

Научная статья

УДК УДК 629.7.036.54

URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=185674>

EDN: <https://www.elibrary.ru/JDXYHI>



Тридайн в качестве топлива в газовых ракетных двигателях малой тяги

Евгения Александровна Дворянцева¹, Николай Михайлович Вертаков²,
Альберт Владимирович Румянцев^{3✉}, Максим Викторович Богач⁴

^{1, 2} Опытное конструкторское бюро «Факел», Калининград, Российская Федерация

^{1, 3, 4} Балтийский федеральный университет им. И. Канта, Калининград, Российская Федерация

¹ eva.edle@mail.ru ORCID 0009-0004-3756-873X

² vertakov@fakel-russia.com

³ albert37@list.ru ✉

⁴ info@fakel-russia.com

Аннотация. В статье дано определение газообразной смеси тридайн, ее возможные составы, история ее создания и состояние мировых разработок по данной тематике в настоящее время. Представлено описание принципа работы газовых двигателей на тридаине, расчет теоретической температуры в камере, удельного импульса тяги и состава продуктов сгорания для различных составов смеси. Дано описание автономных испытаний двигателя на смеси тридайн в ОКБ «Факел» и их результаты, проведено сравнение теоретических значений удельного импульса тяги с экспериментальными. Выполнена оценка эффективности использования смеси тридайн на примере газовой двигательной установки разработки ОКБ «Факел», проведено сравнение заправки штатным рабочим телом азотом и тридаином.

Ключевые слова: газовая смесь тридайн, газовый ракетный двигатель малой тяги, газообразное рабочее тело, сжатый азот, газовая двигательная установка

Для цитирования: Дворянцева Е.А., Вертаков Н.М., Румянцев А.В., Богач М.В. Тридайн в качестве топлива в газовых ракетных двигателях малой тяги // Вестник Московского авиационного института. 2025. Т. 32. № 3. С. 141–149. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=185674>

Original article

Tridyne as a Propellant for Low Thrust Rocket Thrusters

Evgeniya A. Dvoryantseva¹, Nikolai M. Vertakov², Al'bert V. Rumyantsev^{3✉}, Maksim V. Bogach⁴

^{1, 2} “FAKEL” Experimental Design Bureau, Kaliningrad, Russian Federation

^{1, 3, 4} Immanuel Kant Baltic Federal University, Kaliningrad, Russian Federation

¹ eva.edle@mail.ru, ORCID 0009-0004-3756-873X

² vertakov@fakel-russia.com

³ albert37@list.ru ✉

⁴ info@fakel-russia.com

Abstract

The article presents the relevance of the gaseous mixture of oxygen, hydrogen and nitrogen, or the tridyne mixture application as a propellant. It gives a definition of the term “tridyne” as a gaseous mixture of the fuel, oxidizer and inert gas. The history of the tridyne creation and the state of the world developments on this subject at present time are presented.

The term “tridyne” was introduced by the American Rocketdyne company. The content of their mixture was as follows: N_2 – 85%, H_2 – 10% and O_2 – 5%. In addition to Rocketdyne, the tridyne thrusters were developed as well at the University of Washington, Jet Propulsion Laboratory and Lincoln Laboratory.

The purpose of the present study consists in expanding both theoretical and practical knowledge of the tridyne properties.

The article presents a description of the tridyne gas thrusters operation principle, computation of theoretical temperature in the chamber, as well as specific impulse and composition of the combustion products for various mixtures. Changing of temperature, specific impulse and composition of combustion products are presented as a function of hydrogen percentage in the mixture at fixed oxygen concentrations: 4.2, 5.0 and 7.0%.

The article describes stand-alone tests of a tridyne mixture thruster at the EDB “Fakel” and their results, performs comparison of the specific impulse theoretical values with the experimental ones. The two mixture compositions with oxygen concentrations below 7% were selected for testing: N_2 – 25%, H_2 – 68%, O_2 – 7% and N_2 – 5.5%, H_2 – 90.3%, O_2 – 4.2%. The thrusters tests had positive result: the achieved value of the specific impulse was 80 to 84% of the theoretical value.

The article performed the tridyne mixture efficiency assessment on the example of the gas propulsion system developed by the EDB “Fakel”. Comparison of fueling with the standard nitrogen working fluid and tridyne was performed. The total thrust impulse was used as the key parameter for comparison. The article adduces the dependence of the total thrust impulse on the hydrogen percentage in the mixture at fixed oxygen concentrations of 4.2, 5.0 and 7.0 %.

Compared to nitrogen, tridyne is of a greater interest as a gaseous propellant, since this mixture does not require an electric heater to improve thruster performances. Besides, this propellant may present an alternative to the hydrazine for application on small spacecraft and cubesats.

