



Двигательные установки на перекиси водорода для небольших спутников

Оригинал этой статьи находится [тут](#).

Джон Уайтхед  
Национальная Лаборатория Лоуренса, Ливермор

John C. Whitehead, Lawrence Livermore National Laboratory L-43, PO Box 808 Livermore, CA 94551 925-423-4847 jcw@llnl.gov

Краткое содержание. По мере уменьшения размеров разрабатываемых спутников всё труднее становится подбирать для них двигательные установки (ДУ), обеспечивающие необходимые параметры управляемости и маневренности. На самых маленьких спутниках сейчас традиционно используют сжатый газ. Для повышения эффективности, и при этом снижения стоимости по сравнению с гидразиновыми ДУ предлагается использовать перекись водорода. Минимальная токсичность и небольшие необходимые размеры установки позволяют проводить многократные испытания в удобных лабораторных условиях. Описаны достижения в направлении создания недорогих двигателей и баков для топлива с самонаддувом.

Введение

Классическая технология ДУ достигла высокого уровня и продолжает развиваться. Она способна полностью удовлетворить потребности космических аппаратов массой в сотни и тысячи килограмм. Системы, отправляемые в полёт, иногда даже не проходят испытания. Оказывается вполне достаточным использовать известные концептуальные решения и выбирать испытанные в полёте узлы. К сожалению, такие узлы обычно слишком велики и тяжелы для использования в небольших спутниках, весящих десятки килограмм. В результате последним приходилось полагаться в основном на двигатели, работающие на сжатом азоте. Сжатый азот даёт УИ всего 50-70 с [примерно 500-700 м/с], требует тяжёлых баков и обладает малой плотностью (например, около 400 кг/куб. м при давлении в 5000 psi [примерно 35 МПа]). Значительное различие цены и свойств ДУ на сжатом азоте и на гидразине заставляет искать промежуточные решения.

В последние годы возродился интерес к использованию концентрированной перекиси водорода в качестве ракетного топлива для двигателей самых разных масштабов. Перекись наиболее привлекательна при использовании в новых разработках, где предыдущие технологии не могут конкурировать напрямую. Такими разработками как раз являются спутники массой в 5-50 кг. Как однокомпонентное топливо, перекись обладает высокой плотностью (>1300 кг/куб. м) и удельным импульсом (УИ) в вакууме около 150 с [примерно 1500 м/с]. Хотя это значительно меньше, чем УИ гидразина, примерно 230 с [около 2300 м/с], спирт или углеводород в сочетании с перекисью способны поднять УИ до диапазона 250-300 с [примерно от 2500 до 3000 м/с].

Цена является здесь важным фактором, поскольку применять перекись имеет смысл только если это дешевле, чем построить уменьшенные варианты классической технологии ДУ. Удешевление весьма вероятно, если учесть, что работа с ядовитыми компонентами удорожает разработку, проверку и запуск системы. Например, для испытания ракетных двигателей на ядовитых компонентах существует всего несколько стендов, и их число постепенно уменьшается. В отличие от этого, разработчики микроспутников могут сами разработать свою собственную перекисную технологию. Аргумент о безопасности топлива особенно важен при работе с малоизученными вариантами систем. Делать такие системы намного проще, если есть возможность проводить частые недорогие испытания. При этом аварии и разливы компонентов ракетного топлива должны рассматриваться как должное, точно так же, как, например, аварийный останов компьютерной программы при её отладке. Поэтому при работе с ядовитыми топливами стандартными являются методы работы, предпочитающие эволюционные, постепенные изменения. Вполне возможно, что применение менее токсичных топлив в микроспутниках позволит выиграть от серьёзных изменений в конструкции.

Работа, описанная ниже, является частью большей исследовательской программы, направленной на изучение новых космических технологий для небольших масштабов применения. Испытания проходят законченные прототипы микроспутников (1). Сходные темы, заслуживающие интереса, включают небольшие ЖРД с насосной подачей топлива для полётов к Марсу, Луне и обратно при небольших финансовых затратах. Такие возможности могут быть очень полезны для отправки небольших исследовательских аппаратов на отлётные траектории. Целью данной статьи является создание технологии ДУ, которая использует перекись водорода и не требует дорогих материалов или методов разработки. Критерий эффективности в данном случае - существенное превосходство над возможностями, предоставляемыми ДУ на сжатом азоте. Аккуратный анализ потребностей микроспутников помогает избежать ненужных требований к системе, которые повышают её цену.

Требования к двигательной технологии

В идеальном мире ДУ спутника должна подбираться примерно так же, как сегодня компьютерная периферия. Однако у ДУ существуют характеристики, которых нет ни у одной другой спутниковой подсистемы. Например, топливо часто - наиболее массивная часть спутника, и его расходование может изменить центр масс аппарата. Векторы тяги, предназначенные изменять скорость спутника, должны, конечно, проходить через центр масс. Хотя вопросы, связанные с теплообменом, важны для всех компонентов спутника, они особенно сложны для ДУ. Двигатель создаёт самые горячие точки спутника, и в то же время топливо часто имеет более узкий допустимый диапазон температур, чем другие компоненты. Все эти причины приводят к тому, что задачи маневрирования серьёзно влияют на весь проект спутника.

Если для электронных систем обычно характеристики считаются заданными, то для ДУ это совсем не так. Это касается возможности хранения на орбите, резких включений и выключений, способности выдерживать произвольно долгие периоды бездействия. С точки зрения инженера-двигателиста определение задачи включает расписание, показывающее, когда и насколько долго каждый двигатель должен работать. Эта информация может быть минимальной, но она в любом случае понижает инженерные сложности и стоимость. Например, ДУ может быть испытана с помощью относительно недорогого оборудования, если для полёта не важно соблюдение времени работы ДУ с точностью до миллисекунд.

Другими условиями, обычно удорожающими систему, могут быть, например необходимость точного предсказания тяги и удельного импульса. Традиционно, такая информация позволяла применять точно рассчитанные коррекции скорости с заранее заданным временем работы ДУ. Учитывая современный уровень датчиков и вычислительные возможности, доступные на борту спутника, имеет смысл проводить интегрирование ускорения до тех пор, пока не будет достигнуто заданное изменение скорости. Упрощённые требования позволяют удешевить индивидуальные разработки. Удаётся избежать точной подгонки давлений и потоков, а также дорогостоящих испытаний в вакуумной камере. Тепловые условия вакуума, однако, всё же приходится учитывать.

Самый простой двигательный манёвр - включить двигатель всего один раз, на ранней стадии работы спутника. В этом случае начальные условия и время разогрева ДУ влияют меньше всего. Обнаружимые утечки топлива до и после манёвра не отразятся на результате. Такой простой сценарий может быть трудным по другой причине, например, из-за большого необходимого приращения скорости. Если требуемое ускорение является высоким, то размеры двигателя и его масса становятся ещё более важными.

Наиболее сложными задачами работы ДУ являются десятки тысяч или больше коротких импульсов, разделённых часами или минутами бездействия, на протяжении многих лет. Переходные процессы в начале и конце импульса, тепловые потери в аппарате, утечки топлива - всё это должно быть минимизировано или устранено. Данный вид тяги является типичным для задачи 3-осной стабилизации.

