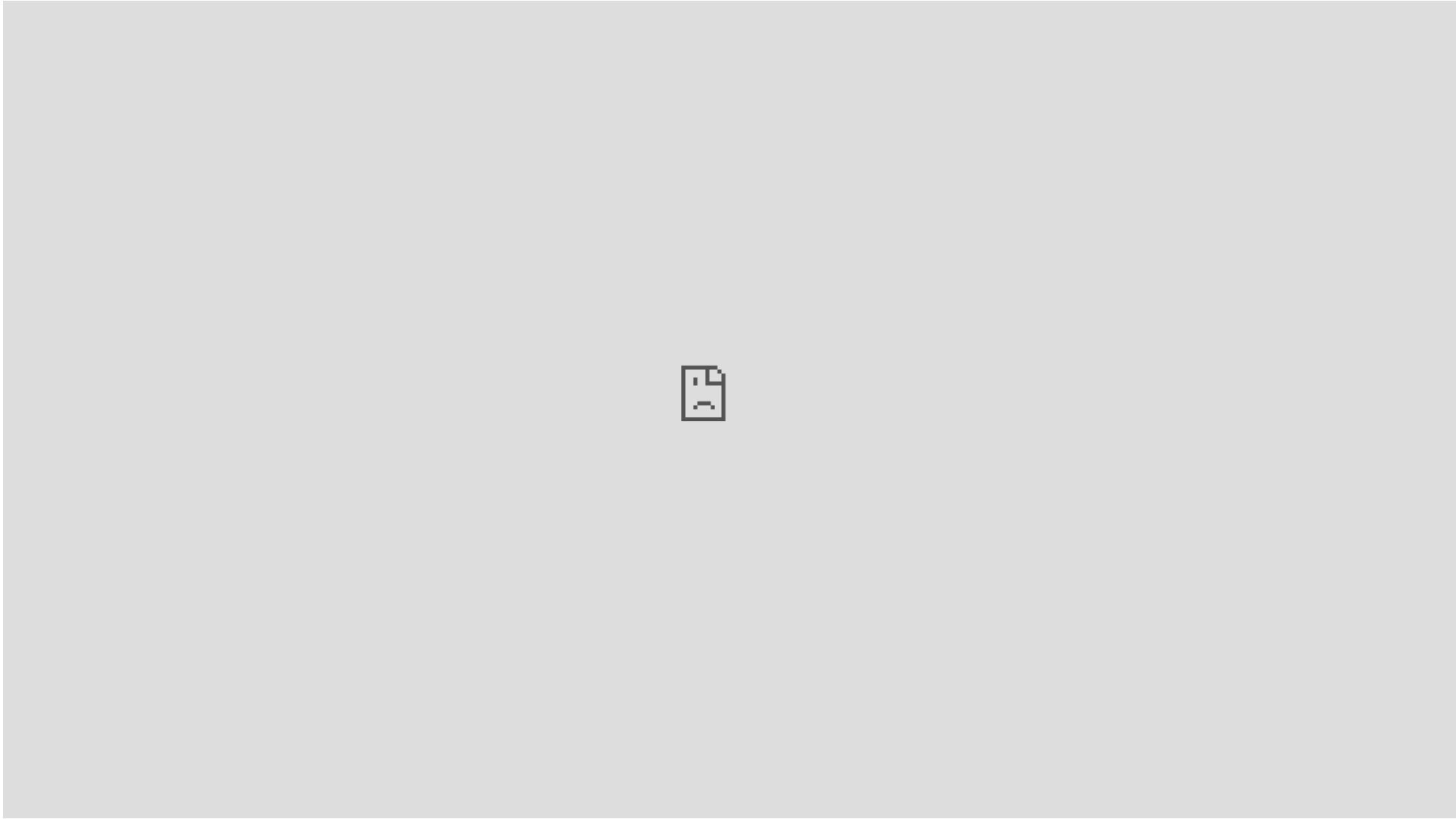


 UJlb9l4AnJlbrUH 28 июня 2017 в 11:44

Межпланетная программа SpaceX: подробный разбор ЖРД «Raptor»

Научно-популярное, Космонавтика, Транспорт будущего, Будущее здесь

Итак, на 2017 год компания SpaceX, пожалуй, ближе всех к отправке на Марс чего либо, отличающегося от зонда или марсохода. Более того, в планы компании входят вполне себе массовые пилотируемые экспедиции на Красную планету, которые будут обеспечивать долговременное присутствие человека на четвёртой от Солнца планете. Кроме того, SpaceX рассматривает проведение исследовательских миссий в тех частях Солнечной системы, мысли о которых не посещали даже головы самых отчаянных романтиков ракетной индустрии. Но какие технологии стоят за данными планами? Давайте разбираться. А начнём мы с рассмотрения ракетного двигателя, который должен обеспечить выполнение этих столь амбициозных планов — ЖРД «Raptor».



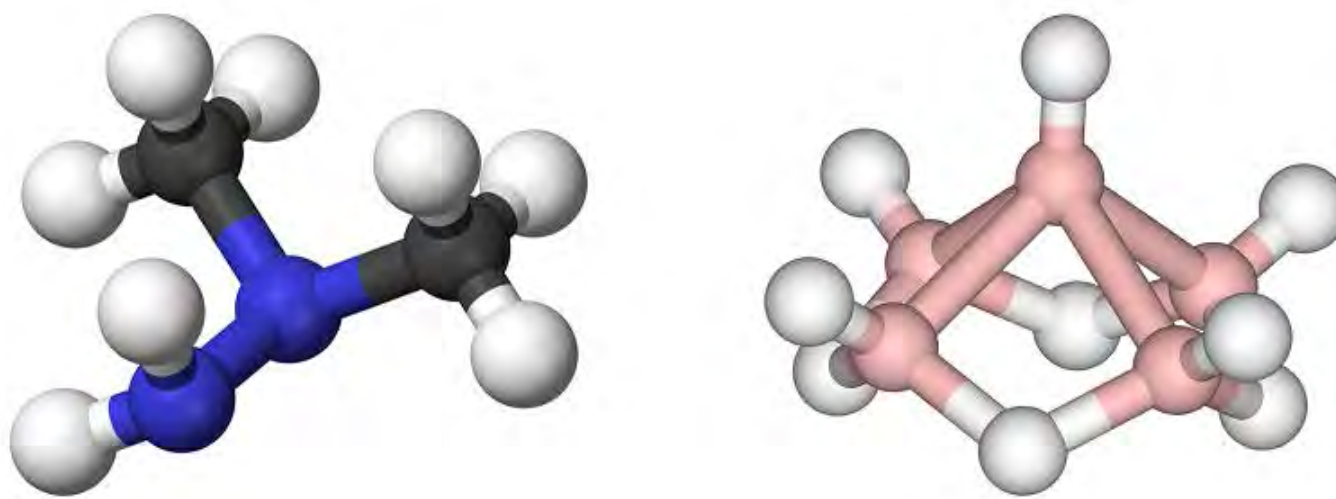
Стендовые испытания ЖРД «Raptor», 25 сентября 2016 года. МакГрегор, Техас.

ЖРД «Raptor»: что за зверь такой?

Итак, ЖРД «Raptor» разрабатывается компанией SpaceX в рамках программы полётов к далёким объектам Солнечной системы.

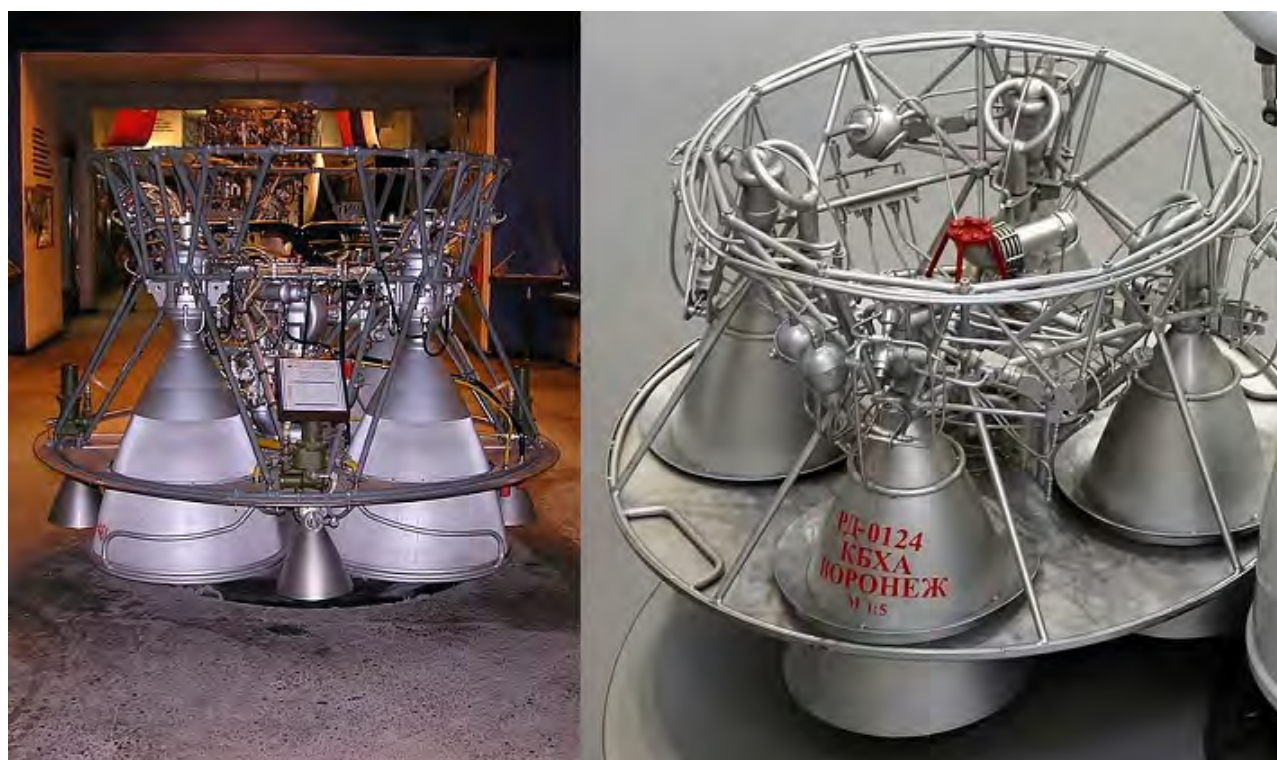
Первым по настоящему массовым двигателем компании SpaceX был Merlin, работающий на паре RP-1/LOX. Про данный двигатель можно сказать, что хоть он и является самым эффективным газогенераторным двигателем на данной топливной паре в истории США и обладает рекордной тяговооружённостью в целом он в первую очередь сделан с упором на безотказность, многоразовость и дешевизну. Можно сказать, что работая над Falcon 9 ставилась задача прежде всего обкатать до рутинного уровня технологию многоразовости, что в итоге принесло существенные плоды.

