15.10.2025).
9. ISO 6974-5:2014. Natural gas – Determination of composition and associated uncertainty by gas chromatography. Part 5: Isothermal method for nitrogen, carbon dioxide, C1 to C5 hydrocarbons and C6+ hydrocarbons.
10. Fokin, A. (2024). SpaceX conducted the first static fire of the Raptor 3 engine. <https://nplus1.ru/news/2024/08/09/static-fire-test-raptor-3> (accessed 15.10. 2025) (in Russ.).
11. Osiko, S. M. (2022). Alternative rocket fuel: Liquid methane as a propellant and its advantages. *E-scio*, 12(75), 289–294. <https://cyberleninka.ru/article/n/alternativnoe-raketnoe-toplivo-zhidkiy-metan-kak-goryuchee-i-ego-preimuschestva> (in Russ.).
12. European Space Agency. *Prometheus*. https://www.esa.int/Enabling_Support/Space_Transportation/Future_space_transportation/Prometheus (accessed 15.10.2025).
13. China Daily. (2025). Decks cleared for launch of ZQ 3 rocket. <https://www.chinadaily.com.cn/a/202511/11/WS69128cd0a310fc20369a4549.html> (accessed 15.10.2025).
14. KevinJamesNg. (2025, May). KevinJamesNg blog. <https://kevinjamesng.com/2025/05/> (accessed 15.10.2025).
15. Kuimov, I. A., & Golikovskaya, K. F. (2012). History and prospects of methane projects. *Current Problems of Aviation and Cosmonautics*, 8, 58–59. <https://cyberleninka.ru/article/n/istoriya-i-perspektivy-metanovyh-proektov> (in Russ.).
16. Roscosmos / TsENKI. (2025). TsENKI: Construction of the site for the reusable Amur-LNG rocket can begin in 2026. <https://www.roscosmos.ru/40403/> (accessed 15.10.2025) (in Russ.).
17. Technology for producing small-scale LNG with a two-circuit cooling system. (2020). *Neftegaz.RU*. <https://magazine.neftegaz.ru/articles/pererabotka/514086-tehnologiya-polucheniya-malotonnazhnogo-spg-s-dvumya-konturami-okhlazhdeniya/> (accessed 15.10.2025) (in Russ.).
18. Daniel Hauser, Mohammad Kassemi, Olga Kartuzova, Michael Baker, & John Misich. (2023). Mastering the cryogenic frontier: Predicting sloshing in cryogenic propellant tanks. *NASA*. https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20230018658/downloads/Masteringthecryogenicfrontier_2_22_24.pdf (accessed 15.10.2025).
19. Sapozhnikov, V. B., Krylov, V. I., Novikov, Yu. M., & Yagodnikov, D. A. (2013). Ground testing of capillary phase separators based on combined porous-mesh materials for fuel tanks of liquid rocket engines of upper stages, booster units, and spacecraft. *Engineering Journal: Science and Innovations*, 4, 1–16. <https://engjournal.bmstu.ru/articles/707/707.pdf> (accessed 15.10.2025) (in Russ.).
20. Jason W. Hartwig. (2016). A detailed historical review of propellant management devices for low gravity propellant acquisition. *NASA Glenn Research Center*. <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20170000667/downloads/20170000667.pdf> (accessed 15.10.2025).

21. Hartwig, J., & McQuillen, J. (2013, February). Performance gains of propellant management devices for liquid hydrogen depots. In *51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition* (p. 368).
<https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20130010177/downloads/20130010177.pdf> (accessed 15.10.2025).
22. Nasser, I., Haidn, O., & Manfletti, C. (2023). Numerical investigation of rocket engine cooling channel heat transfer for different LNG under trans-critical conditions. *International Journal of Thermofluids*, 20, 100461. <https://doi.org/10.1016/j.ijft.2023.100461>.
23. Santese, T., Shvab, J., Suslov, D., Haidn, O. J., & Slavinskaya, N. (2023). Impact of impurities on liquid methane properties under typical rocket operation conditions. *International Journal of Thermofluids*, 18, 100343. <https://doi.org/10.1016/j.ijft.2023.100343>.
24. De Guido, G., & Spatolisano, E. (2021). Simultaneous Multiphase Flash and Stability Analysis Calculations Including Solid CO₂ for CO₂-CH₄, CO₂-CH₄-N₂, and CO₂-CH₄-N₂-O₂ Mixtures. *Journal of Chemical & Engineering Data*, 66(11), 4132–4147.