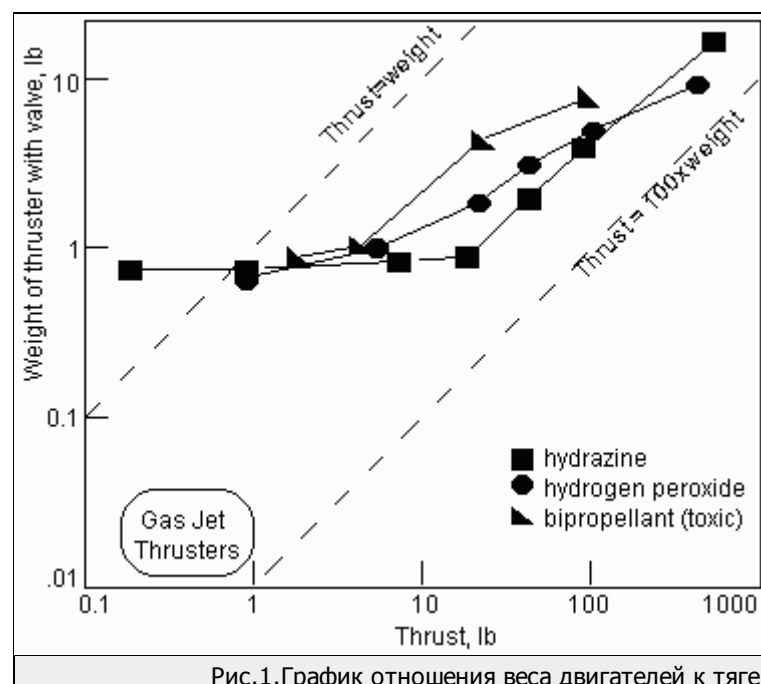
Задачей промежуточной сложности можно считать периодические включения ДУ. Примерами являются изменения орбит, компенсация атмосферных потерь, или периодические изменения ориентации спутника, стабилизированного вращением. Такой режим работы также встречается у спутников, которые имеют инерционные маховики или которые стабилизированы гравитационным полем. Такие полёты обычно включают краткие периоды высокой активности ДУ. Это важно, потому что горячие компоненты топлива будут терять меньше энергии во время таких периодов активности. При этом можно использовать более простые устройства, чем для длительного поддержания ориентации, поэтому такие полёты являются хорошими кандидатами на использование недорогих жидкостных ДУ.

Требования, предъявляемые к разрабатываемому двигателю

Небольшой уровень тяги, подходящий для манёвров изменения орбиты небольших спутников, примерно равен тому, который используется на больших космических аппаратах для поддержания ориентации и орбиты. Однако существующие двигатели малой тяги, испытанные в полётах, как правило, предназначены для решения второй задачи. Такие дополнительные узлы, как электронагреватель, прогревающий систему перед использованием, а также теплоизоляция позволяют добиться высокого среднего удельного импульса при многочисленных коротких запусках двигателя. Размеры и масса аппаратуры увеличиваются, что может быть приемлемо для больших аппаратов, но не подходит для малых. Относительная масса системы тяги ещё менее выгодна для электрических ракетных двигателей. Дуговые и ионные двигатели имеют очень маленькую тягу по отношению к массе двигателей.

Требования по сроку службы также ограничивают допустимые массу и размеры двигательной установки. Например, в случае однокомпонентного топлива добавление катализатора может увеличить срок службы. Двигатель системы ориентации может работать в сумме несколько часов за время всего срока службы. Однако баки спутника могут опустеть за минуты, если нужно достаточно большое изменение орбиты. Для предотвращения утечек и обеспечения плотного закрытия вентилей даже после многих пусков в линиях ставят подряд несколько вентилей. Дополнительные вентили могут быть неоправданы для малых спутников.

Рис. 1 показывает, что жидкостные двигатели не всегда можно уменьшить пропорционально, для использования для малых систем тяги. Большие двигатели обычно поднимают в 10 - 30 раз больше своего веса, и это число увеличивается до 100 для двигателей ракет-носителей с насосной подачей топлива. Однако самые маленькие жидкостные двигатели не могут даже поднять свой вес.



Двигатели для спутников трудно сделать маленькими.

Даже если небольшой существующий двигатель достаточно лёгок, чтобы служить как основной двигатель маневрирования для микроспутника, выбрать набор из 6-12 жидкостных двигателей для 10-килограммового аппарата практически невозможно. Поэтому микроспутники используют для ориентации сжатый газ. Как показано на рис. 1, существуют газовые двигатели с соотношением тяги к массе такой же, как у больших ракетных двигателей. Газовые двигатели представляют из себя просто соленоидный вентиль с соплом.

Вдобавок к решению проблемы массы двигательной установки, системы на сжатом газе позволяют получать более короткие импульсы, чем жидкостные двигатели. Это свойство важно для непрерывного поддержания ориентации в течение долгих полётов, как показано в Приложении. По мере уменьшения размеров космических аппаратов всё более короткие импульсы могут быть вполне достаточны для поддержания ориентации с заданной точностью для данного срока службы.

Хотя системы на сжатом газе выглядят в целом наилучшим образом для применения на небольших космических аппаратах, ёмкости для хранения газа занимают достаточно большой объём и весят довольно много. Современные композитные баки для хранения азота, разработанные для небольших спутников, весят примерно столько же, сколько сам азот, заключённый в них. Для сравнения, баки для жидких топлив в космических кораблях могут хранить топливо массой до 30 масс баков. Учитывая вес как баков, так и двигателей, было бы очень полезным хранить топливо в жидкой форме, и преобразовывать его в газ для распределения между различными двигателями системы ориентации. Такие системы были разработаны для использования гидразина в коротких суборбитальных экспериментальных полётах.

#### Перекись водорода как ракетное топливо

Как однокомпонентное топливо, чистый  $H_2O_2$  разлагается на кислород и перегретый пар, имеющие температуру немного выше 1800F [примерно 980C - прим. пер.] при отсутствии тепловых потерь. Обычно перекись используется в виде водного раствора, но при концентрации меньше 67% энергии разложения недостаточно для испарения всей воды. Пилотируемые испытательные аппараты США в 1960-х гг. использовали 90% перекись для поддержания ориентации аппаратов, что давало температуру адиабатического разложения около 1400F [760C] и удельный импульс при установившемся процессе 160 с [1570 м/с]. При концентрации 82% перекись даёт газ температурой 1030F [550C], который приводит в движение основные насосы двигателей ракеты-носителя Союз. Различные концентрации используются потому, что цена топлива растёт с увеличением концентрации, а температура влияет на свойства материалов. Например, алюминиевые сплавы применяются при температурах до примерно 500F [260C]. При использовании адиабатического процесса это ограничивает концентрацию перекиси до 70%.

#### Концентрирование и очистка

Перекись водорода доступна коммерчески в широком диапазоне концентраций, степеней очистки и количествах. К сожалению, небольшие контейнеры чистой перекиси, которая бы могла напрямую использоваться как топливо, практически недоступны в продаже. Ракетная перекись выпускается и в больших бочках, но может быть не вполне доступна (например, в США). Кроме того, при работе с большими количествами перекиси нужно специальное оборудование и дополнительные меры безопасности, что не вполне оправдано при необходимости только в небольших количествах перекиси.

Для использования в данном проекте 35% перекись покупается в полиэтиленовых контейнерах объёмом в 1 галлон [3,7 литра]. Сначала она концентрируется до 85%, затем очищается на установке, показанной на рис. 2. Этот вариант ранее использованного метода упрощает схему установки и уменьшает необходимость очистки стеклянных частей. Процесс автоматизирован, так что для получения 2 литров перекиси в неделю требуется только ежедневное наполнение и опорожнение сосудов. Конечно, цена за литр получается высокой, но полная сумма всё ещё оправдана для небольших проектов.



Сначала в двух литровых стаканах на электроплитках в вытяжном шкафу выпаривают большую часть воды в течение контролируемого таймером периода в 18 часов. Объём жидкости в каждом стакане уменьшается вчетверо, до 250 мл, или примерно 30% начальной массы. При испарении теряется четверть исходных молекул перекиси. Скорость потерь растёт с концентрацией, так что для данного метода практическим пределом концентрации является 85%.

Установка слева - это коммерчески доступный роторный вакуумный испаритель. 85% раствор, имеющий примерно 80 ppm [parts per million - частей на миллион] посторонних примесей, нагревается количествами по 750 мл на водяной бане при 50C. В установке поддерживается вакуум не выше 10 мм рт. ст., что обеспечивает быструю перегонку в течение 3-4 часов. Конденсат стекает в ёмкость слева внизу с потерями меньше 5%.