Действительно, спасение целой ступени потенциально может позволить сэкономить гораздо больше денег, чем снижение массы одноразовых агрегатов или повышение их эффективности при переходе на новые двигатели или топливные пары. Например, на [РН Союз-У2](#) в качестве альтернативы керосину на «Блоке А» (вторая ступень) использовался [синтин](#), что позволяло увеличить максимальную массу полезной нагрузки на 200 кг в сравнении с базовой версией ракеты [Союз-У](#). Другим примером может служить проект советской лунной ракеты УР-700, на котором предлагалось использовать уже совершенно экзотические топливные пары: и без того чрезвычайно токсичный НДМГ для двигателя первой ступени РД-270 предлагалось заменить на ещё более опасный [пентаборан](#) (B5H9) с приростом УИ РД-270 на 42 с, а на третью ступень вообще предлагалось устанавливать совершенно фантастическую по совокупной сложности эксплуатации и предстартовой подготовки систему, в основе которой должен был использоваться ЖРД на топливной паре «жидкий водород/жидкий фтор».



Химические формулы топлива, которые предполагалось использовать в двигателях РД-270: слева — НДМГ ($C_2H_8N_2$; синие шарики — атомы азота, чёрные шарики — атомы углерода, белые шарики — атомы водорода); справа — пентаэритрит ($C_5H_8O_4$; розовые шарики — атомы бора, белые шарики — атомы водорода). Оба соединения крайне токсичны, пентаэритрит в добавок ко всему обладает склонностью к внезапному самовоспламенению при контакте с воздухом даже при незначительном загрязнении. Кроме того, НДМГ и пентаэритрит гораздо дороже керосина в производстве.

Безусловно, если у вас в распоряжении нет многоразовых ракет, ваши полезные нагрузки много весят и космодромы находятся далеко от экватора, то напрашивается разумный вывод — нужно выводить максимально возможные массы в расчёте на один запуск. Впрочем, нужно учитывать, что высокая эффективность или новизна агрегатов может означать и высокую их стоимость и на этот случай есть отличный пример: долгое время на третью ступень РН «Союз» (т.н. «Блок И») устанавливался двигатель [РД-0110](#) (тяга и УИ в вакууме — 298 кН и 326 с, соответственно). Затем, начиная с модификации [Союз-2.16](#) на «Блок И» стали ставить новый [РД-0124](#) (тяга и УИ в вакууме — 294,3 кН и невероятные 359 с, соответственно). Однако, не смотря на то, что РД-0124 является самым высокоэффективным кислородно-керосиновым ЖРД в мире и имеет целый ряд других преимуществ перед своим предшественником, переход на созданный в XXI веке двигатель сопряжён с рядом финансовых трудностей: во-первых, его эксплуатация подразумевает покрытие затрат на ОКР (а РД-0110 был создан аж в 60-ых годах); во-вторых, он получил свои уникальные характеристики за счёт гораздо большей материалоемкости. Поэтому в итоге получается, что РД-0124 гораздо дороже, чем РД-0110, а из всей этой истории напрашивается следующий вывод: в современных условиях создание с нуля высокоэффективных одноразовых ракетных комплексов может помочь в решениях текущих задач, но в целом эта стратегия не очень рентабельна и по хорошему действительно имеет смысл ставить дорогие агрегаты на многоразовые ракеты или хотя бы отдельные многоразовые ступени. А как мы увидим чуть дальше, ЖРД «Raptor» как раз разработан с использованием колоссального количества новых технологий и современных инженерных решений.



Двигатели третьей ступени ракет семейства «Союз»: РД-0110 (слева) и РД-0124 (справа). Несмотря на внешнее сходство по размерам и геометрии РД-0124 является куда более технологичным и молодым агрегатом, что положительно влияет на его характеристики и отчётливо сказывается на итоговой стоимости и его эксплуатации.

Вообще SpaceX знаменита своим продуманным подходом в вопросах расхода средств, но это она и молодая частная компания, а не жирная неповоротливая корпорация вроде Boeing или Lockheed и им подобных, которые [любят высасывать деньги из государственной кормушки](#) или государственная структура-монополист. Поэтому каждый шаг SpaceX на пути к цели долго обсуждается и прорабатывается на предмет возможного снижения стоимости разработки, производства и многократной эксплуатации и бессмысленно было бы ожидать от этой компании проекты по разработке экзотических агрегатов вроде ЖРД [РД-301](#) на топливной паре «жидкий аммиак/жидкий фтор», создававшей целую гору проблем технологического и медико-экологического характера. Равно как бессмысленно было бы ожидать от SpaceX параллельных крупномасштабных работ по разработке нескольких ракет сразу (как это было в ходе советской лунной программы — параллельно разрабатывались сверхтяжёлые носители Н-1 и УР-700) или двигателей на крайне токсичной паре [НДМГ/АТ](#).



ЖРД РД-301 (жидкий аммиак/жидкий фтор) в музее Газодинамической лаборатории (ГДЛ) в Санкт-Петербурге. Кстати, в интернете выложен очень интересный отрывок из первого тома творчества под названием «Избранные работы академика В.П.Глушко», в котором как раз [обсуждаются](#) мотивы и перспективы создания двигателей с жидким фтором в качестве окислителя.

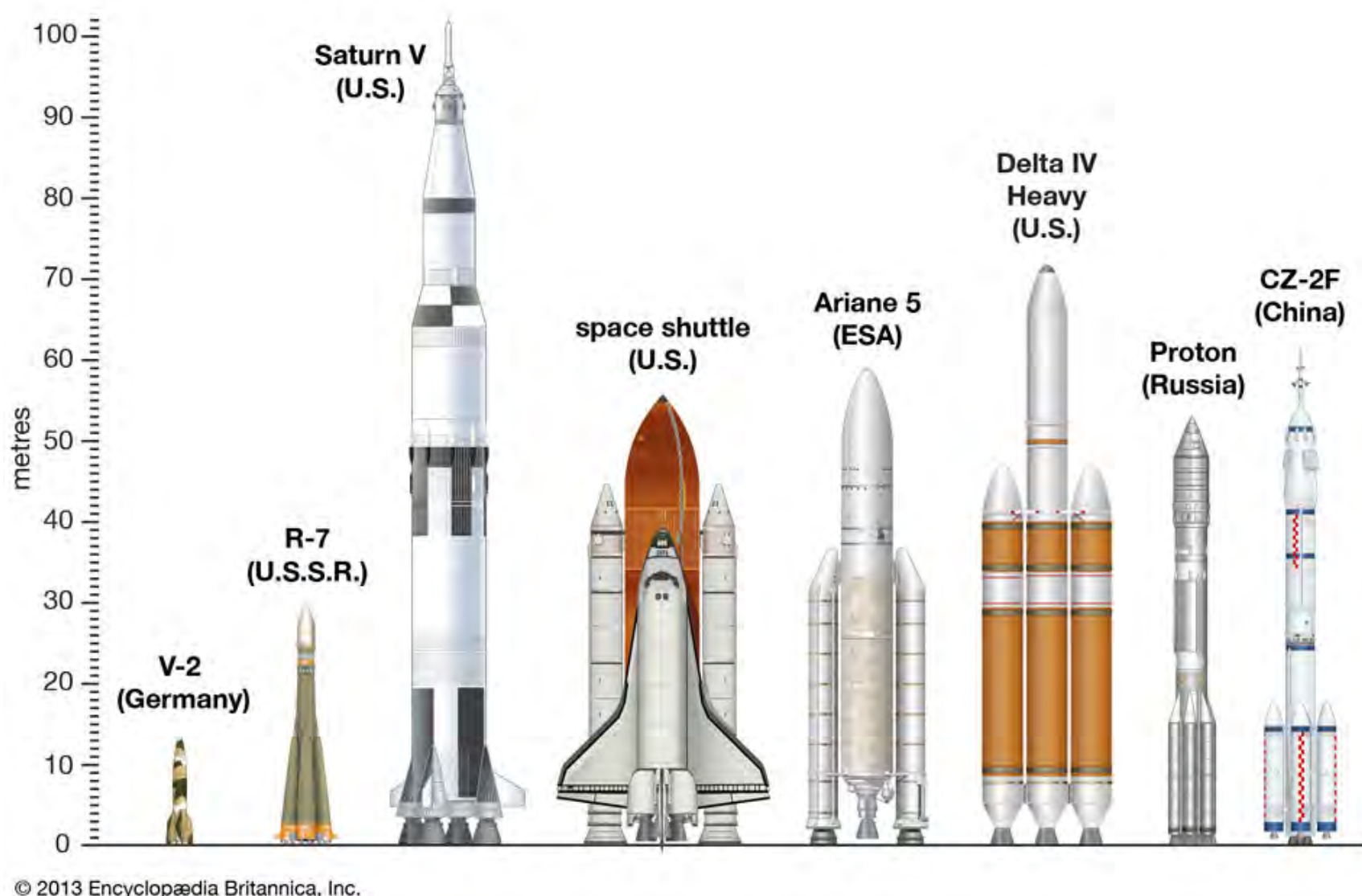
Начать обсуждение ЖРД «Raptor» я предлагаю с рассмотрения основных недостатков топливных пар RP-1/LOX и LH2/LOX, которые стоит учитывать при выборе топлива для ракетного двигателя:

- К примеру, в некотором смысле существенным минусом керосиновых ракет является относительно невысокий по сравнению с криогенным топливом удельный импульс (337 с в вакууме у РД-180 на паре RP-1/LOX против работавшего на паре LH2/LOX [РД-0120](#) с его 455 с в вакууме (4 этих двигателя устанавливались на второй ступени РН «Энергия», технология/технологическая цепочка производства данного агрегата по мнению некоторых представителей отрасли [утрачена](#)). При этом удельный импульс может быть принципиальным в тех случаях, когда речь идёт о ракете, стартовая масса которой составляет тысячи тонн;



ЖРД РД-0120 (музей РКК «Энергия»), который устанавливался на второй ступени ракеты-носителя «Энергия». В качестве топливной пары для этого двигателя использовалась LH2/LOX. Возможность производства двигателя в том виде, в котором он устанавливался на РН «Энергия» в данный момент утрачена.

