

## «Чистая» перекись

**И.Афанасьев**

Новые компоненты топлива в арсенале современной ракетно-космической техники появляются нечасто. В последнее время привлекает к себе внимание такое давно известное и широко применяемое в промышленности вещество, как перекись водорода.

Вот что говорится о перекиси в энциклопедии «Космонавтика» под редакцией В.П.Глушко: « $H_2O_2$  относится к простейшим перекисям. В ракетно-космической технике применяется как высококипящий окислитель или однокомпонентное ракетное топливо, а также источник парагаза для привода турбонасосного агрегата (ТНА). Используется в виде водного раствора высокой (до 99%) концентрации. Прозрачная жидкость без цвета и запаха с «металлическим» привкусом. Плотность – 1448 кг/м<sup>3</sup> (при 20°C),  $t$  замерзания -1°C,  $t$  кипения 150°C. Слабо токсична, при попадании на кожу вызывает ожоги, с некоторыми органическими веществами образует взрывчатые смеси. Чистые растворы достаточно стабильны (скорость разложения обычно не превышает 0.6% в год); в присутствии следов ряда тяжелых металлов (напр., медь, железо, марганец, серебро) и др. примесей разложение ускоряется и может переходить во взрыв... Под воздействием катализаторов (напр., продуктов коррозии железа) разложение перекиси водорода на кислород и воду идет с выделением энергии, при этом температура продуктов реакции (парагаза) зависит от концентрации перекиси: 500°C при 80%-ной концентрации и 1000°C при 99%-ной. Лучше всего совместима с нержавеющей стали и чистым алюминием. В промышленности получают гидролизом надсерной кислоты  $H_2S_2O_8$ , образующейся при электролизе серной кислоты  $H_2SO_4$ ».

Таким образом, при использовании катализатора высококонцентрированная перекись водорода (ВПВ) может служить однокомпонентным топливом. К сожалению, по «энергетике» оно уступает гидразину и некоторым сложным химическим соединениям (в частности, «жидким порохам» – тетранитрометану и т.п.), но превосходит их по «экологии», стоимости, простоте и безопасности применения.



Самолетный двигатель Walter 109-509.

ВПВ сама не горит, но может вызвать пожар при соприкосновении с горючими материалами. Лучшим средством борьбы с пожаром является вода. Она не только сбивает образовавшееся пламя, но и разбавляет перекись водорода, уменьшая ее активность.

Чистая перекись водорода не детонирует ни при механическом ударе, ни при пулевом

простреле. Однако в смеси со многими органическими жидкостями (спиртами, кетонами, гликолями, бензолом, толуолом и др.) является взрывоопасным продуктом, чувствительным к детонации или нагреванию.

Перекись водорода всегда медленно разлагается, но может храниться в специальных вентилируемых баках довольно долго; при этом ее концентрация понижается всего лишь на 2% в год. Вследствие выделения кислорода долго хранить перекись в изолированных баках нельзя. Этот довольно серьезный недостаток мешает ее широкому применению в ракетно-космической технике.

ВРВ и продукты ее разложения не являются ядовитыми в обычном смысле этого слова, но могут вызывать сильные раздражения кожных покровов, слизистых оболочек и дыхательных путей.

При введении горючего в процессе каталитического разложения ВРВ происходит спонтанное воспламенение смеси из-за высокой температуры продуктов разложения перекиси. Это облегчает зажигание, остановку и повторный запуск двигателя. Истекающие газы имеют сравнительно невысокую температуру, малую молекулярную массу и, как следствие, довольно высокий удельный импульс. По этим характеристикам топливо «ВРВ – углеводороды» сопоставимо с парой «азотный тетроксид (АТ) – несимметричный диметилгидразин (НДМГ)».

В настоящее время производство ВРВ обходится дороже, чем окислителей на основе окислов азота и азотной кислоты. Высокая стоимость является большим недостатком, и, если бы ее можно было снизить, ВРВ, несомненно, стала бы одним из самых лучших долгохраняемых окислителей.