Ванна с водоструйным насосом видна за испарителем. В ней установлены два электронасоса, один из которых подаёт воду на водоструйный насос, а второй циркулирует воду через морозильник, водяной холодильник роторного испарителя и саму ванну, поддерживая температуру воды только чуть выше нуля, что улучшает как конденсацию паров в холодильнике, так и вакуум в системе. Пары перекиси, не сконденсировавшиеся на холодильнике, попадают в ванну и разводятся до безопасной концентрации.

Чистая перекись водорода (100%) значительно плотнее воды (в 1,45 раза при 20C), так что плавающий стеклянный ареометр (в диапазоне 1,2-1,4) обычно определяет концентрацию с точностью до 1%. Как купленная исходно перекись, так и дистиллированный раствор были проанализированы на содержание примесей, как показано в табл. 1. Анализ включал плазменно-эмиссионную спектроскопию, ионную хроматографию и измерение полного содержания органического углерода



(total organic carbon - TOC). Заметим, что фосфат и олово являются стабилизаторами, они добавлены в виде солей калия и натрия.

Таблица 1. Анализ раствора перекиси водорода

Компонент	Изначальный реактив	Очищенный, конц.
H2O2	35% по массе	85
Ca	0,1 мг/кг	0,03
K	2,6	<0,1
Na	1,2	<0,1
P	3,9	<0,5
S	0,04	0,05
Sn	3,7	0,08
Аммиак	1,13 мг/л	<0,4
Нитраты	4,7	5,9
Фосфаты	7,4	<0,02
Сульфаты	0,4	1,6
ТОС	<0,1 мг/кг	<0,1
Не обнаружено в диапазоне 0,01-0,1 частей на миллион: Al Ag Ba Br Cl Cu Cr F Fe Mg Mn Ni Si Zn Не обнаружено при пороге в 0,5 частей на миллион: Pb		

Меры безопасности при обращении с перекисью водорода

H2O2 разлагается на кислород и воду, поэтому не имеет долговременной токсичности и не представляет опасности для окружающей среды. Наиболее частые неприятности со стороны перекиси возникают при контакте с кожей капель, слишком маленьких для обнаружения. Это вызывает временные неопасные, но болезненные обесцвеченные пятна, которые нужно прополаскивать холодной водой.

Действие на глаза и лёгкие более опасно. К счастью, давление паров перекиси довольно низкое (2 мм рт. ст. при 20С). Вытяжная вентиляция легко поддерживает концентрацию ниже предела для дыхания в 1 ppm, установленного OSHA. Перекись можно переливать между открытыми контейнерами над поддонами на случай разлива. Для сравнения, N2O4 и N2H4 должны постоянно находиться в запечатанных сосудах, при работе с ними часто используется специальный дыхательный аппарат. Это происходит из-за их значительно более высокого давления паров и предельной концентрации в воздухе в 0,1 ppm для N2H4.

Смывание разлитой перекиси водой делает её неопасной. Что касается требований к защитной одежде, то неудобные костюмы могут увеличить вероятность пролива. При работе с небольшими количествами, возможно, важнее следовать вопросам удобства. Например, работа влажными руками оказывается разумной альтернативой работе в перчатках, которые могут даже пропускать брызги, если они протекают.

Хотя жидкая перекись не разлагается в массе при действии источника огня, пары концентрированной перекиси могут сдетонировать при незначительном воздействии. Эта потенциальная опасность ставит предел объёмам производства установки, описанной выше. Расчёты и измерения показывают очень высокую степень безопасности только для данных небольших объёмов производства. На рис. 2 воздух втягивается в горизонтальные вентиляционные щели, находящиеся за аппаратом, при 100 cfm (кубических футов в минуту, примерно 0,3 куб. м в минуту) вдоль 6 футов (180 см) лабораторного стола. Концентрация паров ниже 10 ppm была измерена непосредственно над концентрирующими стаканами.

Утилизация небольших количеств перекиси после разведения их водой не приводит к последствиям для окружающей среды, хотя это и противоречит наиболее строгой трактовке правил утилизации опасных отходов. Перекись - окислитель, и, следовательно, потенциально огнеопасна. При этом, однако, необходимо наличие сгораемых материалов, и беспокойство не является оправданным при работе с небольшими количествами материалов из-за рассеивания тепла. Например, мокрые пятна на тканях или рыхлой бумаге остановят небольшое пламя, поскольку перекись обладает высокой удельной теплоёмкостью. Контейнеры для хранения перекиси должны иметь вентилирующие отверстия или предохранительные клапаны, поскольку постепенное разложение перекиси на кислород и воду повышает давление.

Совместимость материалов и саморазложение при хранении

Совместимость между концентрированной перекисью и конструкционными материалами включает два разных класса проблем, которые нужно избегать. Контакт с перекисью может приводить к порче материалов, как происходит со многими полимерами. Кроме того, скорость разложения перекиси сильно различается в зависимости от контактируемых материалов. В обоих случаях есть эффект накопления воздействия со временем. Таким образом, совместимость должна выражаться в численных величинах и рассматриваться в контексте применения, а не рассматриваться как простое свойство, которое либо есть, либо нет. Например, камера двигателя может быть построена из материала, который непригоден к применению для баков с топливом.

Исторические работы включают эксперименты на совместимость с образцами материалов, проводимые в стеклянных сосудах с концентрированной перекисью. В поддержание традиции, из образцов для тестирования были сделаны небольшие запечатанные сосуды. Наблюдения за изменением давления и массой сосудов показывают скорость разложения и утечки перекиси. В дополнение к этому возможное увеличение объёма или ослабление материала становится заметным, так как стенки сосуда подвергаются давлению.

Фторополимеры, такие как политетрафторэтилен (PTFE - polytetrafluoroethylene), полихлоротрифторэтилен (PCTFE - polychlorotrifluoroethylene) и фторид поливинилидена (PVDF - polyvinylidene fluoride) не разлагаются под действием перекиси. Они также приводят к замедлению разложения перекиси, так что эти материалы можно использовать для покрытия баков, или промежуточных ёмкостей, если в них требуется хранить топливо в течение нескольких месяцев или лет. Аналогичным образом уплотнители из фтороэластомера (из стандартного "Витона") и фторсодержащие смазки вполне подходят для длительного контакта с перекисью. Поликарбонатный пластик на удивление не поддаётся воздействию концентрированной перекиси. Этот материал, не образующий осколков, используется везде, где необходима прозрачность. Эти случаи включают создание прототипов со сложной внутренней структурой и баков, в которых необходимо видеть уровень жидкости (см. рис. 4).

Разложение при контакте с материалом Al-6061-T6 всего в несколько раз быстрее, чем с наиболее совместимыми алюминиевыми сплавами. Этот сплав прочен и легкодоступен, в то время как наиболее совместимые сплавы обладают недостаточной прочностью. Открытые чисто алюминиевые поверхности (т.е. Al-6061-T6) сохраняются в течение многих месяцев при контакте с перекисью. Это при том, что вода, например, окисляет алюминий.

Вопреки исторически сложившимся рекомендациям, сложные операции по очистке, использующие вредные для здоровья чистящие средства, не являются необходимыми для большинства применений. Большинство частей аппаратов, используемых в данной работе с концентрированной перекисью, просто смывались водой со стиральным порошком при температуре 110F [43C]. Предварительные результаты показывают, что подобный подход даст почти такие же хорошие результаты, как и рекомендованные процедуры по очистке. В частности, промывка сосуда из PVDF в течение суток 35%-ной азотной кислотой уменьшает скорость разложения всего на 20% в течение 6-месячного периода.

Легко вычислить, что разложение одного процента перекиси, содержащейся в закрытом сосуде с 10% свободного объёма, поднимает давление до почти 600psi (фунтов на квадратный дюйм, т.е. примерно 40 атмосфер). Это число показывает, что уменьшение эффективности перекиси при понижении её концентрации значительно менее важно, чем соображения безопасности при хранении.

Планирование космических полётов с использованием концентрированной перекиси требует всестороннего рассмотрения возможной необходимости сброса давления путём вентиляции баков. Если работа двигательной системы начинается в течение дней или недель с момента старта, необходимый пустой объём баков может сразу вырасти в несколько раз. Для таких спутников имеет смысл делать цельнометаллические баки. Период хранения, разумеется, включает в себя время, отводимое на предполётные операции.