Keywords: tridyne gas mixture, low thrust gas rocket engine, gas working fluid, compressed nitrogen, gas propulsion system

For citation: Dvorianitseva E.A., Vertakov N.M., Rumyantsev A.V., Bogach M.V. Tridyne as a Propellant for Low Thrust Rocket Thrusters. *Aerospace MAI Journal*. 2025;32(3):141-149. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=185674>

List of Figures

Fig. 1. Schematic of the tridyne mixture possible composition

Fig. 2. Schematic diagram of the gas engine on tridyne mixture

Fig. 3. The ideal engine specific impulse dependence on the mixture percentage composition at the fixed O_2 concentration

Fig. 4. The tridyne combustion products equilibrium concentrations dependence on the mixture percentage composition at fixed oxygen concentration $O_2 = 5\% = \text{const}$

Fig. 5. External view of the tridyne gas thruster

Fig. 6. Experimental points plotted on the graph of the ideal specific thrust impulse

Fig. 7. Gas propulsion system developed by the EDB “Fakel”

Fig. 8. Total specific thrust impulse dependence on the mixture percentage composition at a fixed concentration of O_2

List of Tables

Table. Characteristics of working bodies

Введение

К настоящему времени основным рабочим телом (РТ), используемым в химических ракетных двигателях малой тяги, как правило, является гидразин [1, 2]. Вследствие его дороговизны и высоких требований к безопасности при эксплуатации, активно ведутся поиски «зеленых» альтернатив [3–6] с предъявлением к ним следующих требований: дешевизна,

доступность, высокие удельные характеристики, экологичность, взрывобезопасность, пожаробезопасность, простота в обращении и возможность длительного хранения. Одной из таких рассматриваемых альтернатив могут быть газообразные рабочие тела. В данной статье в качестве такого рабочего тела рассматривается газообразная смесь кислорода (O_2), водорода (H_2) и азота (N_2) — или тридайн.

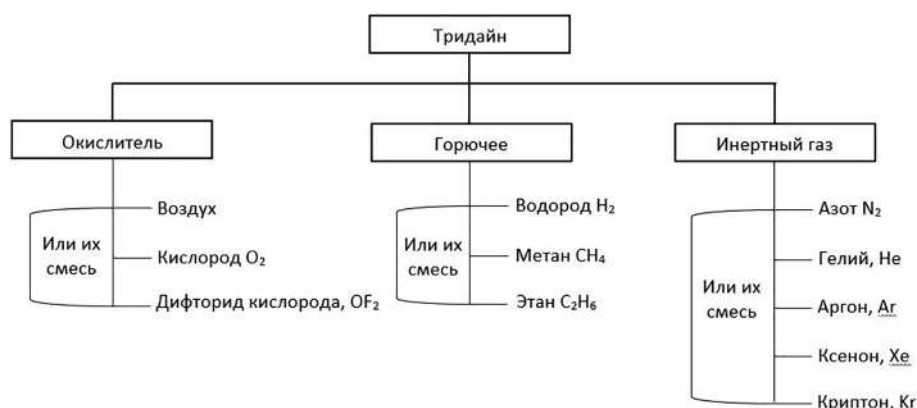


Рис. 1. Схема возможного состава смеси тридайн

В более общем смысле, тридайн — это газообразная смесь горючего, окислителя и инертного газа. Благодаря добавлению инертного газа и малой доли окислителя в смеси данное РТ взрывобезопасно при хранении. Возможный состав тридайна представлен на рис. 1 [7].

В иностранных разработках тридайн представляет собой в основном инертный газ (его объемная доля в смеси составляет от 85% до 95%) с небольшим добавлением горючего и окислителя [8, 9], например, смесь тридайн американской фирмы Rocketdyne имеет следующий состав: N_2 — 85%, H_2 — 10% и O_2 — 5% (здесь и далее процентный состав смеси задан в объемных долях). Следует отметить, что фирма Rocketdyne и ввела термин “tridyne” еще в 1960-х годах в рамках выполнения работ по контракту с NASA [10]. Изначально работы были направлены на снижение веса вытеснителя РТ за счет повышения его температуры [11]. Более поздние работы фирмы Rocketdyne проводились в связи с использованием тридайна в качестве топлива в двигателях малой тяги [8].

Фирма Rocketdyne также выступала в качестве индустриального партнера университета Вашингтона, сотрудники которого занимались разработкой двигателя на смеси тридайн, финансирование этих работ осуществлял объединенный центр аэрокосмических технологических инноваций штата Вашингтон (Joint Center for Aerospace Technology Innovation (JCATI)). В 2021 году сотрудники университета представили доклад о своих разработках на форуме AAIA SciTech, заявленный удельный импульс двигателя тягой 1 Н составлял 146 с [12], состав смеси был тем же что и у фирмы Rocketdyne.

В NASA в конце 1990-х годов изучались преимущества смесей тридайн, состоявших из гелия (He), водорода и кислорода [13]. В 2000 году лабораторией реактивного движения (Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology) был предложен состав горячей гелиевой смеси со сле-

дующим составом: He — 94%, H_2 — 4% и O_2 — 2%, заявленный удельный импульс тяги такой смеси составил 306 с [14].