- Также использование керосина подразумевает накопление в двигателях большего количества сажи, которая может увеличивать стоимость обслуживания многоразового двигателя или просто снижать его надёжность или ресурс;
- Ещё одним недостатком кислородно-керосиновых двигателей является тот факт, что керосин склонен к [коксованию](#) что приводит в необходимости подавать в камеры сгорания избыточное количество жидкого кислорода во избежание образования на внутренних частях двигателей твёрдого [нефтяного кокса](#). Это создаёт сразу две сложности, если целью разработчика является многоразовая ракета: во-первых, возникает необходимость очищать двигатели от нефтяного кокса перед повторными пусками; во-вторых, избыточная подача кислорода в камеру сгорания ускоряет процессы коррозии и приводит к износу насосных систем.
- Другим недостатком керосина является то, что его нереально найти нигде, кроме Земли, поэтому по сути единственная возможность заправлять межпланетные корабли в случае использования керосинового двигателя — отправлять керосин с Земли. При этом керосин сам по себе хоть и обладает высокой плотностью (особенно по сравнению с водородом), всё таки было бы лучше как-то научиться доставлять с Земли самые незаменимые компоненты синтеза топлива на другие планеты, а само производство и добычу недостающих реактивов производить на месте посадки межпланетного корабля. Кроме того, в случае длительного полёта с керосином на борту он банально может потерять свои свойства;
- Наконец, при всех достоинствах жидкого водорода (как было указано выше, удельный импульс пары LH2/LOX в вакууме примерно на 35% выше, чем у пары RP-1/LOX, кроме того низкая молекулярная масса молекулярного водорода способствует снижению скорости износа двигателей, а процесс горения практически исключают накопление сажи) его использование сопряжено с целым рядом трудностей:
 - Крайне низкая температура жидкого водорода (около -253 градусов Цельсия) делает его не самым удобным топливом;
 - Контакт водорода с металлами приводит к [водородному охрупчиванию](#). Наиболее подвержены водородному охрупчиванию высокопрочные стали, а также сплавы титана и никеля, что представляет опасность для ракет, при этом механизм водородного охрупчивания на данный момент не установлен, соответственно пока не понятно как с ним бороться;
 - Не смотря на то, что водород показывает отличные удельные импульсы в вакууме пара LH2/LOX не обладает аналогичными высокими показателями на уровне моря. К примеру, удельный импульс водородного маршевого двигателя первой ступени PH «Delta IV» [RS-68A](#) на уровне моря составляет 360 секунд, что менее чем на 12% превосходит аналогичный показатель для керосинового РД-180 — 311,3 секунды (напомню, что в вакууме для водородных двигателей достигалось превосходство над керосиновыми по удельному импульсу в 35%);
 - Наконец, пара LH2/LOX имеет катастрофически низкую плотность по сравнению с тем же керосином: 0.29 г/см³ для LH2/LOX против 1.03 г/см³ для RP-1/LOX, то есть она более чем в три раза меньше! Безусловно, более высокий удельный импульс позволяет использовать меньше топлива и окислителя в случае LH2/LOX, но он не настолько велик, поэтому использование LH2/LOX неизбежно приводит к весьма значительному увеличению объёмов топливных баков. В случае же ITS LV это бы означало переход от и без того гигантских размеров к совершенно невообразимым.



Сравнение размеров некоторых ракетных комплексов. Можно отметить, что несмотря на примерно одинаковые показатели выводимой на НОО нагрузки у РН «Протон М» (23 тонны) и «Delta IV Heavy» (26 тонн) и почти равные стартовые массы (705 тонн у «Протон М» и 723 тонны у «Delta IV Heavy») использование топливной пары LH_2/LOX на «Дельте» приводит к тому, что «Протон М» кажется лилипутом по сравнению с американским летающим водородным монстром.

Простой пример: полностью водородная «Delta IV Heavy» и работающая на НДМГ/АТ лучшая подруга казахского эколога РН «Протон М» способны выводить на НОО примерно одинаковые грузы (чуть меньше 26 тонн у «Дельты» и около 23 тонн у «Протона»). При этом топливные баки «Delta IV Heavy» настолько велики, что в её состав по сути входит целых три первых ступени, каждая из которых имеет высоту 40.8 метра. Высота же полностью собранной РН «Протон М» составляет 58.2 метра. К слову, «Delta IV Heavy» ещё и тяжелее «Протон М»: её стартовая масса составляет 732 тонны, что на 27 тонн больше стартовой массы «Протона». В общем, в качестве промежуточного итога можно сказать, что существование выгоды от использования пары LH_2/LOX на первых ступенях это вопрос довольно индивидуальный и дискуссионный.

Подобные недостатки пары LH_2/LOX привели к тому, что в основном на водороде летают ступени или разгонные блоки, двигатели которых включаются исключительно в вакууме, примером может служить разрабатываемый в данный момент в Государственном космическом научно-производственном центре им. М. В. Хруничева водородный разгонный блок «КВТК», что означает «кислородно-водородный тяжёлого класса» (в рамках проекта по созданию разгонного блока «КВТК» на воронежском Конструкторском бюро химавтоматики уже создан выполненный по безгазогенераторной схеме водородный двигатель РД-0146), а также проект водородной верхней ступени РН «Ангара-А5». При этом ожидается, что использование криогенной верхней ступени позволит увеличить выводимую «Ангара-А5» на НОО массу с 24.5 тонны до 34-38 тонн при запусках с космодрома «Восточный». Поэтому, чисто теоретически, инженеры SpaceX могли бы пойти по аналогичному пути: первая ступень на керосине или другом топливе, а верхние на водороде. Однако и такая концепция в случае с ITS LV не лишена существенных недостатков, основным из которых является необходимость строительства пускового комплекса, заправляющего гигантскую ракету большими объёмами нескольких видов ракетных топлив, а SpaceX всегда стремится снижать затраты во всём. Кроме того, если SpaceX хочет возвращать и верхние ступени, то жидкий водород это опять же не лучший выбор. В общем, перед инженерами маленькой, но очень гордой компании стоял непростой выбор.

Первые сообщения о готовящемся для полётов к другим планетам двигателе начали появляться в летом 2010 года, когда тогдашний директор Комплекса по разработке и испытанию ракет SpaceX (SpaceX Rocket Development and Test Facility), МакГрегор, Техас (вероятно, этот маленький город с населением около 5000 человек известен многим читателям по видеороликам взлёта и посадки экспериментальных тестовых стендов для отработки посадки первой ступени — Grasshopper'ов) Том Марказик (Tom Markusic) объявил о начале работ над газогенераторным двигателем «Merlin 2». Предполагалось, что он будет использовать топливную пару $\text{RP-1}/\text{LOX}$ и иметь тягу в 7,6 МН на уровне моря и 8,5 МН в вакууме, что превосходило показатели керосинового же однокамерного «монстра» F-1, который в количестве пяти штук использовался на первой ступени РН «Saturn V» для запусков лунных миссий. Также в заявлении было сказано, что двигатель будет иметь беспрецедентную эффективность, хотя на чём эти заявления были основаны сказать довольно сложно, да и сам проект по разработке «Merlin 2» очень быстро сошёл на нет.



Возвращаемая первая ступень РН «Falcon 9» — результат тестовых испытаний Grasshopper'ов.

Вторым заявлением Тома Марказика был анонс проекта по разработке работающего на паре LH2/LOX ЖРД «Raptor», который предполагалось вывести на уровень тяги ~0.67 МН при удельном импульсе в 470 секунд. Данная итерация предполагала, что на первой степени будут стоять двигатели «Merlin 2», а на верхней будут установлены ЖРД «Raptor». В итоге история с керосиново-водородной суперракетой закончилась вместе с заявлением Илона Маска о том, что озвученные ранее планы следует понимать не как утвержденную программу развития, а как результат мозговых штурмов и предмет для дальнейшей дискуссии. Вскоре SpaceX покинул и сам Том Марказик.

Первыми намёками на то, что SpaceX готовит нечто на экзотической топливной паре «жидкий метан/жидкий кислород» (CH₄/LOX) были появившиеся в мае 2011 года новости о том, что SpaceX контактирует с ВВС США на предмет возможного участия компании в государственной программе по разработке двигателей с высокой тягой для многоразовых ускорителей. И обсудить действительно было что. Дело в том, что данная заявка ВВС США подразумевала очень высокие требования к эффективности двигателей, кроме того в ней было четко указано, что нужны двигатели именно на паре RP-1/LOX. На тот момент требованиям ВВС США удовлетворяли только два агрегата: разрабатывавшийся на базе советского лунного наследия [НК-33](#) двигатель AJ-26-500 компании Aerojet и [РД-191](#) производства НПО «Энергомаш». В свою очередь компания SpaceX как раз проводила консультации с заказчиками из ВВС на предмет возможности втиснуться в эту советско-российскую «сладкую парочку» с некими собственными двигателями, работающими на другом топливе. А поскольку речь в заявке по программе шла о двигателях с высокой тягой, то стало понятно, что речь идет не о модернизированном ЖРД «Merlin 1», а о чём-то совершенно новом. Время шло и новый двигатель, получивший в итоге наименование «Raptor» обрастал всё новыми и новыми деталями и подробностями. Сначала в 2011 году было заявлено о желаемом уровне тяги в 2.2 МН, во втором квартале 2013 года уже было объявлено о возросшей с первоначальных 2.2 МН до 2.9 МН проектной тяге, а в 2014 году появлялась информация о тяге в 4.5 МН. На сегодняшний же день для «Раптора» указываются показатели тяги около 3 МН.



Кислородно-керосиновый ЖРД РД-191 производится в НПО «Энергомаш», построенный по закрытой схеме с окислительным генераторным

газом (про то, что это значит будет написано чуть ниже), МАКС-2013. Чрезвычайно эффективный, многоразовый, рекордсмен по [дресселированию](#) тяги на уровне моря. Наибольшее зафиксированное дросселирование — 27% от максимального значения, что подтверждено в реальных эксплуатационных условиях во время пуска РН «Ангара-А5»: установленный на центральном блоке РД-191 был дросселирован до уровня в 30%. Одна проблема: в России пока нет многоразовых ракетных ступеней, поэтому это относительно дорогой проект и многоразовый двигатель тестируется после первого же запуска. 25 августа 2015 года НПО «Энергомаш» приступило к созданию модернизированной версии двигателя РД-191М, который должен быть на 10-15% мощнее базовой версии.