К несчастью, формальные правила работы с топливом, которые были разработаны с учётом применения высокотоксичных компонентов, обычно запрещают системы автоматической вентиляции на полётном оборудовании. Обычно используются дорогие системы слежения за давлением. Идея повышения безопасности запретом вентиляционных клапанов противоречит нормальной "земной" практике при работе с жидкостными системами, находящимися под давлением. Этот вопрос может быть придётся пересмотреть в зависимости от того, какая ракета-носитель используется при старте.

При необходимости разложение перекиси может поддерживаться на уровне 1% в год или ниже. В дополнение к совместимости с материалами баков, коэффициент разложения сильно зависит от температуры. Может оказаться возможным хранить перекись неограниченно долго в космических полётах, если удастся её замораживать. Перекись не расширяется при замерзании и не создаёт угрозы для клапанов и труб, как это происходит с водой.

Поскольку перекись разлагается на поверхностях, увеличение отношения объёма к поверхности может повысить срок хранения. Сравнительный анализ с образцами в 5 куб. см и 300 куб. см подтверждают этот вывод. Один эксперимент с 85% перекисью в ёмкости в 300 куб. см., сделанной из PVDF, показал коэффициент разложения при 70F (21C) в 0,05% в неделю, или 2,5% в год. Экстраполяция до 10-литровых баков даёт результат примерно в 1% в год при 20C.

В других сравнительных экспериментах с использованием PVDF или покрытия из PVDF на алюминии, перекись, имеющая 80 ppm стабилизирующих добавок, разлагалась всего на 30% медленнее, чем очищенная перекись. Это на самом деле хорошо, что стабилизаторы не сильно повышают срок хранения перекиси в баках при долгих полётах. Как показано в следующем разделе, эти добавки достаточно сильно мешают использованию перекиси в двигателях.

## Разработка двигателей

Планируемый микроспутник изначально требует ускорение в 0,1 g для управления массой в 20 кг, то есть примерно 4,4 фунта силы [примерно 20Н] тяги в вакууме. Поскольку многие свойства обычных 5-фунтовых двигателей были не нужны, был разработан специализированный вариант. Многочисленные публикации рассматривали блоки катализаторов для использования с перекисью. Массовый расход для таких катализаторов составляет, по оценкам, примерно 250 кг на квадратный метр катализатора в секунду. Эскизы колоколообразных двигателей, использованных на блоках Меркурий и Центавр, показывают, что только примерно четверть этого была реально использована при рулевых усилиях около 1 фунта [примерно 4.5Н]. Для данного применения был выбран блок катализатора диаметром в 9/16 дюйма [примерно 14 мм]. Массовый расход примерно в 100 кг на кв. м в секунду даст почти 5 фунтов [22Н] тяги при удельном импульсе в 140 с [примерно 1370 м/с].

### Катализатор на основе серебра

Сетка из серебряной проволоки и покрытые серебром пластины никеля широко использовались в прошлом для катализа. Никелевая проволока в качестве основы повышает теплостойкость (для концентраций свыше 90%), и более дешёва для массового применения. Для данных исследований было выбрано чистое серебро, чтобы избежать процесса покрытия никеля, а также потому, что мягкий металл можно легко нарезать на полоски, которые затем сворачиваются в колечки. Кроме того, при этом можно избежать проблемы поверхностного износа. Использовались легкодоступные сетки с 26 и 40 нитками на дюйм [10 и 16 ниток на см] (соответственный диаметр проволоки 0,012 и 0,009 дюйма [0,3 и 0,2 мм]).

Состав поверхности и механизм работы катализатора полностью неясны, как следует из множества необъясняемых и противоречивых утверждений в литературе. Каталитическая активность поверхности чистого серебра может быть усилена нанесением нитрата самария с последующим прокаливанием. Это вещество разлагается на оксид самария, но может также окислять серебро. Другие источники в дополнение к этому ссылаются на обработку чистого серебра азотной кислотой, которая растворяет серебро, но также и является окислителем. Ещё более простой способ основан на том, что чисто серебряный катализатор может повышать свою активность при использовании. Это наблюдение было проверено и подтверждено, что привело к использованию катализатора без нитрата самария.

Оксид серебра ( $\text{Ag}_2\text{O}$ ) имеет коричневато-чёрный цвет, а перекись серебра ( $\text{Ag}_2\text{O}_2$ ) имеет серо-чёрный цвет. Эти цвета появлялись один за другим, показывая, что серебро постепенно окислялось всё больше. Самый тёмный цвет соответствовал наилучшему действию катализатора. Кроме того, поверхность оказывалась всё более неровной по сравнению со "свежим" серебром при анализе под микроскопом.

Был найден простой метод проверки активности катализатора. Отдельные кружки серебряной сетки (диаметр 9/16 дюйма [примерно 14 мм] накладывались на капли перекиси на стальной поверхности. Только что купленная серебряная сетка вызывала медленное "шипение". Наиболее активный катализатор многократно (10 раз) вызывал поток пара в течение 1 секунды.

Настоящее исследование не доказывает, что окисленное серебро является катализатором, или что наблюдаемое потемнение вызвано главным образом окислением. Достойно также упоминания то, что оба оксида серебра, как известно, разлагаются при относительно невысоких температурах. Избыток кислорода во время работы двигателя, однако, может сместить равновесие реакции. Попытки экспериментально выяснить важность окисления и неровностей поверхности однозначного результата не дали. Попытки включали анализ поверхности с помощью рентгеновского фотоэлектронного спектроскопа (X-ray Photoelectron Spectroscopy, XPS), также известного как электронный спектроскопический химический анализатор (Electron Spectroscopy Chemical Analysis, ESCA). Были также сделаны попытки исключить вероятность загрязнения поверхности у свежкупленных серебряных сеток, что ухудшало каталитическую активность.

Независимые проверки показали, что ни нитрат самария, ни его твёрдый продукт разложения (являющийся, вероятно, оксидом) не катализируют разложение перекиси. Это может значить, что обработка нитратом самария может работать посредством окисления серебра. Однако, также есть версия (без научного обоснования), что обработка нитратом самария предотвращает прилипание пузырьков газообразных продуктов разложения к поверхности катализатора. В настоящей работе в конечном итоге разработка лёгких двигателей была сочтена более важной, чем решение головоломок катализа.

### Схема двигателя

Традиционно для перекисных двигателей используют стальную сварную конструкцию. Более высокий, чем у стали, коэффициент теплового расширения серебра приводит к сжатию пакета серебряного катализатора при нагревании, вслед за которым после охлаждения появляются щели между пакетом и стенками камеры. Для того, чтобы жидкая перекись не могла обойти сетки катализатора по этим щелям, обычно используют кольцевые уплотнители между сетками.

Вместо этого в данной работе были получены неплохие результаты при использовании камер двигателя, сделанных из бронзы (медный сплав С36000) на токарном станке. Бронза легко обрабатывается, и вдобавок её коэффициент теплового расширения близок к коэффициенту серебра. При температуре разложения 85% перекиси, около 1200F [примерно 650C], бронза обладает отличной прочностью. Эта относительно невысокая температура позволяет также использовать алюминиевый инжектор.

Такой выбор легко обрабатываемых материалов и концентрации перекиси, легко достижимой в лабораторных условиях представляется довольно удачным сочетанием для проведения экспериментов. Заметим, что использование 100% перекиси привело бы к расплавлению как катализатора, так и стенок камеры. Приведённый выбор представляет из себя компромисс между ценой и эффективностью. Стоит отметить, что бронзовые камеры используются на двигателях РД-107 и РД-108, применяемых на таком успешном носителе как Союз.