В 2014 году Лабораторией Линкольна (The Massachusetts Institute of Technology (MIT) Lincoln Laboratory) была разработана расчетная модель, которая позволяла вычислить термодинамические свойства смеси тридайн в разных частях двигательной установки: в топливных баках, подводящей арматуре и двигателях, что позволяло облегчить процесс разработки подобной системы [10].

Несмотря на то, что идея использовать тридайн в качестве РТ появилась десятилетия назад, она не получила распространения вследствие отсутствия до недавнего времени малогабаритной арматуры высокого давления и легких композитных баллонов для хранения РТ, поэтому двигательные установки (ДУ) на таком газе получались довольно громоздкими и предпочтение отдавалось однокомпонентному гидразину. К настоящему времени появилась возможность проектировать подобные ДУ с улучшенными габаритно-массовыми характеристиками, поэтому целесообразно вновь обратить внимание на тридайн в качестве РТ.

В результате исследований в статье будут расширены теоретические и практические знания о свойствах тридайна и характеристиках газовых двигателей на данном рабочем теле, а также оценка возможности его применения во вновь проектируемых ДУ.

1. Принцип работы газовых двигателей на тридайне и свойства различных составов смеси

Двигатели на тридайне — это газовые ракетные двигатели с протекающими в процессе работы химическими реакциями в камере. В обычных газовых двигателях принцип действия — газодинамический, то есть ускорение газового РТ в сопле Лаваля, в результате чего создается тяга [15, 16]. Удельный импульс тяги двигателей на холодном

газе очень мал, для его увеличения температуру газа перед соплом повышают подводом дополнительной мощности, например, электрическим нагревателем на камере двигателя. Удельный импульс тяги двигателя на холодном азоте составляет ~ 70 с, но если предварительно разогреть камеру двигателя до 100°C , удельный импульс тяги составит уже ~ 100 с.

В смеси тридайн, которую разработали в фирме Rocketdyne, для повышения удельного импульса тяги в газовых двигателях не требовался нагреватель — подогрев смеси производился за счет энергии химических реакций. Этого достигли добавлением в инертный газ небольших долей горючего и окислителя, а конкретно — водорода и кислорода, которые при горении повышали температуру основного газа. Реакция горения в таком двигателе инициировалась за счет катализатора [17], расположенного в камере: при контакте с катализатором горючее (водород) и окислитель (кислород) вступали в экзотермическую реакцию окисления с образованием воды.

Упрощенно схема работы такого двигателя представлена на рис. 2. Температура смеси, вступившей в реакцию, и удельный импульс тяги двигателя может меняться в зависимости от процентного соотношения компонентов в газовой смеси.

Для оценки влияния состава газовой смеси азота, водорода и кислорода на удельный импульс тяги был проведен термодинамический расчет в специализированном программном комплексе (СПК) Terra [18] разработки Московского государственного университета им. Н.Э. Баумана, который предназначен для расчета произвольных систем с химическими и фазовыми превращениями. Расчет проводился при давлении в камере $p_k = 0,2$ МПа, геометрической степени расширения сопла $\bar{F}_a = 90$ и фиксированных мольных долей кислорода в смеси 4,2%, 5% и 7%. Результаты расчета представлены на рис. 3.

Как следует из графиков, с ростом доли кислорода повышается удельный импульс тяги: при

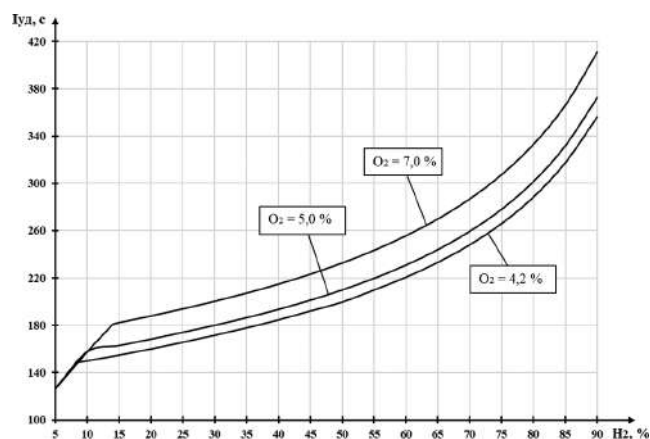


Рис. 3. Зависимость идеального удельного импульса тяги двигателя от процентного состава смеси при фиксированной концентрации O_2

увеличении доли кислорода в смеси на 2% удельный импульс возрастает на ~ 20 с.

С ростом доли водорода H_2 в смеси (при фиксированной концентрации кислорода) удельный импульс тяги возрастает от 130 с (при $H_2 = 5\%$) до 350 с (при $H_2 = 90\%$).

На рис. 4 представлен расчет равновесных концентраций продуктов сгорания в зависимости от процентного состава смеси при фиксированной объемной доле кислорода $O_2 = 5\%$. Расчет проводился в СПК Terra, основной состав продуктов сгорания включал: азот N_2 , водород H_2 , аммиак NH_3 и воду H_2O .