Перекись водорода начала широко применяться примерно в 1885 г., но первым, кто признал потенциальную возможность ее использования в ракетных двигателях, был немец Хелльмут Вальтер (Hellmuth Walter), создавший для этих целей собственную компанию в Киле в 1935 г. По его заказам в Германии начала производиться перекись 80%-ной концентрации.

Первый самолет с ЖРД Вальтера, Heinkel He-176, полетел в 1938 г. Он использовал т.н. «холодный» ускоритель взлета тягой 590 кгс, в котором ВРВ разлагалась при одновременном введении в камеру жидких катализаторов.

Температура каталитической реакции разложения 80%-ной перекиси водорода при введении растворенного катализатора недостаточно велика для воспламенения обычных горючих типа керосина или спирта. Поэтому Вальтер разработал горючее C-Stoff<sup>1</sup>, которое загоралось при контакте с доступным окислителем. Оно использовалось в «горячем» двигателе Walter 109-509 тягой 1500/300 кгс, приводя в движение самолет-«бесхвостку» – истребитель-перехватчик Messerschmitt 163B «Комета» (Komet).

Этот интересный самолет был весьма труден в пилотировании и эксплуатации; его спуск проходил в планирующем режиме, а посадка – на хвостовое колесо и подфюзеляжную лыжу. Двигательная установка (ДУ) была достаточно «сырой», ненадежной и опасной. Низкое качество окислителя, возможно, также «внесло свой вклад» в трудности с самолетом.

---

<sup>1</sup> Гидразин-гидрат (30%), метиловый спирт (57%), вода (13%).



Самолетный ускоритель Super Sprite.

Второе главное усовершенствование, сделанное британцами, – разработка катализационных пакетов из посеребрённых металлических сеток для разложения перекиси.

Поставка 85%-ной ВПВ и введение сетчатых катализаторов сделали ЖРД на перекиси водорода и керосине жизнеспособными, благодаря чему англичанам удалось в короткое время разработать целый спектр ДУ на перекиси.

Британские ВМС в то время заинтересовались возможностью использования таких ДУ в субмаринах, а Королевские ВВС желали увеличить скороподъёмность своих реактивных самолетов.

Одними из первых фирмой de Havilland были разработаны ускорители Sprite (с «холодным» перекисным ЖРД) и Super Sprite (с «горячим» ЖРД) для облегчения взлета тяжелых бомбардировщиков Comet и Victor. Затем была начата параллельная разработка двух истребителей-перехватчиков с комбинированной ДУ: ракетный ускоритель служил для подъема и маневра, а небольшой турбореактивный – для маневра, снижения и посадки. Вариант Saunders Roe SR 53 оснащался ускорителем SuperSpectre фирмы de Havilland, а самолет Avro 720 фирмы Hawker Siddeley – ЖРД Screamer («Крикун») фирмы Armstrong Siddeley на жидком кислороде и керосине.

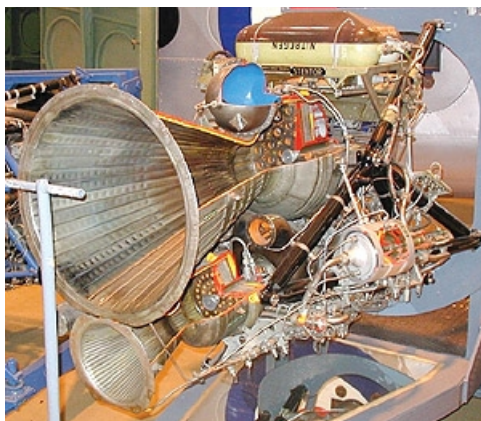
Тем не менее как «холодные», так и «горячие» двигатели Вальтера широко применялись в Германии в период Второй мировой войны. ВПВ стала тогда в стране одним из наиболее широко употребляемых окислителей (кроме ЖРД для самолетов и ракет, она использовалась в ДУ скоростных катеров, подводных лодок и торпед) и производилась в больших количествах (82–83%-ной концентрации). К концу войны еженедельный темп производства достигал 16 тыс тонн.