На рис. 3 показан лёгкий вариант двигателя, который привинчивается непосредственно к основанию жидкостного клапана небольшого маневрирующего аппарата. Слева - 4-граммовый алюминиевый инжектор с фторэластомерным уплотнителем. 25-граммовый серебряный катализатор разделён, чтобы можно было его показать с разных сторон. Справа - 2-граммовая пластина, поддерживающая катализаторную сетку. Полная масса частей, показанных на рисунке - примерно 80 грамм. Один из таких двигателей был использован для наземных испытаний управления 25-килограммовым исследовательским аппаратом. Система работала в соответствии с дизайном, включая использование 3,5 килограммов перекиси без видимой потери качества.



Рис.3 Однокомпонентный двигатель на перекиси водорода.

150-граммовый коммерчески доступный соленоидный вентиль прямого действия, имеющий отверстие в 1,2 мм и 25-омную катушку, управляемую источником в 12 вольт, показал удовлетворительные результаты. Поверхности вентилья, вступающие в контакт с жидкостью, состоят из нержавеющей стали, алюминия и Витона. Полная масса выгодно отличается от массы свыше 600 грамм для 3-фунтового [примерно 13Н] двигателя, использованного для поддержания ориентации ступени Центавр до 1984 года.

### Тестирование двигателя

Двигатель, разработанный для проведения экспериментов, был несколько тяжелее итогового, чтобы можно было испытать, например, влияние большего количества катализатора. Сопло привинчивалось к двигателю отдельно, что позволяло подгонять катализатор по размеру, регулируя силу затяга болтов. Чуть выше сопла по потоку находились разъёмы для датчиков давления и температуры газа.

Рис. 4 показывает установку, готовую для проведения эксперимента. Непосредственные эксперименты в лабораторных условиях оказываются возможными из-за использования достаточно безвредного топлива, низких значений тяги, работы при нормальных комнатных условиях и атмосферном давлении, и применения простых приборов. Защитные стенки установки сделаны из поликарбонатных листов толщиной в полдюйма [примерно 12 мм], которые установлены на алюминиевой раме, в условиях хорошей вентиляции. Панели были испытаны на разламывающее усилие в 365.000 Н\*с/м<sup>2</sup>. Например, осколок в 100 грамм, двигаясь со сверхзвуковой скоростью в 365 м/с, остановится, если площадь удара 1 кв. см.

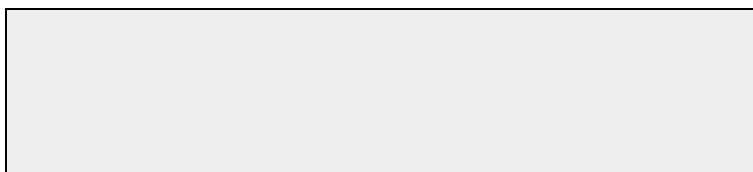






Рис 4. Стенд для испытания двигателя в лаборатории.

На фотографии камера двигателя ориентирована вертикально, чуть ниже вытяжной трубы. Датчики давления на входе в инжектор и давления внутри камеры находятся на платформе весов, которые измеряют тягу. Цифровые индикаторы времени работы и температуры находятся снаружи стенок установки. Открытие главного клапана включает небольшой массив индикаторов. Запись данных ведётся путём установки всех индикаторов в поле видимости видеокамеры. Окончательные измерения были проведены с помощью термочувствительного мелка, которым провели линию вдоль длины камеры катализа. Изменение цвета соответствовало температуре свыше 800 F [примерно 430C].

Ёмкость с концентрированной перекисью находится слева от весов на отдельной опоре, так что изменение массы топлива не влияет на измерение тяги. С помощью эталонных гирь было проверено, что трубки, подводящие перекись к камере, достаточно гибки для достижения точности измерения в пределах 0,01 фунта силы [примерно 0,04Н]. Ёмкость для перекиси была изготовлена из большой поликарбонатной трубы и калибрована так, что изменение уровня жидкости может использоваться для вычисления УИ.

#### Параметры двигателя

Экспериментальный двигатель многократно испытывался в течение 1997 года. Ранние прогоны использовали ограничивающий инжектор и малый размер критического сечения, при очень низких давлениях. Эффективность двигателя, как оказалось, сильно коррелировала с активностью использованного однослойного катализатора. После достижения надёжного разложения давление в баке было зафиксировано на уровне 300 psig [примерно 2,1 МПа]. Все эксперименты проводились при начальной температуре оборудования и топлива в 70F [примерно 21C].

Начальный кратковременный пуск проводился для избегания "влажного" старта, при котором появлялся видимый выхлоп. Обычно начальный пуск проводился в течение 5 с при расходе <50%, но вполне хватало бы и 2 с. Затем шёл основной прогон в течение 5-10 с, достаточных для полного прогрева двигателя. Результаты показывали температуру газа в 1150F [620C], что находится в пределах 50F [27C] от теоретического значения. 10-секундные прогоны при постоянных условиях использовались для вычисления УИ. Удельный импульс оказывался равным 100 с [980 м/с], что, вероятно, может быть улучшено при использовании более оптимальной формы сопла, и, особенно, при работе в вакууме.

Длина серебряного катализатора была успешно уменьшена с консервативных 2,5 дюймов [примерно 64 мм] до 1,7 дюймов [примерно 43 мм]. Окончательная схема двигателя имела 9 отверстий диаметром 1/64 дюйма [примерно 0,4 мм] в плоской поверхности инжектора. Критическое сечение размером 1/8 дюйма [3,2 мм] позволило получить тягу в 3,3 фунта силы [14,7Н] при давлении в камере 220 psig [1,5 МПа] и разностью давлений 255 psig [1,76 МПа] между вентилем и критическим сечением.

Дистиллированное топливо (табл. 1) давало стабильные результаты и устойчивые замеры давления. После прогона 3 кг топлива и 10 стартов, точка с температурой в 800F [430C] находилась на камере на расстоянии в 1/4 дюйма [6 мм] от поверхности инжектора. При этом, для сравнения, время работоспособности двигателя при 80 ppm примесей была неприемлемой. Колебания давления в камере на частоте 2 Гц достигли значения 10% после расходования всего 0,5 кг топлива. Точка температуры 800F отошла на расстояние свыше 1 дюйма [25,4 мм] от инжектора.

Несколько минут в 10% азотной кислоте восстановили катализатор до хорошего состояния. Несмотря на то, что при этом, вместе с загрязнениями, было растворено некоторое количество серебра, активность катализатора была лучше, чем после обработки азотной кислотой нового, ещё не использовавшегося катализатора.

Следует отметить, что, хотя время разогрева двигателя исчисляется секундами, значительно более короткие импульсы возможны, если двигатель уже разогрет. Динамический отклик жидкостной подсистемы тяги массой в 5 кг на линейном участке показал время импульса короче, чем в 100 мс, с передаваемым импульсом около 1 Н\*с. В частности, смещение было примерно +/- 6 мм при частоте в 3 Гц, с ограничением, задаваемым системе скоростью управления.

#### Варианты построения ДУ

На рис. 5 показаны некоторые из возможных двигательных схем, хотя, конечно, далеко не все. Для использования перекиси подходят все жидкостные схемы, и каждую можно также использовать для двухкомпонентного двигателя. В верхнем ряду перечислены схемы, обычно используемые на спутниках, с традиционными компонентами топлива. Средний ряд показывает, как можно использовать системы на сжатом газе для задач ориентации. Более сложные схемы, позволяющие потенциально добиться меньшего веса оборудования, показаны в нижнем ряду. Стенки баков схематически показывают различные уровни давления, типичные для каждой системы. Отметим также различие обозначений для ЖРД и ДУ, работающих на сжатом газе.

#### Традиционные схемы

Вариант А использовался на некоторых из самых небольших спутников из-за своей простоты, а также потому, что системы на сжатом газе (вентили с соплами) могут быть очень лёгкими и маленькими. Этот вариант использовался также на больших космических аппаратах, например, азотная система поддержания ориентации станции Скайлэб в 1970-х гг.