Из анализа представленных выше графиков можно сделать вывод, что увеличение удельного импульса тяги связано с увеличением доли водорода в продуктах сгорания, то есть двигатель работает большей частью как горячий газовый двигатель на водороде.

Важно учитывать, что, хотя увеличение доли водорода выглядит энергетически выгодным, хранение водорода сопряжено с технологическими и

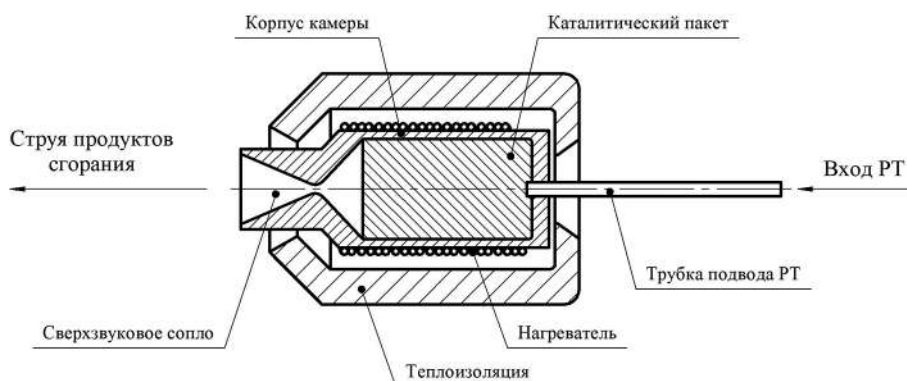


Рис. 2. Схема газового двигателя на смеси тридайн

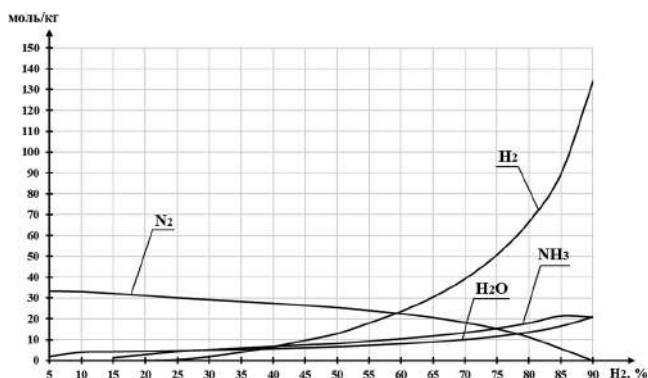


Рис. 4. Зависимость равновесных концентраций продуктов сгорания тридайна от процентного состава смеси при фиксированной концентрации $O_2 = 5\% = \text{const}$

массово-габаритными проблемами: водород склонен к утечкам и требует большого объема баллонов из-за низкой плотности заправки.

2. Испытания двигателей на смеси тридайн в ОКБ «Факел»

В ОКБ «Факел» были проведены исследовательские испытания двигателей на газовой смеси тридайн. Испытания проводились на базе серийных гидразиновых двигателей, которые были модифицированы под данную задачу, внешний вид двигателя представлен на рис. 5.

Состав газовой смеси выбирался из следующих соображений:

- обеспечение взрывобезопасности;
- температура продуктов сгорания должна быть ниже рабочей температуры камеры и катализатора;
- получение оптимального удельного импульса тяги.

В камере разложения использовался насыпной платиновый катализатор К-302. Принимая

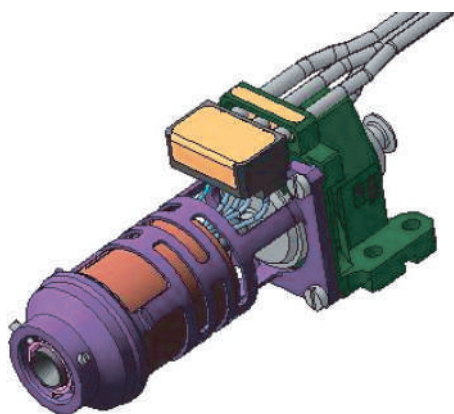


Рис. 5. Внешний вид двигателя для испытаний на смеси тридайн

во внимание допустимые рабочие температуры материалов камеры сгорания, было выбрано два состава смеси, концентрация кислорода в которых не превышала 7%:

- состав № 1: $N_2 - 25\%$, $H_2 - 68\%$, $O_2 - 7\%$;
- состав № 2: $N_2 - 5,5\%$, $H_2 - 90,3\%$, $O_2 - 4,2\%$.

Испытания проводились на двух двигателях: в первом размеры фракций катализатора составляли от 0,8 до 1,25 мм (условное обозначение двигателя Д1), во втором – 2 мм (условное обозначение двигателя Д2). Оба двигателя сначала испытывались на смеси с составом № 1, затем на смеси с составом № 2.

Во время огневых испытаний вакуум поддерживался не хуже $1 \cdot 10^{-4}$ мм рт. ст., давление РТ на входе в двигатель обеспечивалось в диапазоне от 0,10 до 0,21 МПа, начальная температура камеры поддерживалась в диапазоне от 20°C до 300°C стендовыми системами.