Немцы применяли ВПВ для привода турбонасосного агрегата самого мощного ЖРД того времени, который был установлен на ракете V-2. В качестве катализатора применялся раствор перманганата кальция, что приводило к очень «грязному» выхлопу.

После разгрома Третьего рейха все разработки немецких ракетчиков достались странам-победительницам. Сама же Германия фактически лишилась ракетной техники. Только через долгие 20 лет робкие и неуверенные разработки немецких специалистов нашли свое воплощение сначала в неудачной РН Еурога, а потом в гораздо более успешной Ariane. Хотя, честно говоря, они весьма слабо смотрятся на фоне взлета конструкторской мысли Германии 1935–1945 гг.

После войны основной «наследницей» достижений ракетной индустрии Германии в части ВПВ стала британская промышленность. Первоначально во всех испытаниях в Великобритании использовалась исключительно немецкая 80%-ная перекись, но вскоре появилась необходимость в более чистом продукте повышенной концентрации. Стало ясно, что захваченные запасы

недостаточны, чтобы продемонстрировать потенциальную возможность окислителя. Компания Laporte Chemicals приступила к производству 85%-ной перекиси водорода адекватного качества.



Двухкамерный двигатель Stentor для крылатой ракеты Blue Steel.

Разработка последнего двигателя продвигалась тяжело: большие трудности с зажиганием и охлаждением ЖРД, невозможность эффективно регулировать тягу в широком диапазоне, сильные взрывы при нештатной работе ДУ. Проблемы, связанные с жидким кислородом, а также с обслуживанием криогенных систем, на этом этапе преодолеть не удалось.

Таким образом, принятие топливной пары «перекись водорода – керосин» для Великобритании стоило дорого, но было абсолютно осознанным.

Двигатель Gamma использовал блок катализаторов из покрытых серебром проволочных сеток. Катализатор имел ресурс примерно 2 часа при том, что сам ЖРД имел ресурс 20 час. Таким образом, основной задачей проектантов было создание катализатора с большим ресурсом.

ЖРД Gamma был построен по простой незамкнутой схеме со сравнительно невысоким давлением в камере сгорания. ВПВ проходила через катализатор, где разлагалась на свободный кислород и пар с температурой 500°C. Через форсунки в камеру впрыскивался керосин; смешиваясь с парогазом, он воспламенялся от теплоты последнего. Температура горения в критическом сечении не превышала 2300°C. ЖРД продолжал работать на ВПВ, когда кончался керосин, но тяга при этом падала вдвое. Каждая камера могла качаться в одностепенном кардановом подвесе для управления ракетой. Полеты ракет Black Knight были весьма успешными.

Развитием этого направления стали восьмикламерный ЖРД Gamma 8 первой ступени PH Black Arrow и двухкамерный ЖРД Gamma 2 с удлиненными «вакуумными» соплами для использования на второй ступени той же ракеты. С помощью PH Black Arrow Великобритания стала космической державой (НК №2, 2004, с.62-65). К сожалению, после закрытия английской космической программы

все работы в области создания ЖРД (в т.ч. и на перекиси водорода) были свернуты.

В конце 1940-х и начале 1950-х разработки Ракетного учреждения RPE (Rocket Propulsion Establishment) в Уэскотте (Бэкингемшир) привели к появлению двигателей серий «Альфа», «Бета» и «Гамма». В аэробаллистической ракете Blue Steel («Вороненая сталь») класса «воздух-воздух» использовался двухкамерный двигатель Stentor фирмы Armstrong Siddeley, работающий на ВПВ и керосине. На первых вариантах высотной ракеты Black Knight («Черный рыцарь») стоял разработанный в RPE четырехкамерный ЖРД Gamma 201, позже замененный на улучшенный вариант Gamma 301.