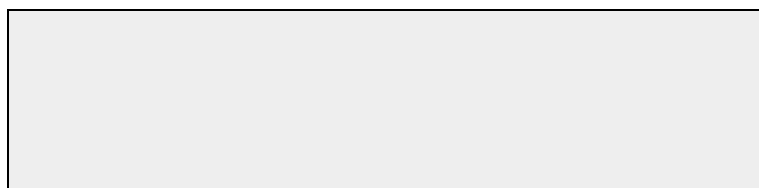
Вариант В является наиболее простой жидкостной схемой, и был многократно испытан в полётах с гидразином в качестве топлива. Газ, поддерживающий давление в баке, обычно занимает четверть бака во время старта. Газ постепенно расширяется во время полёта, так что давление "выдувается". Однако падение давления снижает как тягу, так и УИ. Максимальное давление жидкости в баке имеет место во время запуска, что увеличивает массу баков по соображениям безопасности. Недавний пример - аппарат Лунар Проспектор, который имел примерно 130 кг гидразина и 25 кг массы ДУ.

Вариант С широко используется с традиционными ядовитыми однокомпонентными и двухкомпонентными топливами. Для самых маленьких спутников нужно добавлять ДУ на сжатом газе для поддержания ориентации, как описывалось выше. Например, добавление ДУ на сжатом газе к варианту С приводит к варианту D. Двигательные системы данного типа, работающие на азоте и концентрированной перекиси, были построены в Лоуренсовской Лаборатории (LLNL), чтобы можно было безопасно испытывать системы ориентации прототипов микроспутников, работающие на неядовитых топливах.

#### Поддержание ориентации с помощью горячих газов

Для самых маленьких спутников, чтобы уменьшить запас сжатого газа и массу баков, имеет смысл делать систему ориентации, работающую на горячих газах. При уровне тяги меньше 1 фунта силы [примерно 4,5Н] существующие системы на сжатом газе оказываются легче, чем однокомпонентные ЖРД, на порядок величины (рис. 1). Контролируя поток газа, можно получать меньшие импульсы, чем контролируя жидкость. Однако иметь на борту сжатый инертный газ неэффективно из-за большого объёма и массы баков под давлением. По этим причинам хотелось бы генерировать газ для поддержания ориентации из жидкости по мере уменьшения размеров спутников. В космосе такой вариант пока ещё не использовался, но в лаборатории вариант Е был испытан с использованием гидразина, как отмечено выше (3). Уровень миниатюризации компонентов был весьма впечатляющим.

Для дальнейшего уменьшения массы аппаратуры и упрощения системы хранения желательно вообще избежать ёмкостей хранения газа. Вариант F потенциально является интересным для миниатюрных систем на перекиси. Если до начала работы требуется длительное хранение топлива на орбите, то система может стартовать без начального давления. В зависимости от свободного места в баках, размера баков и их материала система может быть рассчитана на накачку давлением в предопределённый момент в полёте.



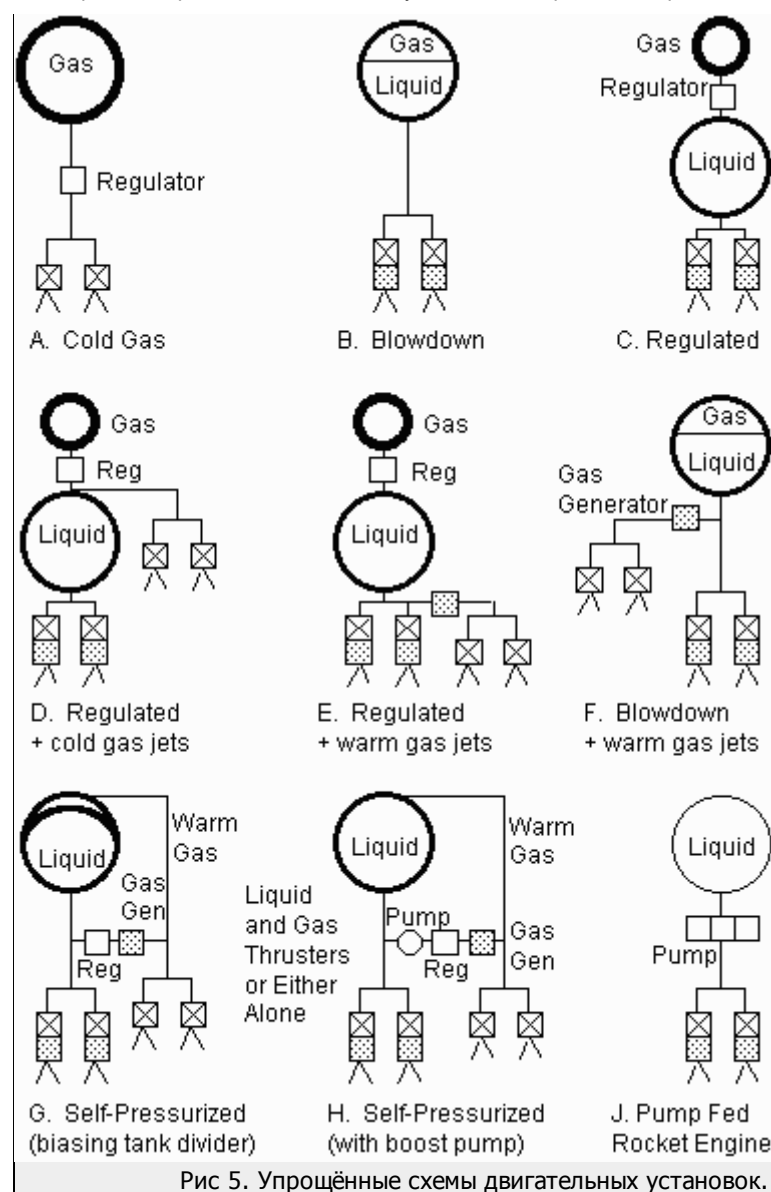


Рис 5. Упрощённые схемы двигательных установок.

В варианте D есть два независимых источника топлива, для маневрирования и поддержания ориентации, что заставляет отдельно заранее учитывать расход для каждой из этих функций. Системы E и F, которые производят горячий газ для поддержания ориентации из топлива, используемого для маневрирования, имеют большую гибкость. Например, неиспользованное при маневрировании топливо может быть употреблено на продление срока службы спутника, которому нужно поддерживать свою ориентацию.

#### Идеи самонадува

Только более сложные варианты в последнем ряду рис. 5 могут обойтись без ёмкости для хранения газа и при этом обеспечивать постоянное давление по мере расходования топлива. Их можно запускать без изначальной накачки, или с низким давлением, что уменьшает массу баков. Отсутствие сжатых газов и жидкости под давлением уменьшает опасности при старте. Это может привести к существенным снижениям в стоимости до той степени, что стандартное покупное оборудование считается безопасным для работы с небольшими давлениями и не слишком ядовитыми компонентами. Все двигатели в этих системах используют единый бак с топливом, что обеспечивает максимальную гибкость.

Варианты G и H можно назвать жидкостными системами "горячего газа под давлением", или "выдува-наддува", а также "газа из жидкости" или "самонадува". Для управляемого наддува бака отработанным топливом требуется возможность повышать давление.

Вариант G использует бак с мембраной, отклоняемой давлением, так что сначала давление жидкости выше давления газа. Этого можно добиться с помощью дифференциального клапана или эластичной диафрагмы, которая разделяет газ и жидкость. Может использоваться и ускорение, т.е. гравитация в наземных применениях или центробежная сила во вращающемся космическом аппарате. Вариант H работает с любым баком. Специальный насос для поддержания давления обеспечивает циркуляцию через газогенератор и обратно к свободному объёму в баке.

В обоих случаях жидкостный регулятор предотвращает появление обратной связи и возникновение произвольно больших давлений. Для нормальной работы системы нужен дополнительный клапан, включенный последовательно с регулятором. В дальнейшем он может использоваться для управления давлением в системе в пределах до давления устанавливаемого регулятором. Например, манёвры по изменению орбиты будут производиться при полном давлении. Уменьшенное давление позволит добиться более аккуратного поддержания ориентации по 3 осям, при этом сохраняя топливо для продления срока службы аппарата (см. Приложение).