В результате испытаний двигателей на смеси тридайн в ОКБ «Факел»:

- удельный импульс тяги для первой смеси на непрерывных режимах составил от 190 до 210 с, для второй смеси – от 270 до 288 с;
- максимальная температура камеры на непрерывном установившемся режиме для первой смеси на двигателе Д1 составила 950°C, на двигателе Д2 – 1090°C, для второй смеси на двигателе Д1 составила 310°C, на двигателе Д2 – 250°C;
- время выхода на установившийся режим не зависит от начальной температуры камеры и составляет менее 0,01 с;
- была показана принципиальная возможность организации процесса сгорания газовых смесей со значительным избытком водорода в вакуумных условиях в непрерывных и импульсных режимах работы;
- достигнутое значение удельного импульса тяги составило ~ от 80 до 84% от теоретического;
- горение топлива происходило даже при начальной температуре камеры 20°C, отказов при запуске зафиксировано не было, из чего следует, что в таком двигателе можно отказаться от предварительного электрического нагрева камеры двигателя, тем самым уменьшив энергопотребление.

На рис. 6 представлен график теоретического удельного импульса тяги (см. рис. 4), на котором нанесены экспериментальные точки, полученные в ОКБ «Факел» и в университете Вашингтона [12].

3. Сравнительная оценка эффективности использования смеси тридайн

Для оценки целесообразности использования тридайна в качестве РТ было проведено сравнение заправочных характеристик газовой двигательной

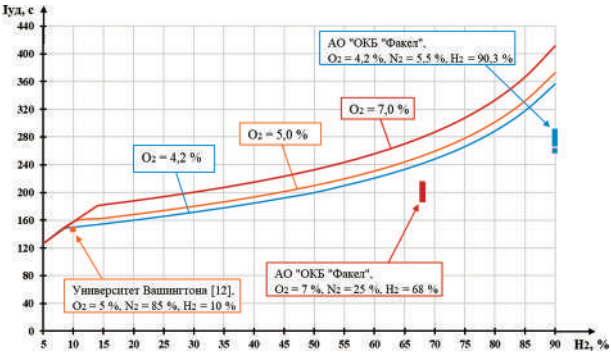


Рис. 6. Экспериментальные точки, нанесенные на график идеального удельного импульса тяги

установки (ГДУ) размером 1,5U разработки ОКБ «Факел» [19, 20], сравнение проводилось между заправкой ГДУ газообразным азотом (штатное РТ) и тридайн. Внешний вид ГДУ представлен на рис. 7. В данной ГДУ заправка РТ осуществляется в три газовых баллона объемом 0,07 л.

Результаты расчета заправки ГДУ азотом и тремя смесями тридайн, рассмотренных ранее, представлены в таблице. Данные приведены для

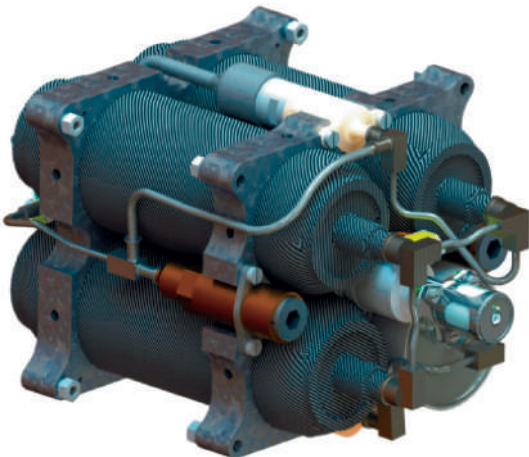


Рис. 7. ГДУ разработки ОКБ «Факел»

давления заправки 35 МПа и температуре рабочего тела — плюс 20°С. Расчет проводился в программе REFPROP, разработанной национальным институтом Стандартизации и Технологии США (the National Institute of Standards and Technology (NIST)) [21].

В данном расчете наибольший интерес представляет суммарный импульс тяги, по нему можно наиболее полно судить об экономичности заправляемой ГДУ, т.е. при заправке каким РТ ГДУ будет функционировать дольше (при фиксированном объеме баллонов). Значение суммарного удельного импульса ГДУ, заправленной азотом, составляет 52,6 Н · с, что почти в два раза меньше значения суммарного удельного импульса ГДУ, заправленной смесью фирмы Rocketdyne с процентным составом смеси: N₂ — 85%, H₂ — 10%, O₂ — 5%.

Для определения оптимальных составов смесей тридайн был проведен дополнительный расчет суммарного удельного импульса тяги ГДУ в зависимости от процентного состава смеси при фиксированных мольных долях кислорода в смеси 4,2%, 5% и 7%. Расчет проводился при давлении газа в баллонах 35 МПа. График, построенный по результатам этого расчета, представлен на рис. 8, по оси ординат показаны значения расчетного суммарного удельного импульса, по оси абсцисс — процентное содержание водорода в смеси. Расчет проводился для идеального удельного импульса тяги (без учета потерь), значения которого для разных составов смеси тридайн представлены на рис. 3.