При этом использование метана имеет ряд важных преимуществ по сравнению с LH2/LOX и RP-1/LOX:

- Пара CH₄/LOX характеризуется достаточно высокой плотностью, составляющей 0.82 г/см³ (напомню, у LH2/LOX это 0.23 г/см³, у RP-1/LOX это 1.03 г/см³). Таким образом, будет достаточно увеличить размеры баков всего на 25-30% относительно аналогичного по лётным качествам «керосинового дизайна»;
- Хотя метан и является криогенным топливом, его температура в жидком состоянии далека от аналогичного показателя жидкого водорода (около -161 градуса Цельсия для жидкого метана против -253 градусов Цельсия у жидкого водорода). Кроме того, по сравнению с жидким водородом жидкий метан гораздо менее агрессивен по отношению к используемым в ракетостроении материалам;
- Использование в качестве топлива жидкого метана существенно снижает количество образующейся в двигателях сажи в сравнении с RP-1/LOX, что позволяет снизить затраты на предстартовую подготовку многоразовых ступеней и в целом повысить надёжность многоразового двигателя;
- Наконец, метан — доступное и дешёвое топливо.

Но SpaceX решили не ограничиваться на «нативных» преимуществах метановой системы и пошли ещё дальше: «Raptor» — первый в мире запускаемый в полномасштабное производство ЖРД с наиболее эффективным закрытым циклом — так называемым «полнопоточным закрытым циклом» (то есть с дожиганием предварительно газифицированных и окислительного, и топливного компонентов).

Вообще как в наших СМИ, так и в зарубежных документальных фильмах можно услышать слова вроде «первым двигателем закрытого цикла был НК-33, потом про эту технологию все забыли, а затем на его основе сделали РД-180. А все остальные страны нам/России завидуют (с)». К примеру, так изложена история в британском фильме «Горячие двигатели холодной страны» («The Engines That Came In From The Cold». Channel 4, London). На самом же деле двигателей с той или иной формой закрытого цикла очень много (о них будет речь чуть ниже).



Документальный фильм «Горячие двигатели холодной страны» («The Engines That Came In From The Cold». Channel 4, London). В школьные

годы эт от фильм сильно укреплял желание авт ора данной ст ат ьи пойт и учит ься на ракет ного инженера или физика.

ЖРД замкнутой схемы (ЖРД закрытого цикла) — жидкостный ракетный двигатель, выполненный по схеме с дожиганием генераторного газа. В ракетном двигателе замкнутой схемы один из компонентов газифицируется в газогенераторе за счёт сжигания при относительно невысокой температуре с небольшой частью другого компонента, и получаемый горячий газ используется в качестве рабочего тела турбины турбонасосного агрегата (ТНА). Сработавший на турбине генераторный газ затем подаётся в камеру сгорания двигателя, куда также подаётся оставшаяся часть неиспользованного компонента топлива. В камере сгорания завершается сжигание компонентов с созданием реактивной тяги. Различают следующие типы ЖРД закрытого цикла:

- С окислительным генераторным газом. Примеры: РД-253 («Протон М»), РД-170/171 («Энергия», «Зенит», в будущем, возможно, «Союз-5»), РД-180 (Atlas-V), РД-191/193 («Ангара», «Наро-1» (он же KSLV-1), Союз-2.1в, возможно, также будет устанавливаться на «Antares» вместо НК-33) РД-120 (вторая ступень «Зенита»), НК-33 (Н-1, Союз-2.1в, «Antares», возможно, Союз-2-3);
- С восстановительным генераторным газом. Примеры: РД-0120 (вторая ступень РН «Энергия», SSME (Space Shuttle Main Engine), РД-857 (советская МБР [РТ-20П](#)), LE-7/LE-7A (японские двигатели для ракет семейства [H-II](#)))
- С полной газификацией компонентов. Примеры: РД-270 (УР-700 и УР-900), «Raptor» SpaceX.

Цитата из статьи [«Жидкостный ракетный двигатель закрытого цикла»](#), Википедия, с небольшими дополнениями автора.

Примером работавшего по такой схеме двигателя был разработанный в конце 60-ых годов XX века в ОКБ-456 (сейчас это [НПО «Энергомаш» имени академика В. П. Глушко](#)) ЖРД [РД-270](#) (использовал НДМГ/АТ) для проекта советской лунной/марсианской ракеты [УР-700/УР-900](#) (всё таки хорошо, что выбор пал на керосиновую Н-1: если бы в казахской степи через минуту после старта взорвалась сверхтяжёлая ракета на НДМГ/АТ, то с экологией на Байконуре бы стало совсем худо).



Созданный в 1962-1967 годах в ОКБ-456 (ныне НПО «Энергомаш») ЖРД РД-270 (НДМГ/АТ) для совет ской лунной/марсианской про граммы УР-700/УР-900. Являет ся первым в мире и одним из двух (иногда ещё называют т рет ий двигат ель — [Integrated Powerhead Demonstrator](#) производст ва компаний [Rocketdyne](#) и [Aerojet](#)) созданных за всё время двигат елей со схемой полнопот очного закрыт ого цикла. Вт орой т акой двигат ель пришлось ждат ь более 50 лет .

Пара слов об РД-270. Его разработка началась в 1962 году и была завершена в 1967-ом, то есть через 5 лет. Всего с октября 1967 года и до закрытия программы по созданию УР-700/УР-900 в июле 1969 года было проведено 27 огневых испытаний данного агрегата и собрано в общем сложности 22 экземпляра данного двигателя. Три двигателя испытывались повторно, а один — трижды. Затем проект УР-700/УР-900 был закрыт.

Кроме прироста удельного импульса замкнутая схема с полной газификацией компонентов подразумевает конструкцию двигателя с уменьшенным количеством потенциальных точек отказа по сравнению с ЖРД с частичной газификацией. Также схема с полной газификацией подразумевает отсутствие необходимости в нагнетании и сжигании в камере сгорания жидких компонентов, что сводит на нет риск возникновения [кавитации](#) компонентов жидкостного топлива и тем самым повышает надёжность системы. Впрочем, подобная конструкция таила в себе и некоторые сложности: из-за наличия одновременной работы четырёх глубоко интегрированных важных двигателя — двух газогенераторов и двух турбонасосов и их по сути сильно взаимосвязанной работы по подаче продуктов полной газификации в главную камеру сгорания в РД-270 наблюдались низкочастотные пульсации как в газогенераторах, так и в главной камере сгорания. Основной причиной этого опасного режима работы двигателя была сложность синхронизации совместной работы двух турбонасосов, которые пытались пересилить друг друга. В рамках проекта по созданию РД-270 данную инженерную задачу решить не удалось, а впервые с ней удалось справиться только через 10 лет уже американским инженерам при создании [ЖРД RS-25](#) (основной двигатель челнока Space Shuttle) только за счёт использования [бортовой](#)

цифровой вычислительной машины, аналога которой во времена разработки РД-270 в СССР просто не было.

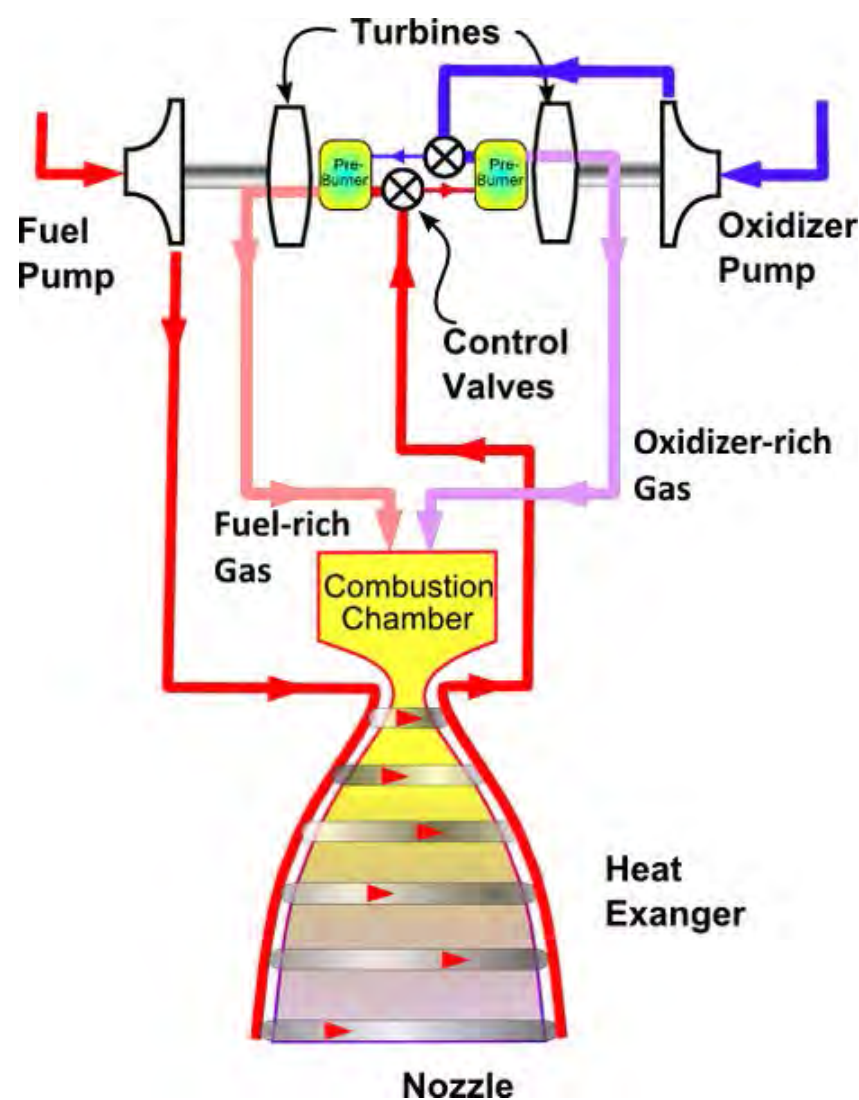
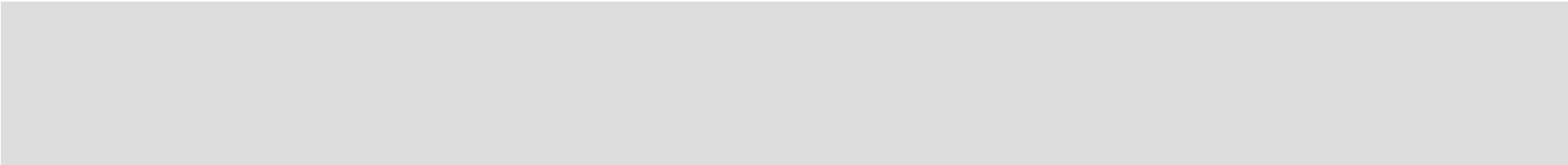


Схема ракетного двигателя с полной газификацией. Данная архитектура позволяет существенно повысить надёжность (к примеру, за счёт снижения количества необходимых насосов и трубопроводов) и характеристик двигателя при одновременном снижении его массы. Preburner — газогенератор; Pump — турбонасосы; Combustion Chamber — главная камера сгорания. Для сравнения в спойлере ниже приведена схема двигателя закрытого цикла с восстановительным генераторным газом, в котором топливо подаётся только через газогенератор, а окислитель ещё и напрямую из баков.