<https://doi.org/10.1021/acs.jced.1c00330>.
25. Spatolisano, E., & Pellegrini, L. A. (2021). Solid-Liquid-Vapor Equilibrium prediction for typical helium-bearing natural gas mixtures. *Journal of Chemical & Engineering Data*, 66(11), 4122–4131.
https://re.public.polimi.it/retrieve/handle/11311/1191303/672673/2021_Spatolisano%20and%20Pellegrini.pdf (accessed 16.10.2025).
26. Evans Jr, A., & Hibbard, R. R. (1968). *On the Solubilities and Rates of Solution of Gases in Liquid Methane* (No. NASA-TN-D-4701).
<https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19680020605/downloads/19680020605.pdf> (accessed 16.10.2025).
27. Al Ghafri, S. Z., Swanger, A., Park, K. H., Jusko, V., Ryu, Y., Kim, S., ... & May, E. F. (2022). Advanced boil-off gas studies of liquefied natural gas used for the space and energy industries. *Acta Astronautica*, 190, 444–454. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2021.10.028>.
28. Van Schyndel, J., Goos, E., Naumann, C., Hardi, J. S., & Oswald, M. (2022). Effects of compounds in liquefied methane on rocket engine operation. *Aerospace*, 9(11), 698.
<https://doi.org/10.3390/aerospace9110698>.
29. Heufer, K. A., & Olivier, H. (2010). Determination of ignition delay times of different hydrocarbons in a new high pressure shock tube. *Shock Waves*, 20, 307–316.
<https://doi.org/10.1007/s00193-010-0262-2>.
30. Petersen, E. L., Davidson, D. F., & Hanson, R. K. (1999). Ignition delay times of Ram accelerator CH₄/O₂/diluent mixtures. *Journal of Propulsion and Power*, 15(1), 82–91.
<https://doi.org/10.2514/2.5394>.
31. Jessica B Baker. (2024). Fundamental experimental tests and modeling of LOx/CH₄ engines at high pressures (PhD dissertation). *University of Central Florida*.
<https://ntrs.nasa.gov/citations/20240009214>.
32. Nasser, I., Torres, Y., Santese, T., Haidn, O., & Manfletti, C. (2023). A comprehensive investigation of heat transfer in a high aspect ratio cooling channel of a rocket engine using LNG coolant. *Acta Astronautica*, 213, 495–506.
<https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2023.09.037>.
33. Haemisch, J., Suslov, D., & Oswald, M. (2021). Experimental and numerical investigation of heat transfer processes in rocket engine cooling channels operated with cryogenic hydrogen and methane at supercritical conditions. *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan*, 19(1), 96–105.
<https://doi.org/10.2322/tastj.19.96>.
34. ASTM D1945-25. Standard test method for analysis of natural gas by gas chromatography.
35. ISO 6976:2016. Natural gas – Calculation of calorific value, density, relative density and Wobbe index from composition.

36. ASTM D7904-21. Standard test method for determination of water vapor (moisture concentration) in natural gas by tunable diode laser spectroscopy (TDLAS).
37. ISO 10101-2:2022. Natural gas – Determination of water content – Part 2: Volumetric method.
38. ISO 10101-3:2022. Natural gas – Determination of water content – Part 3: Coulometric Karl Fischer method.
39. ASTM D6667-21. Standard test method for determination of total volatile sulfur in gaseous hydrocarbons and liquefied petroleum gases by ultraviolet fluorescence.
40. ASTM D6228-19. Standard test method for determination of individual volatile sulfur-containing compounds in gaseous fuels by gas chromatography.
41. ECSS-E-ST-35-06. Cleanliness requirements for spacecraft propulsion hardware.
42. ECSS-Q-ST-70-01. Space product assurance: Cleanliness and contamination control.
43. API MPMS Chapter 14.1. Collecting and handling of natural gas samples for analysis by gas chromatography.
44. MSFC-STD-3535A. Standard for propellants and pressurants used for test and test support activities at SSC and MSFC.
45. ISO 8943:2025. Refrigerated light hydrocarbon fluids – Sampling of liquefied natural gas: Continuous and intermittent methods. <https://www.iso.org/standard/84462.html>.