С 1960 г. фирма Bristol Siddeley, как стала называться компания Armstrong Siddeley, предложила ракету на топливе «ВПВ – керосин». Это был увеличенный в размерах Black Knight с двигателями Stentor, заменяющими «Гамму». Он стал базой для предложенной фирмой Bristol Siddeley спутниковой РН.

В СССР интенсивные исследования по использованию ВПВ в качестве окислителя для мощных ЖРД начались с 1960-х годов. В частности, Конструкторское бюро энергетического машиностроения (КБЭМ; ныне – НПО «Энергомаш» им. академика В.П.Глушко) в соответствии с постановлением Правительства от 23.03.1960 приступило в плане НИР к созданию высотного двигателя РД-502 тягой 10 тс на топливной паре «ВПВ-98<sup>1</sup> – пентаборан» и практическому решению всего комплекса вопросов внедрения нового эффективного высококипящего топлива.

Основная цель указанных разработок – получение высокого удельного импульса (380 сек). Это существенно (на 50 сек) превышало удельный импульс всех ранее освоенных высококипящих топлив и на 30 сек – пары «кислород – керосин».

Освоение ВПВ принципиально открывало огромную перспективу: при замене пентаборана гидридом бериллия полученное высококипящее топливо мало уступало по своей энергетике наиболее эффективной криогенной топливной паре «фтор – водород». На переходном этапе между пентабораном и гидридом бериллия можно было бы рассматривать различные суспензии (в частности, суспензию алюминия в гидразине).

Двигатель РД-502 разрабатывался по схеме с дожиганием в камере сгорания ( $p_k = 150$  кгс/см<sup>2</sup>) высокотемпературных продуктов разложения ВПВ, служащих рабочим телом привода турбины ТНА. Разложение ВПВ предусматривалось в однокомпонентном газогенераторе с использованием твердого катализатора. Ввиду недостаточной охлаждающей способности пентаборана охлаждение камеры осуществлялось окислителем. Система регулирования тяги двигателя основывалась на не использовавшейся ранее в двигателестроении схеме перепуска части ВПВ в обвод газогенератора и турбины с впрыском ее в затурбинный тракт.

В результате многолетних многопрофильных работ была подтверждена принципиальная возможность создания ЖРД на высококипящем топливе «ВПВ-98 – пентаборан» с удельным импульсом 380 сек.

Дальнейшие работы по освоению ВПВ продолжались в КБЭМ с 1972 г. применительно к двигателю РД-510 на топливной паре «ВПВ – керосин». Разработка велась по техническому заданию ЦКБЭМ, предусматривавшему создание 12-тонного ЖРД, регулируемого в широком диапазоне, с многократным запуском и большим ресурсом, для блока мягкой посадки и взлета лунного ракетного комплекса Н-1 – Л-3М.

---

1 98%-ной концентрации.

Разработка началась в 1969 г. и продолжалась до 1973 г. Далее в связи с прекращением разработки комплекса Н-1 – Л-3М работы по РД-510 продолжились уже как научно-исследовательские с задачей создания экспериментального двигателя для дальнейшего освоения ВПВ и создания научно-технического задела по двигателю на этом окислителе.

Эффективность внедрения указанной топливной пары обеспечивалась главным образом двумя обстоятельствами: во-первых, улучшаются баллистические характеристики ракеты за счет повышенной плотности топлива по сравнению с освоенным штатным топливом (АТ-НДМГ) при практически тех же значениях удельного импульса<sup>1</sup>; во-вторых, использование ВПВ в паре с керосином позволяет решить проблемы экологической безопасности.

Двигатель РД-510 разрабатывался по той же замкнутой схеме, что и РД-502. Замена пентаборана керосином обусловила, естественно, возврат к традиционной схеме охлаждения камеры керосином. Это позволило не только существенно улучшить массовые характеристики двигателя, но и уменьшить количество теплоты, остающейся в конструкции двигателя после его выключения. Последнее обстоятельство особенно важно учитывать для ЖРД многократного включения в полете при наличии ограничений на интервалы времени между включениями.