► Схема двигателя закрытого цикла с восстановительным генераторным газом

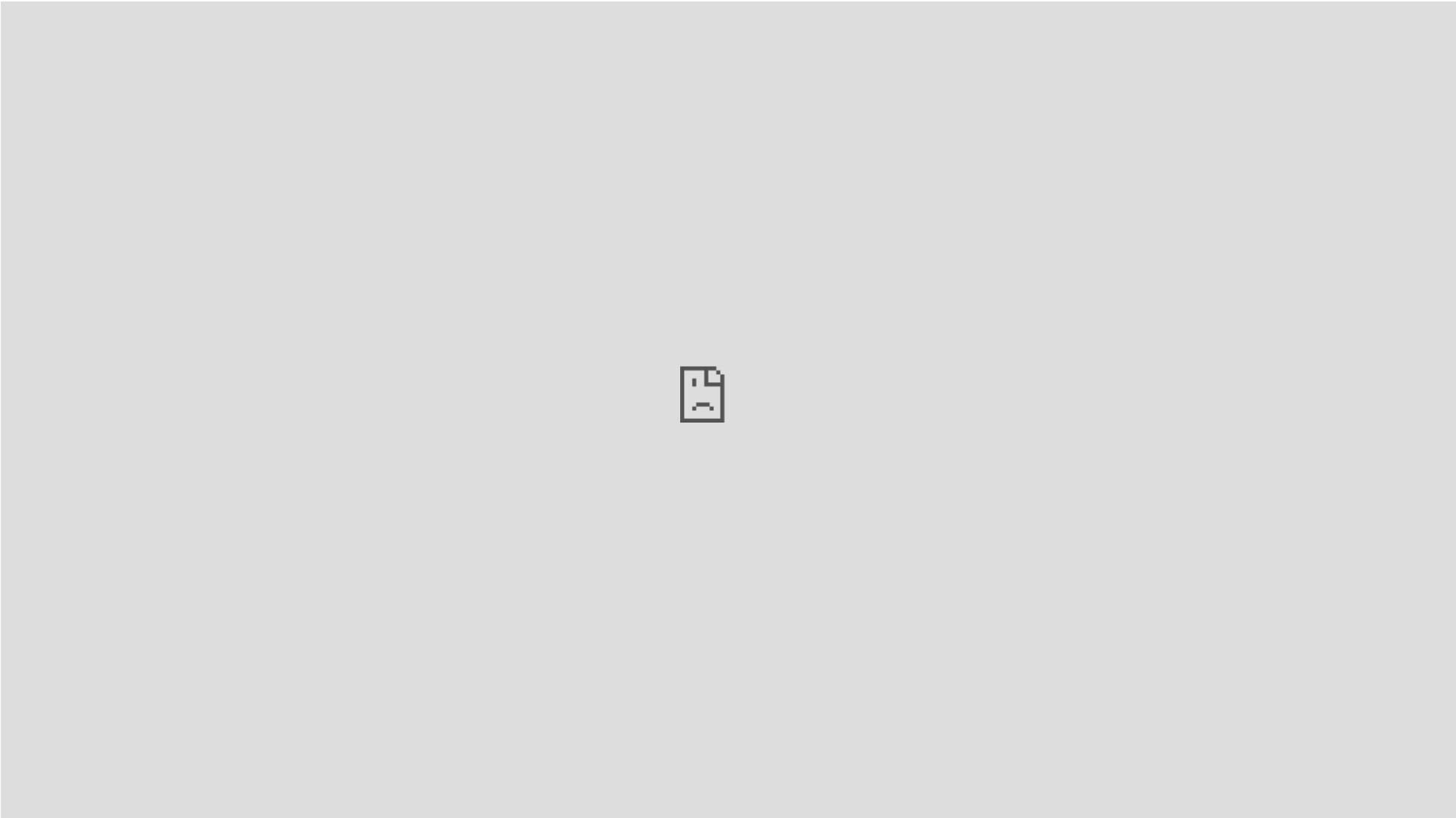
Есть, правда, у схемы с полной газификацией подводный камень — главные камеры сгорания двигателей, произведённых по такой технологии очень сложно тестировать. Дело в том, что большинство современных двигателей могут тестироваться по частям: насосы отдельно, камеры сгорания отдельно и так далее. При использовании же полной газификации это не представляется возможным ввиду того, что все детали двигателя очень сильно зависят друг от друга. Замкнутая схема с полной газификацией компонентов топлива подразумевает газификацию в двух отдельных газогенераторах (газогенератор — устройство для преобразования твёрдого или жидкого топлива в газообразную форму): в одном небольшая часть горючего сжигается с огромным количеством расхода окислителя (по сути это своего рода окислительный газогенератор), а в другом — переизбыток горючего сжигается с небольшим объёмом окислителя (по сути это своего рода топливный газогенератор). Поступление окислителя и топлива в газогенераторы осуществляется с помощью турбонасосов и эти же самые турбонасосы сразу после запуска двигателя работают за счёт энергии полученных в газогенераторах продуктов газификации. Наконец, в отличие от всех остальных схем полнопоточный закрытый цикл подразумевает поступление в камеру сгорания топлива и окислителя исключительно в газообразном виде, то есть она (камера сгорания) подключена исключительно к газогенераторам, но не к бакам, стало бы испытать камеру сгорания без газогенераторов и соответствующих турбонасосов принципиально невозможно. В общем для испытаний нужно собирать двигатель полностью.





Моделирование физико-химических процессов в ЖРД «Raptor». Настоятельно рекомендуется к просмотру людям, которые любят яркие красивые диаграммы и модели, полученные на основе математических расчётов.

Ещё одним «вызовом» на пути к созданию готового изделия является тот факт, что в двигателях с полной газификацией в камеру сгорания уже поступают исключительно газообразные компоненты топлива и газообразные же продукты его сгорания, а физико-химические аспекты данного процесса ранее не были широко исследованы ввиду того, что по сути никто в США, да и в мире вообще не использовал полнопоточный закрытый цикл ранее. Да и даже если учесть факт существования РД-270, то, во-первых, вряд ли SpaceX смогла бы получить подробную документацию по этому изделию, во-вторых, маловероятно, что в конце 60-ых годов прошлого века вычислительные мощности позволяли получать результаты, которые не имело бы смысла уточнять или даже перепроверять в 2017 году.



Илон Маск представляет публике обзор характеристик двигателя Raptor на Международном конгрессе астронавтики, 27 сентября 2016 года, Гвадалахара, Мексика.

Также известно, что в целях оптимизации запусков топливо и окислитель для ЖРД «Raptor» будут находиться в баках при температурах, близких к температуре замерзания, а не к температуре кипения, что нетипично для существующих ракетных комплексов на криогенном топливе. Переохлаждение метана и кислорода должно увеличить их плотности, что приведёт к уменьшению объёмов топливных баков и ракеты в целом. Кроме того, переохлаждённое топливо и окислитель менее склонны к кавитационным процессам в турбонасосных агрегатах, что также сказывается на надёжности системы самым положительным образом.

Кроме того, прорабатывается возможность перевода производства отдельных узлов «Raptor»-а на технологии 3D-печати. Так, в 2016 году был испытан экспериментальный уменьшенный образец двигателя с тягой около 1 МН, 40% деталей которого (по массе) были напечатаны.

Наименование двигателя	Топливо	Где устанавливался / планируется к установке* / планировалось использовать**	Современный статус	Тяга, МН		Удельный импульс, с	
				Уровень моря	Вакуум	Уровень моря	Вакуум
Raptor	CH4/LOX	ITS LV*, Falcon 9*, Falcon Heavy*	В разработке	3,05	3,285 / 3,5***	334	361 / 382***
Merlin 1D	RP-1/LOX	Falcon 9	Используется	0,845	0,914 / 0,94***	282	311 / 348***
RS-68A	LH2/LOX	Delta IV, Delta IV Heavy	Используется	3,14	3,56	363	412
F-1	RP-1/LOX	Saturn V	Больше не используется	6,77	7,74	263	304
RS-25 / SSME	LH2/LOX	Space Shuttle/SLS*	Проект Space Shuttle закрыт, SLS находится в разработке	1,86	2,28	363	453
РД-191	RP-1/LOX	Ангара, Наро-1, Союз-2.1в (в модификации РД-193), Antares (в модификации РД-181)	Используется	1,93	2,09	311,5	337,5
НК-33	RP-1/LOX	Н-1 (в более ранней модификации НК-15), Союз-2.1в, Antares (в модификации AJ-26)	Используется, но не производится. Впоследствии будет заменён на одну из модификаций РД-191	1,51	1,64	297	331
РД-0120	LH2/LOX	Энергия	Возможность производства потеряна с распадом СССР	1,53	1,96	353,2	455
РД-270	НДМГ/АТ	УР-700**/УР-900**	Проект закрыт, лётных испытаний не проводилось	6,27	6,71	301	322
РД-0162	CH4/LOX	Проект многоразового метанового двигателя	В разработке, испытание первого завершённого экземпляра запланировано на 2020 год	Н/Д			

Сводная таблица с характеристиками некоторых широко используемых однокамерных двигателей. Синим цветом обозначены двигатели, созданные в США, красным — созданные в СССР/России. Знаки (***) у показателей тяги и удельных импульсов двигателей «Raptor» и «Merlin 1D» означают, что данные цифры относятся не к стандартным на первых этапах базовым модификациям этих двигателей, а к специальным усовершенствованным на верхние этапы вариантам «Raptor Vacuum» и «Merlin 1D Vacuum», соответственно.