На протяжении многих лет проводились эксперименты с насосами разностной площади как в насосах, так и в баках, и существует множество документов, описывающих такие конструкции. В 1932 г. Роберт Х. Годдард и др. построил насос, приводимый в действие машиной, для управления жидким и газообразным азотом. Несколько попыток было сделано между 1950 и 1970 гг., в которых рассматривались варианты G и H для атмосферных полётов. Эти попытки уменьшения объёма проводились с целью уменьшить лобовое сопротивление. Работы эти были впоследствии прекращены с повсеместным развитием твёрдотопливных ракет. Сравнительно недавно проводились работы над системами с самонадувом, использующими гидразин и дифференциальные клапаны, с некоторыми нововведениями для специфических применений.

Жидкостные системы хранения топлива с самонадувом не рассматривались всерьёз для долговременных полётов. Есть несколько технических причин, по которым для того, чтобы разработать удачную систему, надо обеспечить хорошо предсказуемые свойства тяги в течение всего срока службы ДУ. Например, катализатор, подвешенный в газе, обеспечивающем наддув, может разложиться топливо внутри бака. Потребуется разделение баков, как в варианте G, чтобы добиться работоспособности в полётах, требующих длительного периода покоя после начального маневрирования.

Рабочий цикл тяги тоже является важным из тепловых соображений. На рис. 5G и 5H тепло, выделяющееся при реакции в газогенераторе, потеряно в окружающих частях в процессе длительного полёта при редких включениях ДУ. Это соответствует использованию мягких уплотнителей для систем горячего газа. Высокотемпературные металлические уплотнители имеют большую утечку, но они будут нужны только если рабочий цикл ДУ является напряжённым. Вопросы о толщине теплоизоляции и теплоёмкости компонентов нужно рассматривать, хорошо представляя себе предполагаемый характер работы ДУ во время полёта.

#### Двигатели с насосной подачей

На рис. 5J насос подаёт топливо из бака низкого давления в камеру двигателя с высоким давлением. Такой подход даёт максимальную манёвренность, и является стандартным для ступеней ракет-носителей. Как скорость аппарата, так и его ускорение могут быть большими, так как ни двигатель, ни топливный бак не особенно тяжелы. Насос должен быть спроектирован для очень высокого отношения энергии к массе, чтобы оправдать своё применение.

Хотя рис. 5J несколько упрощён, он включен здесь для того, чтобы показать, что это совсем другой вариант, чем вариант H. В последнем случае насос используется как вспомогательный механизм, и требования к насосу отличаются от насоса двигателя.

Продолжается работа, направленная в том числе на испытания ракетных двигателей, работающих на концентрированной перекиси и использующих насосные агрегаты. Возможно, что легко повторяемые недорогие испытания двигателей, использующие нетоксичное топливо, позволят добиться ещё более простых и надёжных схем, чем было достигнуто ранее при использовании насосных гидразиновых разработок.

#### Прототип системы самонадува бака

Хотя продолжают работы над реализацией схем H и J на рис. 5, самый простой вариант - G, и он был испытан в первую очередь. Необходимое оборудование несколько отличается, но развитие похожих технологий взаимно усиливает эффект разработки. Например, температура и срок службы фторэластомерных уплотнителей, фторсодержащих смазок и алюминиевых сплавов имеет прямое отношение ко всем трём концепциям системы.

Рис. 6 изображает недорогое испытательное оборудование, которое использует дифференциальный клапанный насос, сделанный из отрезка алюминиевой трубы

диаметром 3 дюйма [примерно 75 мм] с толщиной стенки 0,065 дюйма [примерно 1.7 мм], зажатый на концах между уплотнительными кольцами. Сварка здесь отсутствует, что упрощает проверку системы после испытаний, изменение конфигурации системы, а также снижает стоимость.

Эта система с самонаддувом концентрированной перекиси испытывалась с использованием соленоидных клапанов, доступных в продаже, и недорогих инструментов, как и при разработке двигателя. Примерная диаграмма системы изображена на рис. 7. В дополнение к термопаре, погружаемой в газ, температура также мерялась на баке и газогенераторе.

Бак устроен так, что давление жидкости в нём немногим выше, чем давление газа (???). Многочисленные пуски были проведены с использованием начального давления воздуха в 30 psig [примерно 200 кПа]. Когда управляющий клапан открывается, поток через газогенератор подаёт пар и кислород в канал поддержания давления в баке. Первый порядок положительной обратной связи системы приводит к экспоненциальному росту давления до тех пор, пока жидкостный регулятор не закрывается при достижении 300 psi [примерно 2 МПа].

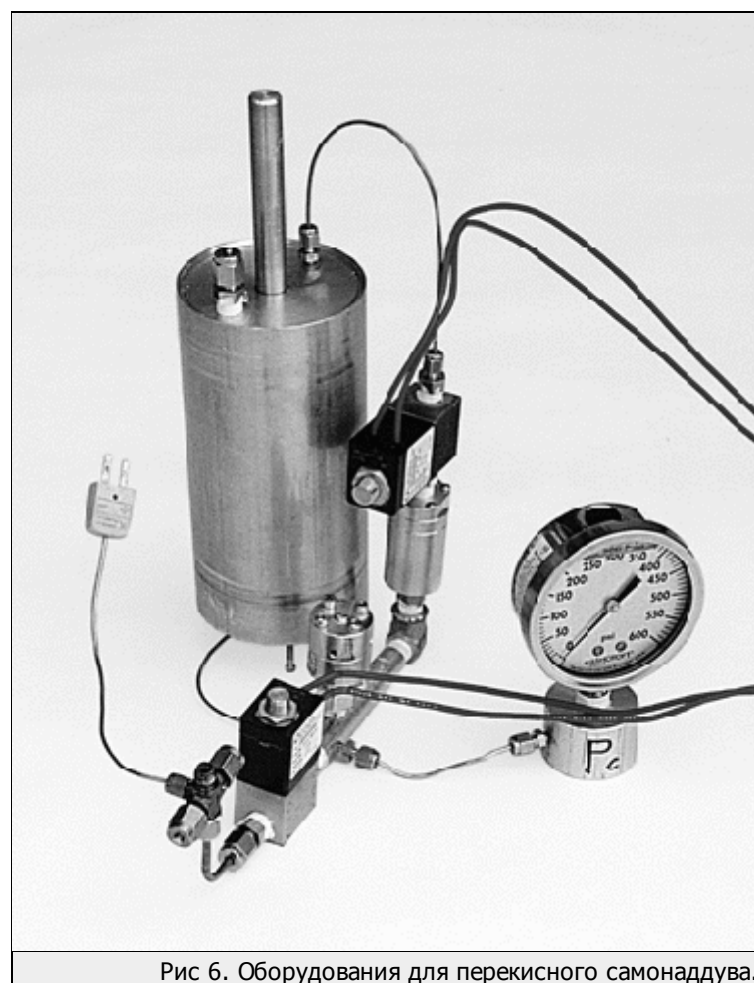


Рис 6. Оборудование для перекисного самонаддува.

Чувствительность к входному давлению недопустима для регуляторов давления газа, которые используются в настоящее время на спутниках (рис. 5А и С). В жидкостной системе с самонаддувом входное давление регулятора остаётся в узком диапазоне. Таким образом избежать многих сложностей, присущих обычным схемам регуляторов, используемых в аэрокосмической промышленности. Регулятор массой 60 грамм имеет всего 4 движущихся части, не считая пружин, уплотнителей и винтов. Регулятор имеет гибкий уплотнитель для закрытия при превышении давления. Эта простая осесимметричная схема оказывается достаточной из-за того, что не нужно поддерживать давление в определённых пределах на входе в регулятор.

Газогенератор также упрощается благодаря невысоким требованиям к системе в целом. При разнице давлений в 10 psi [70 кПа] поток топлива достаточно мал, что позволяет использовать самые простые схемы инжекторов. Кроме того, отсутствие предохранительного клапана на входе в газогенератор приводит только к небольшим вибрациям порядка 1 Гц в реакции разложения. Соответственно, сравнительно небольшой обратный поток во время начала работы системы нагревает регулятор не выше 100F [38C].