Единственный перекисной двигатель, который «увидел космос» – Gamma 8 для первой ступени РН Black Arrow.

Разработке двигателя РД-510 предшествовал большой объем экспериментальных работ на установках с вытеснительной системой подачи, в результате которых был экспериментально подтвержден на полноразмерной камере удельный импульс на топливе «ВПВ – керосин», выбраны основные направления в разработке смесительных головок, оценено влияние завес на охлаждение камеры и удельный импульс (проведено 250 испытаний на 89 установках). Для автономной отработки ТНА и газогенератора были созданы экспериментальные установки. В целях ускорения отработки общедвигательных задач были созданы экспериментальные ЖРД (проведено 141 испытание на 67 двигателях). Был выполнен большой цикл расчетно-экспериментальных исследований по оптимизации схемы регулирования двигателя, эффективной в условиях 10-кратного дросселирования.

В 1979 г. в связи с большой нагрузкой КБЭМ «кислородной» тематикой работы по двигателю РД-510 были приостановлены.

В целом в результате работ по ВПВ создан весомый научно-технический и конструкторский задел, позволяющий при необходимости начать практическую разработку перекисьводородного ЖРД в сжатые сроки.

Работа по освоению ВПВ проводилась КБЭМ в постоянном тесном сотрудничестве с основными профильными научно-исследовательскими и учебными заведениями: Институтом катализа СО АН СССР, ГНИИХТЭОС (разработка катализатора для разложения ВПВ), ГИПХ (исследование

<sup>1</sup> Для РД-510 экспериментально подтвержден пустотный импульс 329.5 сек.



охлаждающих и теплофизических свойств ВПВ, работы по совместимости материалов, разработка катализатора и др.) и совместно с НИИ-25 МО, ИРЕА и ИХФ АН СССР – работы по повышению стабильности ВПВ (стабильность при хранении доведена до потери концентрации, не превышающей 0.1% в год), ЭНИН им. Г.М.Кржижановского (исследование охлаждающих свойств РГ-1 и циклина) и др.

Общее состояние работ по данной тематике и опыт проектирования, полученный при разработке двигателей РД-502 и РД-510 с высокими реально достигнутыми характеристиками, позволили предприятию параллельно выполнить проектные проработки большого ряда и других ЖРД различного назначения с применением ВПВ в качестве окислителя. Это двигатели: для посадочного и взлетного марсианских комплексов разработки ЦКБЭМ и ОКБ им. С.А.Лавочкина (1971 г.); для перспективной МБР по техническому заданию КБМ (1974 г.); разгонно-корректирующе-тормозные двигатели КА для программ исследования планет Юпитер и Сатурн по техническому заданию ОКБ им. С.А.Лавочкина (1975 г.); ЖРД для нового поколения боевой ракетной техники (1976–1977 гг.); для модифицированных боевых комплексов (1970–1971 гг.); посадочный и сближающе-корректирующие двигатели для многоразового корабля по ТЗ НПО «Энергия» (1986 г., в части работ по теме «Заря»); для использования в составе авиационно-космической системы многократного применения в качестве ЖРД орбитального маневрирования по ТЗ НПО «Молния» (1987 г.); для многоразовой космической системы в качестве как маршевых двигателей, так и ЖРД реактивной системы управления по ТЗ НПО «Энергия» (1986–1987 гг.).

Последняя по времени работа – «перекисная» модификация кислородно-керосинового двигателя РД-161, который разрабатывался НПО «Энергомаш» в инициативном порядке и предлагался для верхних ступеней РН и межорбитальных буксиров (разгонных блоков). В основу конструкции РД-161П, работающего на ВПВ<sup>1</sup> и керосине, положены наработки по двигателям РД-502 и РД-510.