Таким образом, в качестве вывода можно сказать, что выполненный по схеме открытого цикла «Merlin» был хоть и очень удачным, а его модернизированная версия «Merlin 1D» обладает высочайшим соотношением тяга/масса и тяга/стоимость, а также является самым эффективным кислородно-керосиновым двигателем из когда-либо производившихся в США, но всё же во многих вопросах «Merlin» остаётся далеко не самым передовым агрегатом. В свою очередь разработанный компанией SpaceX ЖРД нового поколения «Raptor» вобрал в себя если не все, то уж точно очень многие самые передовые технологии из числа существующих в ракетном двигателестроении на сегодняшний день. А планируемое многоразовое использование данного агрегата позволит с лихвой компенсировать дороговизну подобных передовых решений.

Как Вы считаете, найдёт ли человечество внеземную жизнь на одном из объектов Солнечной системы?

Да, безусловно. Это случится в ближайшие 50 лет.

Да, но это случится не ранее конца XXI века.

Найдут в ближайшие 50 лет, но не внеземную жизнь, а то, что от неё осталось.

Найдут не ранее конца XXI века, но не внеземную жизнь, а то, что от неё осталось.

Нет, в Солнечной системе никого, кроме нас, нет. Но жизнь/её следы найдут на кометах/астероидах.

Внеземная жизнь существует, но очень-очень далеко.

Нигде во Вселенной, кроме как на Земле, жизни нет вообще.

Проголосовали 636 пользователей. Воздержались 143 пользователя.

Теги: [SpaceX](#), [ITS](#), [ITS LV](#), [Raptor](#), [Ракетостроение](#), [РД-191](#), [НК-33](#), [РД-270](#), [УР-700](#), [Ракетные двигатели](#), [ЖРД](#)

+38

↓

47

28,8k

120

0,5

Карма

−0,6

Рейтинг

23

Подписчики

@UJlb9I4AnJlbrUH

Пользователь

Комментарии 120

https://habr.com/ru/post/404933/

11/29

 Hayate 28 июня 2017 в 12:52

#

🔖

↑ 0 ↓

Пессимисты распространяют слухи, что текущий раптор проходивший испытания это мерлин в который залили метан. И ссылаются на чей-то диплом в рамках которого отработавший на стендах керосиновый движок заправляли метаном и он даже работал.

 darthmaul 28 июня 2017 в 19:02

#


🔖

🔗

👍

↑ 0 ↓

В качестве большой горелки можно что угодно использовать, лишь бы сопло было. Вот только из-за такого обмана может банкротится вся SpaceX, не думаю что Маск настолько дурак.

 Hayate 28 июня 2017 в 19:24

#

🔖

🔗

👍

↑ +2 ↓

Ну это не прям обман обманом, это подогрев интереса. Типа Маск говорит что уменьшенный раптор уже готов, нормальный будет через полтора года, а на самом деле большой конечно будет, но через четыре года.

 Valerij56 29 июня 2017 в 00:48

#

🔖

🔗

👍

↑ +7 ↓

Во первых, уже «уменьшенный Раптор» вполне себе Раптор — на него есть заказ от военных, которые хотят видеть с ним верхнюю ступень (прежде всего для Фалькона Хэви). Во вторых, даже с учётом «через четыре года» темпы разработки двигателя в SpaceX впечатляют.

На самом деле, ИМХО, всё будет проще. Как известно, Мерлин — не двигатель, это семейство двигателей, от относительно простого Мерлина-1А с абляционным охлаждением до современного, работающего на переохлаждённых компонентах Мерлина-1Д. Вероятно, и с Раптором будет также. Предполагаю, что его первые итерации будут иметь относительно скромные параметры, которые потом будут улучшаться.

 blaze79 19 ноября 2017 в 23:38

#

🔖

🔗

👍

↑ 0 ↓

когда томас мюллер был молод и работал в TRW над двигателем TR-106, на нем в том числе тестировали метан

 Valerij56 20 ноября 2017 в 00:47

#

🔖

🔗

👍

↑ 0 ↓

Отчего же тогда Томас Мюллер тянул кота за яйца, и Раптор первоначально планировал делать на водороде. Правда потом, когда у нас в Воронеже, провели сравнительные испытания разных топливных пар для многоразовых систем, где метан показал свои исключительные качества. Испытания финансировались ЕКА, поэтому результаты их опубликованы, и вы можете, за сумму малую, получить собственную копию диссертации по результатам этих испытаний.

 blaze79 20 ноября 2017 в 09:30

#

🔖

🔗

👍

↑ 0 ↓

спросите у Томаса Мюллера. я могу придумать 35 причин, но не вижу в этом необходимости. тестирование TR-106 на метане это факт.

 bfDeveloper 28 июня 2017 в 12:58

#

🔖

↑ 0 ↓

Непонятно, как они собрались ставить рапторы на Falcon 9. Он точно не будет дросселироваться до уровня минимальной тяги мерлина, слишком уж мощный. Как возвращать ступень? Или они поставят один маленький раптор специально для посадки?

 shedir 28 июня 2017 в 13:25

#

🔖

🔗

👍

↑ 0 ↓

Думается Raptor'ы не для Falcon'ов, а для ITS.

 Valerij56 29 июня 2017 в 01:21

#

🔖

🔗


👍

↑ +2 ↓

Министерство обороны оказалось заинтересовано в уменьшенной модели Раптора для верхней ступени (прежде всего Фалькона Хэви, но и Фалькона-9 также). Она должна выводить ПН непосредственно на ГСО, а не на ГПО, как обычно.

Мне кажется возможным вариант использования 6-9 малых Рапторов, часть которых с «наземным» соплом, для многоразовой первой ступени ракеты, имеющей размерность Фалькона-9 или чуть больше. Предположения об этом высказывались разными экспертами. Буквально неделю назад и Гвин Шотвел сказала, что в SpaceX обсуждают такую возможность.

Мое ИМХО, что SpaceX может развернуть окончательную сборку первой ступени новой ракеты на площади здания, недавно арендованного в порту Канаверал. Нынешний завод SpaceX в Лос Анджелесе сосредоточится на строительстве космических кораблей, ракетных двигателей, и производстве комплектующих. Это позволит строить ступени большего (5-6 метров) диаметра, и транспортировать их из порта Канаверал к месту запуска в основном по воде. Прожигать ступени в сборе, в этом случае, можно также на мысе. Там достаточно неиспользуемых сейчас стартовых комплексов, один из которых может быть переделан под испытательный стенд. Ступень большего диаметра станет «коренастой», намного более устойчивой при посадке, и позволит использовать обтекатели большего диаметра. При этом многоразовых ступеней потребуется меньше, чем сейчас одноразовых.

 UJlB9l4AnJlBlrUH 23 марта 2018 в 18:48

#

🔖

🔗

👍

↑ 0 ↓

А в чём выигрыш схемы, при которой верхняя ступень выводит нагрузку на ГСО? Речь о надёжности, которая растёт из-за сокращения числа ступеней или об экономии топлива на полезной нагрузке? И что это за нагрузка, которую ФХ (с доработанной верхней ступенью на текущих двигателях) не потянет на ГСО?

Хотя для Ф9 это, безусловно, выглядит весьма логичных. Я верно понимаю, что в этом сценарии верхняя ступень должна сама себя увести с ГСО?

 Valerij56 23 марта 2018 в 19:06

#

🔖

🔗

👍

↑ 0 ↓

А в чём выигрыш схемы, при которой верхняя ступень выводит нагрузку на ГСО?

Например, спутники с электрическими /ионными и плазменными/ двигателями занимают своё место на ГСО в течении месяцев. Спутник с химическим апогейным двигателем должен иметь большой запас топлива.

И что это за нагрузка

voyager-1 28 июня 2017 в 13:27 # 2 +2

choupa 28 июня 2017 в 13:51 # 📖 🏠 📌 ⬆️ ⬆️ -1 ⬇️

- darthmaul 28 июня 2017 в 19:11 # 📌 ↻ ⬆️ ⬇️ +4

 migelle74 28 июня 2017 в 21:39 +2

antey86 29 июня 2017 в 00:16 # 📖 📄 📌 ⬆️ ⬆️ -1 ⬇️

dzzh 29 июня 2017 в 01:31      -1 

Eklykti 28 июня 2017 в 23:41      +4 


black_semargl 29 июня 2017 в 02:59 # 📖 📄 📌 ⬆️ ⬆️ +4 ⬇️

- blaze79 19 ноября 2017 в 23:41 0





IgorKolpakov 28 июня 2017 в 13:53 0



13/29

Кроме того, за счет более высокого удельного импульса метан/кислородной пары (по сравнению с керосин/кислород) вторую ступень в ряде миссий предполагается возвращать на Землю и использовать повторно чего сейчас не делают.



IgorKolpakov 28 июня 2017 в 14:32




 0 

Хотя, если на первую ступень нынешнего Falcon 9 поставить метановые Рапторы (пусть и уменьшенные), то это будет довольно глубокая переработка ракеты. И называться результат будет — весьма вероятно — уже не Falcon 9, а какой-нибудь Falcon 5 или 7 (в зависимости от количества двигателей). Возможно (если пофантазировать) можно будет на малом Рапторе возобновить и производство Falcon 1, которое в своё время прекратили.

В этом случае, в линейке продукции SpaceX будет полный ассортимент многоразовых ракет — от легких до сверхтяжелых...)




arheops 29 июня 2017 в 00:46









 0 

Рапторы на большую ракету должны поставить.




blaze79 19 ноября 2017 в 23:39



 0 

по контракту с ввс они разрабатывают его для верхних ступеней ф9 и хэвика. там будет версия послабее



Sandmann-bk 28 июня 2017 в 13:46



 +1 

Какой-то коротенький список источников.

ождается, что использование криогенного РБ позволит увеличить выводимую «Ангарой-А5» на НОО массу с 24.5 тонны до 34-38 тонн

КВТК — именно РБ, и не повышает грузоподъёмность на НОО, но позволяет выводить полезную нагрузку большей массы на высокие орбиты. Увеличенную грузоподъёмностью на НОО имеет вариант «Ангара-А5В» с кислородно-водородной третьей ступенью с двигателями РД0150.