Наибольший суммарный удельный импульс тяги можно получить при стехиометрическом соотношении кислорода и водорода в смеси: на рисунке стехиометрическому соотношению соответствуют максимумы графиков. При дальнейшем повышении доли водорода в смеси суммарный импульс тяги снижается вследствие уменьшения плотности заправки. Из рассматриваемых смесей наибольшим суммарным импульсом обладает смесь с составом:

Характеристики рабочих тел

Рабочее тело	Состав	Действительный удельный импульс, с	Плотность газа в баллонах, кг/м ³	Масса заправляемого газа, кг	Суммарный удельный импульс, Н · с
Азот (холодный)	N ₂	75	335,1	0,0715	52,6
Тридайн	N ₂ — 85% H ₂ — 10% O ₂ — 5%	146	308,0	0,0657	94,1
	N ₂ — 25% H ₂ — 68% O ₂ — 7%	205	124,2	0,0265	53,3
	N ₂ — 5,5% H ₂ — 90,3% O ₂ — 4,2%	275	54,3	0,0116	31,3

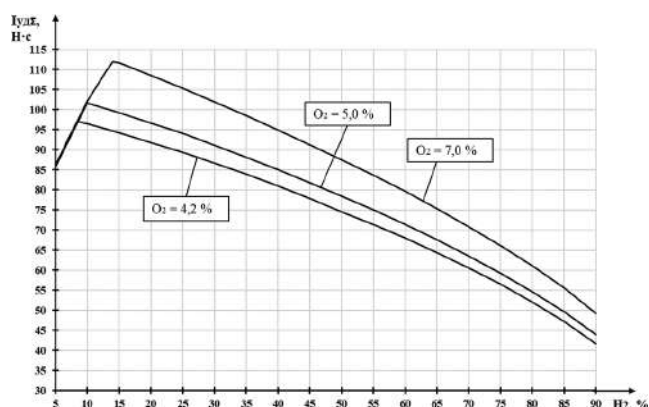


Рис. 8. Зависимость суммарного удельного импульса тяги от процентного состава смеси при фиксированной концентрации O₂

N₂ – 79%, H₂ – 14%, O₂ – 7% ($I_{уд.Σ} = 102 \text{ Н} \cdot \text{с}$), но температура в камере сгорания двигателя при таком соотношении будет составлять порядка 1000°C, что следует учитывать при проектировании конструкции двигателя. Таким образом, при выборе состава смеси для получения максимального суммарного удельного импульса тяги следует выбирать смесь со стехиометрическим соотношением водорода и кислорода 2 : 1 соответственно, учитывая при этом рост температуры в камере двигателя при повышении доли кислорода в смеси.

Выводы

К настоящему времени разработками двигателей на тридаине занимались в американской фирме Rocketdyne и университете Вашингтона, состав смеси, используемый в их двигателях: N₂ – 85%, H₂ – 10% и O₂ – 5%.

В ОКБ «Факел» были испытаны двигатели на двух составах: N₂ – 25%, H₂ – 68%, O₂ – 7% и N₂ – 5,5%, H₂ – 90,3%, O₂ – 4,2%, в результате которых была показана принципиальная возможность организации процесса сгорания газовых смесей со значительным избытком водорода.

С точки зрения величины удельного импульса тяги из рассмотренных смесей наибольший интерес представляет смесь, испытанная в ОКБ «Факел», с составом N₂ – 5,5%, H₂ – 90,3%, O₂ – 4,2%. Благодаря большой доли водорода его величина составляет порядка 270 с. С точки зрения суммарного удельного импульса смесь фирмы Rocketdyne имеет более высокие показатели вследствие более высокой плотности заправки. Суммарный удельный импульс можно увеличивать, добавляя в смесь большие доли водорода и кислорода в стехиометрическом соотношении, однако при этом будет расти температура в камере.

В сравнении с азотом тридаин представляет больший интерес в качестве газообразного рабочего

тела, так как для этой смеси не требуется электрический нагреватель для повышения характеристик двигателя. Кроме того, такое рабочее тело может стать одной из альтернатив гидразину для применения на малых космических аппаратах и кубсатах.