Оба двигателя – и РД-161, и РД-161П – высотные однокамерные ЖРД с турбонасосной системой подачи топлива, выполнены по схеме с дожиганием отработанного турбогаза. Двигатели РД-161 и РД-161П состоят из практически аналогичных камер сгорания с двухкомпонентными (газ-жидкость) форсунками, высотных сопел и ТНА. Тракт газогенерации обоих ЖРД различен. В отличие от двухкомпонентного газогенератора РД-161, газогенератор двигателя РД-161П – однокомпонентный термokatалитический: при проходе ВПВ через каталитический пакет происходит ее разложение с образованием горячего парогаса с температурой порядка 850°C. После срабатывания на лопатках турбины ТНА парогаз поступает в камеру сгорания, где дожигается с помощью горючего. Благодаря применению однокомпонентного газогенератора система подачи топлива и запуска РД-161П была существенно упрощена. Этот двигатель имеет интересную особенность: в случае, если горючее в камеру сгорания не подается, ЖРД работает в т.н. «однокомпонентном» режиме, создавая при этом достаточно высокую тягу.

---

1 93–97%-ной концентрации.



Экспериментальный двигатель РД-502  
на компонентах «перекись водорода –  
пентаборан».

Наибольшая трудность в разработке системы подачи топлива состояла в выборе материалов для каталитического пакета газогенератора.

Двигатель РД-161П впервые выставлялся на Московском авиационно-космическом салоне МАКС-1995. По признанию представителей НПО «Энергомаш», фирма уже более 30 лет не занималась разработкой ЖРД такой размерности. Однако создание небольшого ЖРД с высоким удельным импульсом, работающего на экологически чистых компонентах топлива, – весьма актуальная и своевременная задача.

«Исходный» РД-161 с удлинительным сопловым насадком из углепластика, охлаждаемым излучением, демонстрировался на стенде НПО «Энергомаш». Представленный двигатель РД-161П имел гораздо меньшие размеры по высоте и диаметру из-за сравнительно короткого сопла. По словам разработчиков, в этом демонстрационном ЖРД они не ставили задачу достижения экстремального удельного импульса. Если будет необходимо, достигнутое значение этого параметра может быть превышено на 10–15 единиц. РД-161П предназначался для подтверждения возможности создания сравнительно простого и компактного ЖРД, работающего на нетоксичных экологически чистых компонентах топлива с возможностью многократного запуска и практически неограниченным временем пребывания в условиях космоса.

Самым маленьким опытом работ с ВПВ может «похвастаться» самая передовая ракетно-космическая держава современности – США. После Второй мировой войны нарождающаяся американская ракетная индустрия долго выбирала «стандартную топливную пару». В конце концов стандартом «де-факто» стали долгохраняемые топлива на основе азотнокислотных окислителей и продуктов переработки гидразина, а также пара «кислород – водород». Дешевое кислородно-керосиновое топливо «застряло между прошлым и будущим»: ЖРД для серийных РН семейства Delta и Atlas были разработаны в самом начале 1960-х годов, а работы по мощным керосиновым двигателям, созданным в рамках программы Saturn, развития не получили. Лишь в последнее время суперсовременные РН Atlas 3 и -5 были оснащены двигателями нового поколения, сделанными... в России!

С середины 1950-х и до первой половины 1960-х в США периодически вспыхивал и угасал интерес к ВПВ. Наиболее широкое распространение она получила в качестве рабочего тела для привода ТНА, но и здесь к началу 1960-х годов была вытеснена основными компонентами топлива. С



перекисным окислителем как-то «не заладилось».

Единственным довольно мощным ЖРД, работающим на топливе «ВПВ – керосин», был вспомогательный авиационный двигатель AR2-3 (LR-121NA-1), который до 1965 г. выпускался малой серией и стоял на самолетах NF-104A фирмы Lockheed. На отдельных образцах этих учебно-тренировочных машин испытатели проверяли элементы конструкции и аэродинамику космолана DynaSoar. Двигатель имел турбонасосную подачу компонентов, тягу около 2700 кгс и не отличался высокими удельными параметрами.



Современная разработка  
НПО «Энергомаш» – РД-161П.