▼ [А5В, КВТК](#)

Кислородно-водородный разгонный блок КВТК для РН тяжёлого класса «Ангара-А5»

КГЧ с РБ КВТК

Огневые испытания ЖРД РД0146Д

Основные характеристики разгонного блока КВТК

Характеристика	Значение
Компоненты топлива:	
- маршевая ДУ	$O_2 + H_2$
- ДУ COO_2	АТ+НДМГ
Масса конструкции (без проставки), т	3,0
Максимальный заправляемый запас топлива и газов, т	19,8
Маршевый двигатель	РД0146Д
Тяга МД (в вакууме), тс	7,5
Удельный импульс тяги (в вакууме), с	470
Максимальное количество включений МД	до 5
Масса ПН, выводимой на орбиту, т	
- ГСО (Плесецк / Восточный)	4,5 / 5,0
- ГПО (Плесецк / Восточный)	7,5 / 8,0

15/29

Нет, я ошибся в том, что при записи забрасываемой на НОО массы обычно записывается "масса полезной нагрузки + масса разгонного блока".

 Sandmann-bk 30 июня 2017 в 17:55

#🔖📌🔄

↑+1↓

Вообще он в любом случае должен доводить себя и полезную нагрузку на замкнутую опорную орбиту, так как их общая масса превосходит грузоподъёмность А5/А5П. Я в баллистике не очень, но для ПН большей массы тяга двигателя действительно кажется недостаточной.

 UJlb9I4AnJlblrUH

🔗28 июня 2017 в 20:17

#🔖📌🔄⬆️

↑+2↓

Благодарю за найденную неточность. Знал, что это сумма масс, но в итоге всё равно ошибочно написал про полезную нагрузку в 35 тонн. Исправлено!

 engine9 28 июня 2017 в 18:16

#🔖

↑+2↓

Крутая статья. Думаю, что найдут высокоразвитую жизнь в галактике раньше чем микробную в СС, по радиоизлучению (обрывкам передач, радарному излучению) или лазерному свету.

 SelenIT3 29 июня 2017 в 00:22

#🔖📌🔄⬆️

↑0↓

Так уже (возможно:).

 Valerij56 30 июня 2017 в 20:30

#🔖📌🔄⬆️

↑+2↓


Увы, для этого нужно очень большое разрешение, отделить радиопередачи от шума светила. И всё равно на таком расстоянии принять передачу (если это не сознательный сигнал в нашу сторону) почти невозможно. А поймать такой сигнал почти не реально, так как он вряд ли может быть длительным по историческим меркам.

 rPman 28 июня 2017 в 19:05

#🔖

↑-1↓

Про голосование — следы жизни (окаменелости и результат их прошлой жизнедеятельности), с большой вероятностью, уже нашли в метеоритах Марса и на самом Марсе.

 odins1970 30 июня 2017 в 12:01

#🔖📌🔄⬆️

↑0↓


на самом деле нет

 darthmaul 28 июня 2017 в 19:17

#🔖

↑+1↓

Я так понимаю, за 3-й вариант голосуют фанаты Mass Effect))

 UJlb9I4AnJlblrUH 28 июня 2017 в 20:30

#🔖📌🔄⬆️

↑+2↓

Вероятно, этот пункт выбирают сторонники той точки зрения, что какие-то окаменелости или другие следы найдут на Марсе.

 Avenger911 29 июня 2017 в 10:17

#🔖📌🔄⬆️

↑0↓

Кто сказал Mass Effect?

Ну, лично я подумал именно так, как написал UJlb9I4AnJlblrUH выше, а на такую связь не обратил внимания до вашего комментария =)

Мне кажется, хотя бы какие-то окаменелые бактерии на Марсе должны найтись.


 erwins22

🔗28 июня 2017 в 20:22

#🔖

↑+2↓

Где пункт выбора, что мы не доживем до 2050?


 Arxitektor 28 июня 2017 в 20:26

#🔖

↑+1↓

Однако, не смотря на то, что РД-0124 является самый высокоэффективный кислородно-керосиновый ЖРД в мире

Как жаль что в мире нет очень тесного сотрудничества.
Пропадают или не используются Очень хорошие разработки на которые потрачено много человеко-часов и прочих ресурсов.
Ведь объединив наработки и знания нескольких стран тот же Фалкон 9 можно еще улучшить.

 black_semargl 29 июня 2017 в 03:03

#🔖📌🔄⬆️

↑0↓

Увы — не всякая наработка на пользу.
Удорожание невыгодно — клиенты не купят.

 mad_god 28 июня 2017 в 21:23

#🔖

↑0↓

это же рендер, да?

 migelle74 28 июня 2017 в 21:45

#🔖

↑0↓

РД-301 в сравнении с РД-120 смотрится каким-то запредельно сложным монстром.

 Oserg 28 июня 2017 в 22:46


↑ +3 ↓

Простой пример: полностью водородная «Delta IV Heavy» и работающая на НДМГ/АТ лучшая подруга казахского эколога РН «Протон М» способны выводить на НОО примерно одинаковые грузы (чуть меньше 26 тонн у «Дельты» и около 23 тонн у «Протона»)

Протон-М выводит на орбиту 200 км с наклонением 51.6 градусов 21.5 — 23 тонны (без РБ / с ним).

Дельта-4Н на орбиту 200 км с наклонением 28.7 (более удачное место для пуска) выводит 28.7 тонны, если внести поправку на пуск с Байконура то выйдет ~27.5 т. Это не «примерно столько же» а на 20% больше.

Но это самый неудачный для дельты расклад где набор скорости минимален. По настоящему она раскрывается при пусках на более высокие орбиты: На геопереходную GTO+1500 Протон тащит 6.3 тонны полезной нагрузки тогда как Дельта 4Н — 11.5 тонн, на 80% больше

 UJlb9l4AnJlbIrUH 28 июня 2017 в 22:55

↑ +2 ↓

Но это самый неудачный для дельты расклад где набор скорости минимален. По настоящему она раскрывается при пусках на более высокие орбиты: На геопереходную GTO+1500 Протон тащит 6.3 тонны полезной нагрузки тогда как Дельта 4Н — 11.5 тонн, на 80% больше

По сути это подтверждает тезис о том, что эффективность водород-кислородной пары раскрывается именно в вакууме. Или нет?


Плюс, по идее, у Дельты есть небольшая фора за счёт широты космодрома, которая в ГПО по идее уже гораздо существеннее, чем в НОО.

 Oserg 28 июня 2017 в 23:42

↑ +3 ↓

По сути это подтверждает тезис о том, что эффективность водород-кислородной пары раскрывается именно в вакууме. Или нет?

Отчасти да, но там не в вакууме дело. Потеря эффективности на низкой высоте вообще связана не с водород-кислородом, а с давлением в камере сгорания и размерами сопла. Низкое давление не позволяет использовать у земли большое сопло, а без большого сопла теряется эффективность; высокое же давление у водородного двигателя развить пока сложно. Но даже на НОО вклад этого фактора невелик, а на ГПО он еще меньше. Реальная же причина почему Дельта выигрывает на высоких орбитах — в уравнении Циолковского. Чем больше необходимый набор скорости тем экспоненциально меньше полезная нагрузка, но у ракет с высоким уи нагрузка с ростом требуемого набора скорости снижается медленнее чем у ракет с низким уи ибо лишний 1 м/с скорости нужной полезной нагрузки снижает выводимую на орбиту массу в $\exp(-1/v)$ раз где v — характеристическая скорость (пропорциональная уи). У Дельты, как я понимаю, по сравнению с Протоном выше потери характеристической скорости на старте и ее преимущество частично теряется (хотя и не исчезает полностью), но на длинной дистанции оно накапливается и становится очевидно.

 UJlb9l4AnJlbIrUH 28 июня 2017 в 23:48

↑ +2 ↓

Ну про это и речь, УИ у двигателей на паре водород-кислород в вакууме чрезвычайно высокий, поэтому когда ракета переходит с НОО на ГСО через ГПО водородное топливо очень сильно ей в этом помогает по сравнению с "Протоновским" НДМГ в особенности при его-то УИ 320-325 секунд против 462 секунд у "Дельты".

 Tim_23 29 июня 2017 в 00:03

↑ 0 ↓

Низкое давление не позволяет использовать у земли большое сопло, а без большого сопла теряется эффективность

Это почему? Нерасчетность у всех водородников низкая, где-то 0.2-0.4, но это за счет степени расширения. Например у RS-25, давление в камере то под 200 атмосфер, при этом нерасчетность 0.3-0.4. Что мешает сделать сопло короче(или диаметр меньше) и струю сделать не столь перерасширенной? Правла на больших высотах это сопло будет уже не столь эффективно. Я думаю, низкое давление у водородников сделано именно что под большие высоты ближе к вакууму.

 Oserg 29 июня 2017 в 09:23

↑ 0 ↓

При одной и той же степени расширения давление на выходе из сопла пропорционально давлению в двигателе. Проблема с наземными пусками вынуждающее использовать короткое сопло в том что если это давление ниже атмосферного, то возникают проблемы, это ограничивает длину сопла. У двигателей с высоким давлением, очевидно, проблемы начинаются при большей степени расширения.

Что мешает сделать сопло короче

УИ у короткого сопла ниже, чем больше степень расширения — тем полнее оно преобразует тепловую энергию газа в работу

или диаметр меньше

При заданном давлении диаметр сопла напрямую определяет тягу, уменьшить его не получится.

 Tim_23 29 июня 2017 в 20:56

↑ 0 ↓

Про УИ понятно. Про тягу не совсем. Тяга определяется в первом приближении как произведение расхода на скорость истечения в выходном сечении. Расход в свою очередь определяется давлением в камере и площадью в критике(при равной T , адиабате и прочих параметрах газа). То есть диаметр выхода не должен влиять на тягу, если при этом не меняется например скорость истечения. Хотя скорость вроде бы должна зависеть от степени расширения(с другой стороны для керосин-кислородных движков эта величина примерно одинакова, 3200-3500 м/с).

Прямо вот запутался немного.

То есть, если мы в два раза уменьшим диаметр на выходе, насколько тяга должна поменяться?