Список источников

1. Абраменков Г.В., Вертаков Н.М., Дронов П.А. и др. Ракетные двигатели АО «ОКБ «Факел» для космических аппаратов — опыт лётного применения и новые разработки // Космическая техника и технологии. 2023. № 4(43). С. 36–55. EDN CCTTMW
2. Нестеренко А.Н. ОКБ «Факел»: Филиал ОКБ «Заря». Филиал института двигателей. Предприятие п/я 3740. Калининградское отделение лаборатории двигателей АН СССР: к 50-летию предприятия /Под. ред. В.М. Мурашко. Калининград: РА Полиграфыч, 2023. 359 с.
3. Гоца Д.А., Нестеренко А.Н., Румянцев А.В. Выбор конструкционных материалов для термokatалитического двигателя малой тяги на экологически чистом монотопливе // Вестник Балтийского федерального университета им. И. Канта. Серия: Физико-математические и технические науки. 2016. № 1. С. 59–65. EDN VWPEGB
4. Гоца Д.А. Разработка и исследование лабораторной модели термokatалитического двигателя малой тяги на экологически чистом монотопливе // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 3. С. 34–42. EDN YTNXXV
5. Гоца Д.А., Кузьмина О.П. Электротермокatalитический двигатель с номинальной тягой 5 Н с многослойной камерой сгорания, выполненной методом электрохимии, функционирующий на экологически безопасном монотопливе // Молодежь и будущее авиации и космонавтики: сборник аннотаций XI Всероссийского межотраслевого молодежного конкурса научно-технических работ и проектов (18–22 ноября 2019; Москва). М.: Изд-во МАИ, 2019. С. 74–75. EDN LMAWET
6. Дворянцева Е.А., Вертаков Н.М. Оценка возможности создания двигателя на газообразных кислороде и водороде с тягой до 10 Н // Материалы III Отраслевой научно-практической конференции и VIII Всероссийской научно-технической конференции (02 – 04 октября 2024; Самара): сборник тезисов. Самара: Изд-во СФИЦ РАН, 2024. С. 146–148. EDN HOLQTP
7. Zillmer A.J. Catalyzed hot gas heating system for pipes. Patent US8925543 B2, 06.01.2015.
8. Barber H.E., Buell C.H. Tridyne attitude control thruster investigation. Final report No. NASA-CR-109829. 1970.
9. Barber H.E., Falkenstein G.L., Buell C.A., et al. Microthrusters employing catalytically reacted N₂-O₂-H₂ gas mixtures, Tridyne // Journal of Spacecraft and Rockets. 1971. Vol. 8. No. 2, pp. 111–116. DOI: 10.2514/3.30229
10. Cohen B.S., Legge R.S. Optimization of a small satellite tridyne propulsion system // IEEE Aerospace Conference