Далее о ВПВ почти на 40 лет забыли и вспомнили лишь в наше время, когда началась разработка «демонстраторов перспективных технологий» семейства X-37 для «обкатки» элементов будущих многоразовых систем выведения. Одной из интересных особенностей данной машины является ДУ на перекиси и керосине, об особенности которой известно немного (НК №4, 2002, с.46). Эксперты считают, что в ее основу легла конструкция ЖРД AR2-3, «сдобренная» немногочисленными стендовыми наработками последних лет...

Что в итоге? К началу космической эры ВПВ применялась в качестве окислителя или однокомпонентного ракетного топлива в ряде зарубежных ракет и авиационных ракетных двигателей: A-4, Natter, Me-163, Redstone, Viking, Jupiter, Sea Slug, Black Knight, X-15 и др. Использовалась она также в изделиях отечественного производства, например для привода ТНА баллистических ракет Р-1, Р-2, Р-5М, Р-12, космических РН «Восток»/«Союз» и «Космос-1».

В связи с тем, что по удельному импульсу тяги в паре с широко распространенными горючими перекись не имеет существенных преимуществ перед другими окислителями, например тетроксидом азота, область ее применения постепенно сужалась. В настоящее время единственной страной, в которой ВПВ сравнительно широко применяется в ракетно-космической технике, является Россия: парогазогенераторы ТНА двигателей первой и второй ступеней РН «Союз-У», а также микро-ЖРД системы управления спуском СА кораблей серии «Союз» работают на перекиси водорода.

Тем не менее по результатам НИОКР и реальных разработок ВПВ как окислитель была признана весьма перспективной по критерию «стоимость/эффективность». Время разработки и запуска в производство двигателей на «ВПВ – керосине» составляет от половины до четверти аналогичного времени для ЖРД на «жидком кислороде – керосине» и одну пятую – одну десятую для двигателя на «жидком кислороде – жидком водороде» открытого цикла. Это доля еще меньше для аналогичных ЖРД замкнутого цикла.

Комбинация «перекись водорода – керосин» имеет ряд важных характеристик, которые делают ее весьма удобной для использования в ракетах, особенно в обстоятельствах, где необходимо регулирование тяги в широком диапазоне. Ее исключительные преимущества: среди комбинаций жидкого топлива «перекись водорода – керосин» имеет одну из самых высоких плотностей топлива (примерно 1270 кг/м<sup>3</sup>), баки перекиси могут быть изготовлены из алюминиевых сплавов. С ней относительно удобно обращаться, в отличие от других окислителей; она не испускает ядовитых паров при хранении и не оставляет после сгорания токсичных веществ. С экологической точки зрения эта топливная комбинация сопоставима с топливом «жидкий кислород – жидкий водород».

Использование этой комбинации может гарантировать, что затраты на разработку и поставку ЖРД и РН будут низкими и минимизируют работы по подготовке ДУ к запуску.

Несмотря на значительно ослабший интерес к ВПВ во всем мире, рассматриваются и другие аспекты ее применения; в частности, в комбинированных ДУ межпланетных пилотируемых кораблей (например, планетных модулей), где она может служить как окислитель для ЖРД, рабочее тело для газотурбинных энергоустановок и источник кислорода, воды и тепла для жизнеобеспечения космонавтов.

*Источники:*

1. Космонавтика. Энциклопедия, под ред. В.П.Глушко, М., «Советская энциклопедия», 1985, стр.292.
2. Дж.Хэмфрис. «Ракетные двигатели и управляемые снаряды». Издательство иностранной литературы, М., 1958, стр.58-63.
3. В.Н.Зрелов, Е.П.Серегин. «Жидкие ракетные топлива». М., «Химия», 1975, стр.238-255.
4. *Journal of The British Interplanetary Society*, v.43, 1990, pp.283-290.
5. НПО «Энергомаш». Путь в ракетной технике, под ред. Б.И.Каторгина, М., 2004, стр.139–142.