Начальные испытания не использовали регулятор; при этом было показано, что давление в системе можно поддерживать любым в пределах от допустимого трением уплотнителя до ограничителя безопасного давления в системе. Такая гибкость системы может использоваться для уменьшения потребной тяги системы ориентации в течение большей части срока службы спутника, по причинам, указанным выше.

Одним из наблюдений, которые кажутся очевидными впоследствии, было то, что бак нагревается сильнее, если в системе происходят низкочастотные колебания давления при управлении без использования регулятора. Предохранительный клапан на входе в бак, где подаётся сжатый газ, мог бы устранить дополнительный поток тепла, происходящий из-за колебаний давления. Этот клапан также не дал бы баку накапливать давление, но это не обязательно важно.

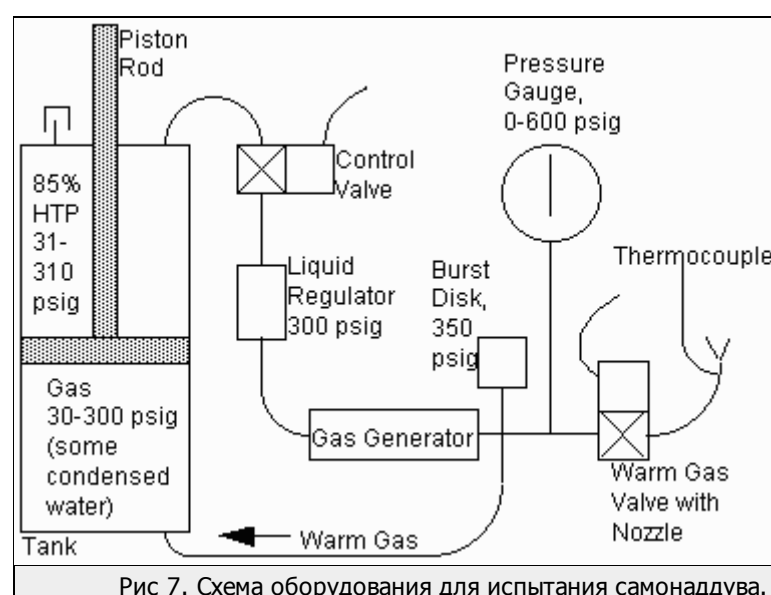


Рис 7. Схема оборудования для испытания самонаддува.

Хотя алюминиевые части плавятся при температуре разложения 85% перекиси, температура несколько понижается из-за потерь тепла и прерывистости потока газа. Бак, показанный на фотографии, имел температуру заметно ниже 200F [93C] во время испытаний с поддержанием давления. Одновременно с этим температура газа на выходе превышала 400F во время довольно энергичных переключений клапана тёплого газа.

Температура газа на выходе важна потому, что она показывает, что вода остаётся в состоянии перегретого пара внутри системы. Диапазон от 400F до 600F [205C-320C] выглядит идеальным, так как это достаточно холодно для дешёвого лёгкого оборудования (алюминий и мягкие уплотнители), и достаточно тепло, чтобы получить значительную часть энергии топлива, используемого для поддержания ориентации аппарата с помощью газовых струй. Во время периодов работы при пониженном давлении дополнительным преимуществом является то, что минимальная температура, требуемая для избежания конденсации влаги, также понижается.

Для работы как можно дольше в допустимых пределах температуры такие параметры, как толщина теплоизоляции и общая теплоёмкость конструкции нужно подгонять под конкретный профиль тяги. Как и ожидалось, после испытаний в баке была обнаружена сконденсировавшаяся вода, но эта неиспользованная масса составляет небольшую часть полной массы топлива. Даже если вся вода из потока газа, использующегося для ориентации аппарата, сконденсируется, всё равно 40% массы топлива будет газообразным (для 85% перекиси). Даже этот вариант оказывается лучше, чем использовать сжатый азот, так как вода легче, чем дорогой современный бак для азота.

Испытательное оборудование, показанное на рис. 6, очевидно, далеко от того, чтобы называться законченной системой тяги. Жидкостные двигатели примерно того же типа, что описан в данной статье, могут быть, например, подключены к выходному разъёму бака, как показано на рис. 5G.



Планы на наддув насосом

Для проверки концепции, показанной на рис. 5Н, идёт разработка надёжного насоса, работающего на газе. В отличие от бака с регулировкой по разности давлений, насос должен наполняться многократно во время работы. Это значит, что потребуются жидкостные предохранительные клапаны, а также автоматические газовые клапаны для выброса газа в конце рабочего хода и повышения давления заново.

Планируется использовать пару насосных камер, работающих поочерёдно, вместо минимально необходимой одной камеры. Это позволит обеспечить постоянную работу подсистемы ориентации на тёплом газе при постоянном давлении. Задача состоит в том, чтобы можно было подбирать бак, чтобы уменьшить массу системы. Насос будет работать на части газа из газогенератора.

Дискуссия

Отсутствие подходящих вариантов ДУ для небольших спутников не является новостью, и для решения этой проблемы рассматриваются несколько вариантов (20). Лучшее понимание проблем, связанных с разработкой ДУ, среди заказчиков систем поможет лучше решить эту проблему, и лучшее понимание проблем ДУ спутников назрело для разработчиков двигателей.

Эта статья рассмотрела возможности использования перекиси водорода с использованием недорогих материалов и приёмов, применимых в малых масштабах. Полученные результаты могут быть применены также и к ДУ на однокомпонентном гидразине, а также и в случаях, когда перекись может служить окислителем в неядовитых двухкомпонентных комбинациях. Последний вариант включает самовоспламеняющиеся спиртовые топлива, описанные в (6), а также жидкие и твёрдые углеводороды, которые воспламеняются при контакте с горячим кислородом, получающимся при разложении концентрированной перекиси.

Относительно простая технология работы с перекисью, описанная в этой статье, может напрямую использоваться в экспериментальных космических аппаратах и других спутниках небольших размеров. Всего одно поколение назад низкие околоземные орбиты и даже глубокий космос исследовались с помощью фактически новых и экспериментальных технологий. Например, система посадки лунного Сёрвейора включала многочисленные мягкие уплотнители, которые могут считаться неприемлемыми сегодня, но были вполне адекватны поставленным задачам. В настоящее время многие научные инструменты и электроника сильно миниатюризированы, но технология ДУ не отвечает запросам маленьких спутников или маленьких лунных посадочных зондов.

Идея состоит в том, что заказное оборудование может быть разработано для конкретных применений. Это, конечно, противоречит идее "наследования" технологий, которая обычно превалирует при выборе спутниковых подсистем. Базой для такого мнения служит предположение, что детали процессов недостаточно хорошо изучены, чтобы разрабатывать и запускать совершенно новые системы. Данная статья была вызвана мнением, что возможность частых недорогих экспериментов позволит дать необходимые знания конструкторам небольших спутников. Вместе с пониманием как нужд спутников, так и возможностей технолоии приходит потенциальное снижение ненужных требований к системе.

Благодарности

Много людей помогли познакомить автора с ракетной технологией, основанной на перекиси водорода. Среди них Фред Олдридж, Кевин Болинжер, Митчелл Клапп, Тони Фриона, Джордж Гарбоден, Рон Хамбл, Джордин Каре, Эндрю Кьюбика, Тим Лоренс, Мартин Минторн, Малькольм Паул, Джефф Робинсон, Джон Рузек, Джерри Сандерс, Джерри Селлерс и Марк Вентура.

Исследование являлось частью программы Клементина-2 и Программы Технологий Микроспутников в Лаборатории Лоуренса, при поддержке Исследовательской Лаборатории ВВС США. Данная работа использовала средства правительства США и была проведена в Национальной Лаборатории Лоуренса в Ливерморе, университет Калифорнии в рамках контракта W-7405-Eng-48 с Департаментом Энергетики США.

Ссылки на работы

...

Приложение. Уравнения масштабирования СУ ориентации.

...

Биография