- (01–08 March 2014; Big Sky, MT, USA). DOI: 10.1109/AERO.2014.6836182
11. Barber H.E. Advanced pressurization systems technology program. Final report No. AFRPL-TR-66-278. 1966.
 12. Henderson B., Hermanson J.C., Knowlen C. Development of a Tridyne Propulsion System for CubeSat Applications // AIAA Scitech Forum (11–15 & 19–21 January 2021; virtual event). DOI: 10.2514/6.2021–2028
 13. De Groot W., Oleson S. Chemical microthruster options // 32nd Joint Propulsion Conference and Exhibit (01–03 July 1996; Lake Buena Vista, FL, USA). DOI: 10.2514/6.1996-2868
 14. Lewis J.C., Yankura G.A., Bame D.P. A Propulsion System for a Scientific Micro/Nanospacecraft. Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology. 2000.
 15. Пирумов У.Г. Течение газа в соплах. М.: Изд-во Московского Университета, 1978. 288 с.
 16. Рыжков В.В., Морозов И.И. Математическое моделирование и параметрическое исследование течения закрученного турбулентного однокомпонентного потока рабочего тела в транс-и сверхзвуковой областях сопел Лавала // Вестник СГАУ. 2009. № 3-2(19). С. 382–391. EDN LLWRCV
 17. Алымов М.И., Рубцов Н.М., Трошин К.Я. Каталитическое воспламенение смесей водорода и водорода с углеводородами с кислородом и воздухом над благородными металлами. М.: Изд-во РАН, 2023. 252 с.
 18. Трусов Б.Г. Программная система ТЕРРА для моделирования фазовых и химических равновесий при высоких температурах // III Международный симпозиум «Горение и плазмохимия». Алматы: «Казак университеті», 2005. С. 24–26.
 19. Прохоренко И.С., Каташов А.В., Каташова М.И. Газовая двигательная установка коррекции для наноспутников // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28. № 2. С. 152–165. DOI: 10.34759/vst-2021-2-152-165 EDN KOKXKM
 20. Пятых И.Н., Каташов А.В., Сеницын А.П. и др. Определение режимов термостатирования при орбитальном функционировании газовой двигательной установки // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 3. С. 117–124. EDN TIZKOC
 21. Lemmon E.W., Huber M.L., McLinden M.O. NIST standard reference database 23. Reference fluid thermodynamic and transport properties-REFPROP. Version 10.0. National Institute of Standards and Technology. Standard Reference Data Program, Gaithersburg, 2018, pp. 45–46. URL: <https://pages.nist.gov/REFPROP-docs/>
- ## References
1. Abramenzon GV, Vertakov NM, Dronov PA, et al. Propulsion units of JSC EDB Fakel for spacecraft - flight experience and new developments. *Space Engineering and Technology*. 2023;43(4):36–55. (In Russ.).
 2. Nesterenko AN. *OKB Fakel: A branch of OKB Zarya. Branch of the Institute of Engines. Enterprise p/I 3740. Kaliningrad Branch of the Laboratory of Engines of the USSR Academy of Sciences: on the 50th anniversary of the enterprise*. Kaliningrad: Poligrafych; 2023. 359 p. (In Russ.).
 3. Goza DA, Nesterenko AN, Rumyantsev AV. The choice of structural materials for thermo thruster on clean monopropellant. *Vestnik Baltiiskogo federal'nogo universiteta im. I. Kanta. Seriya: Fiziko-matematicheskie i tekhnicheskie nauki*. 2016(1):59–65. (In Russ.).
 4. Goza DA. Development and investigation of laboratory model low-thrust thermal catalytic thruster on “green propellant”. *Aerospace MAI Journal*. 2017;24(3):34–42. (In Russ.).
 5. Goza DA, Kuz'mina OP. Electrothermocatalytic engine with a nominal thrust of 5 N with a multilayer combustion chamber made by electrochemistry, operating on environmentally safe monofilament. *Materialy XI Vserossiiskogo mezhotraslevogo molodezhnogo konkursa nauchno-tekhnicheskikh rabot i proektov “Molodezh' i budushchee aviatsii i kosmonavtiki” (November 18–22, 2019; Moscow)*. Moscow: MAI, 2019. p. 74–75. (In Russ.).
 6. Dvoryantseva EA, Vertakov NM. Assessment of the possibility to create a gaseous oxyhydrogen thruster up to 10 N thrust. *Materialy III Otrasevoi nauchno-prakticheskoi konferentsii i VIII Vserossiiskoi nauchno-tekhnicheskoi konferentsii (October 02–04, 2024; Samara)*. Samara: SFITs RAN, 2024. p. 146–148. (In Russ.).
 7. Zillmer AJ. *Catalyzed hot gas heating system for pipes*. Patent US8925543 B2, 06.01.2015.
 8. Barber HE, Buell CH. *Tridyne attitude control thruster investigation*. Final report No NASA-CR-109829. 1970.
 9. Barber HE, Falkenstein GL, Buell CA, et al. Microthrusters employing catalytically reacted N₂-O₂-H₂ gas mixtures, Tridyne. *Journal of Spacecraft and Rockets*. 1971;8(2):111–116. DOI: 10.2514/3.30229
 10. Cohen BS, Legge RS. Optimization of a small satellite tridyne propulsion system. *IEEE Aerospace Conference (March 01–08, 2014; Big Sky, MT, USA)*. DOI: 10.1109/AERO.2014.6836182
 11. Barber HE. *Advanced pressurization systems technology program*. Final report No AFRPL-TR-66-278. 1966.
 12. Henderson B, Hermanson JC, Knowlen C. Development of a Tridyne Propulsion System for CubeSat Applications. *AIAA Scitech Forum (January 11–15 & 19–21, 2021; virtual event)*. DOI: 10.2514/6.2021–2028
 13. De Groot W, Oleson S. Chemical microthruster options. *32nd Joint Propulsion Conference and Exhibit (July 01–03, 1996; Lake Buena Vista, FL, USA)*. DOI: 10.2514/6.1996-2868
 14. Lewis JC, Yankura GA, Bame DP. *A Propulsion System for a Scientific Micro/Nanospacecraft*. Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology. 2000.
 15. Pirumov UG. *Gas flow in nozzles*. Moscow: Moskovskii Universitet; 1978. 288 p. (In Russ.).

16. Ryzkov VV, Morozov II. Mathematical modelling and parametric research of flow of the twisted turbulent single-component stream of the propulsive mass in the trans- and supersonic areas of laval nozzles. *Vestnik SGAU*. 2009;19(3-2):382-391. (In Russ.).
17. Alymov MI, Rubtsov NM, Troshin KYa. *Catalytic ignition of mixtures of hydrogen and hydrogen with hydrocarbons with oxygen and air above noble metals*. Moscow: RAS; 2023. 252 p. (In Russ.).
18. Trusov BG. *TERRA software system for modeling phase and chemical equilibria at high temperatures. III Mezhdunarodnyi simpozium "Gorenie i plazmokhimiya"*. Almaty: Kazakh University; 2005. p. 24-26. (In Russ.).
19. Prokhorenko IS, Katashov AV, Katashova MI. Gas propulsion correcting unit for nanosatellites. *Aerospace MAI Journal*. 2021;28(2):152-165. (In Russ.). DOI: 10.34759/vst-2021-2-152-165
20. Pyatykh IN, Katashov AV, Sinitsin AP, et al. Thermostating modes determining at gas-powered propulsion unit orbital functioning. *Aerospace MAI Journal*. 2023;30(3):117-124. (In Russ.).
21. Lemmon EW, Huber ML, McLinden MO. *NIST standard reference database 23: reference fluid thermodynamic and transport properties-REFPROP*. Version 10.0. National Institute of Standards and Technology. Standard Reference Data Program, Gaithersburg; 2018. p. 45-46. URL: <https://pages.nist.gov/REFPROP-docs>

Статья поступила в редакцию / Received 16.05.2025
 Одобрена после рецензирования / Revised 26.05.2025
 Принята к публикации / Accepted 02.06.2025