 Oserg 29 июня 2017 в 23:05

↑ +1 ↓

Критическое сечение определяется точкой где рабочее тело разгоняется до 1 Маха, скорость там примерно постоянна, а массовый расход пропорционален плотности газа которая в свою очередь пропорциональна (статическому) давлению в этом месте, которое в свою очередь пропорционально давлению в камере сгорания с коэффициентом пропорциональности который зависит только от показателя адиабаты. Вдобавок произвольным образом это сечение ставить просто нельзя, площадь этого сечения должно быть пропорционально сечению камеры сгорания с определенным коэффициентом.

 Tim_23 30 июня 2017 в 20:39

#

🔖

📌

👤

↑ +1

↓

Я просто к тому, что есть пример, когда у двигателя при сохранении того же давления и профиля камеры сгорания увеличили тягу только за счет увеличения критики, при этом конечно нерасчетность поменялась.
Так начнешь копаться во всем многообразии взаимосвязанных параметров и понимаешь все-таки насколько сложно спроектировать конечную версию «оптимального» двигателя.

 Breese 28 июня 2017 в 22:51

#

🔖

↑ 0

↓

Никак не могу взять в толк: как Merlin — 1 при одинаковой с РД-0124 массе в 3 раза эффективнее его по тяге (76 против 29 тс) приблизительно, хотя выполнен по открытой схеме и должен по-идее на 20% уступать в тяге последнему?

 darthmaul 28 июня 2017 в 22:57

#

🔖

📌

👤

↑ +2

↓

Так эффективность — это удельный импульс, в секундах. А Мерлин не эффективнее, а мощнее, не в последнюю очередь — за счёт открытой схемы. Это как с ДВС: малолитражный турбодвигатель может весить 150 кг и выдавать 200 лс, а грузовой дизель аналогичной мощности весит 300-500 кг, зато КПД выше.

 Valerij56 29 июня 2017 в 07:45

#

🔖

📌

👤

↑ +2

↓

Разница в самом понимании термина эффективность. @[darthmaul](#) вам рассказал, как понимают эффективность у нас. РД-0124 меньше тратит топлива для создания каждого ньютона тяги, а создавая Мерлин юллер помнил о том, что килограмм топлива в тысячи раз дешевле килограмма двигателя, и сэкономил не топливо, а зелёные бумажки. Но Мерлину нужно больше топлива, поэтому он должен быть мощнее и иметь большую тягу, в частности и для того, чтобы тащить большой запас топлива. И открытая схема позволяет проще увеличить мощность.

 UJlb9l4AnJlblrUH 29 июня 2017 в 09:15

#

🔖

📌

👤

↑ 0

↓

РД-0124 меньше тратит топлива для создания каждого ньютона тяги, а создавая Мерлин юллер помнил о том, что килограмм топлива в тысячи раз дешевле килограмма двигателя, и сэкономил не топливо, а зелёные бумажки

По-моему эта ключевая разница произрастает из одноразовости/многоразовости. При одноразовых компонентах хочется вывести больше за один запуск, всё таки одна эффективная одноразовая ракета дешевле, чем две "старых" одноразовых. А при многоразовых агрегатах можно особенно и не стараться, по крайней мере если речь идёт о нагрузках в районе 20 тонн на НОО, а "Merlin" явно сразу изготавливался с прицелом на многократное использование.

 Oserg 29 июня 2017 в 09:26

#

🔖

📌

👤

↑ 0

↓

одна эффективная одноразовая ракета дешевле, чем две «старых» одноразовых

Одноразовый и сравнительно малоэффективный Фэлкон в разы дешевле намного более эффективной Дельты...

А при многоразовых агрегатах можно особенно и не стараться

Да вроде как наоборот, в многоразовом пуске стоимость ракеты может быть выше, т.к. амортизируется она на много пусков.

 Valerij56 29 июня 2017 в 11:13

#

🔖

📌

👤

↑ +2

↓

Одноразовый и сравнительно малоэффективный Фэлкон в разы дешевле намного более эффективной Дельты...

Имелись в виду одинаковые ракеты. Фалькон не всегда может заменить Дельту.

Да вроде как наоборот, в многоразовом пуске стоимость ракеты может быть выше, т.к. амортизируется она на много пусков.

Имелось в виду «можно особенно и не стараться над достижением высокого УИ». @[UJlb9l4AnJlblrUH](#) иногда «пишет для тех, кто понимает», упуская очевидные части фраз. В принципе, я думаю, что и вы «понимаете», но «ловите на слове». Это правильно, потому, что читают комментарии и те, кому это не понятно.

 Valerij56 29 июня 2017 в 10:48

#

🔖

📌

👤

↑ +2

↓

По-моему эта ключевая разница произрастает из одноразовости/многоразовости.

А по-моему причина ещё глубже. Разработчики РД-0124, как и разработчики РД-170 или строители Senate Launch System работают по принципу «Чего изволите?» Они отличные технические специалисты, но они не принимают сами ключевых решений даже в сфере своего бизнеса. Тем более у них нет и быть не может собственной программы, какая была у С.П. Королёва, и есть у Маска, Безоса, Лина и Эрика Галимова. Поэтому эти специалисты пытаются найти наилучшее решение задачи, которую перед ними поставили другие. При этом с конечным успехом судьба этих специалистов никак не связана. Здесь как у Райкина: «К пуговицам претензии есть?»

В отличии от них Маск и Мюллер работают на конечный результат. На это построена и система вознаграждений в SpaceX. Вероятно, имевшие при запуске Spacex чисто номинальную зарплату Том Мюллер и Гвин Шоттвел после проведения IPO станут миллиардерами. Вот кто из наших Главных и Генеральных конструкторов имеет подобную перспективу?

а «Merlin» явно сразу изготавливался с прицелом на многократное использование.

Согласен. Я здесь недавно горячо спорил с одним товарищем. утверждавшим, что двигатель с абляционным охлаждением не мог разрабатываться как многоразовый. ;)

 Vemaster 29 июня 2017 в 09:10

#

🔖

🔗

👤

↑ 0 ↓

Ошибаешься. Открытая схема тут не причём, а вот давление в КС вкупе с её размерами — причём. Раптор имеет практически 100% соответствие размеров с Мерлином и где-то всего вдвое большую массу, но при это в три раза его мощнее, что ну никак не вписывается в твою логику.

 Valerij56 29 июня 2017 в 10:53

#

🔖

🔗

👤

↑ +1 ↓

Открытая схема не является причиной большей мощности, но она облегчает создание более мощных двигателей. При создании Мерлина надо было быстро создать двигатель и начать запуски, была выбрана относительно простая схема, первоначально даже с абляционным охлаждением. Для Раптора важна уже и топливная эффективность, иначе одноступенчатая ITS не сможет подняться с поверхности Марса и долететь до Земли.

 blaze79 19 ноября 2017 в 23:46

#

🔖

🔗

👤

↑ 0 ↓

РД-0124 это какой-то сон разума. зачем им 4 горшка совершенно непонятно. из-за этого переусложненная конструкция и неэффективное сопло.

 BubaVV 28 июня 2017 в 23:12

#

🔖

↑ 0 ↓

Меня всегда интересовало, как решают проблему твердых продуктов сгорания у бороводородного топлива

 AndrewRo 30 июня 2017 в 15:45

#

🔖

🔗

👤

↑ 0 ↓

А какие вещества могут остаться твёрдыми при ~4000 градусов?

 BubaVV 30 июня 2017 в 22:44

#

🔖

🔗

👤

↑ +2 ↓

Это понятно, но где-нибудь в относительно холодных закатках конденсироваться они будут. И для меня неочевидно, насколько это допустимо

 black_semargl 2 июля 2017 в 05:27

#

🔖

🔗

👤

↑ 0 ↓

Конденсация на стенках камеры сгорания для одноразового движка скорей всего похрен, на сопле по идее не должно, а больше нигде.

 Tim_23 28 июня 2017 в 23:53

#

🔖

↑ +2 ↓

обладает рекордной тяговооружённостью

Не понимаю я этих рекордов с тяговооруженностью двигателя. Ну какую роль она играет в конечной эффективности всей РКН, доли процентов?

Поэтому каждый шаг SpaceX на пути к цели долго обсуждается и прорабатывается на предмет возможного снижения стоимости разработки

Видел на ютубе интервью бывшего работника Spacex, а ныне НАСА, который описывал стиль работы внутри Спейск Икс. Ну скажем так, стиль принятие решения довольно рисковый(типа 50/50), но позволяющий быстро внедрять разработки, в отличии от той же НАСА, где как раз все очень долго и нудно обсуждается и 1000 раз перепроверяется.

Схема ракетного двигателя с полной газификацией. Данная архитектура позволяет существенно повысить надёжность (к примеру, за счёт снижения количества необходимых насосов и трубопроводов)

Я все-таки не понял из схемы каким образом он проще и надежнее. Турбины и газогенератора — два, в отличие от классических закрытых движков типа РД171. То есть к проблеме окислительного газа, на двигателе полного цикла еще добавляется проблема синхронизации турбин. И еще вопрос: я правильно понял, что в камеру сгорания в данном ДУ приходят уже газообразные окислитель и горючее? Есть примерные данные о температурах компонентов при их впрыске? Повышает ли это значительно давние в камере из-за того, что компоненты горячие и газообразные?

 UJlb9l4AnJlbIrUH 29 июня 2017 в 00:04

#

🔖

🔗


👤

↑ 0 ↓

По тяговооружённости — изначально в черновике было пояснение про то, что это не очень важная характеристика. Но потом я прикинул и решил, что если речь идёт о двигателе не первой ступени, то об этом уже есть некий смысл говорить. Но в целом Вы, безусловно, правы, этот показатель гораздо важнее для ПВРД какого-нибудь современного истребителя.

По подходу "7 раз отмерь — 1 раз отрежь" — это скорее было противопоставление системе времён Холодной войны, когда на свет появлялись самолёты с ядерными реакторами, несколько КБ/корпораций создавали свои проекты ракет под одну задачу и непонятно кому нужные ракетные двигатели на фторе.

По тому, что происходит в камере — есть данные, что давление в ней будет выше 30 МПа, англоязычные авторы очень любят противопоставлять эту цифру ~25 МПа РД-191, по температуре я цифр не нашёл. По пульсациям — аналогичная (не совсем, конечно) проблема давно была решена в Шаттлах, а с тех пор уже 40 лет прошло. По простоте устройства — надо поискать. Статья писалась долго.

 UJlb9l4AnJlbIrUH 29 июня 2017 в 00:19

#

🔖

🔗

👤

↑ +1 ↓

По компонентам: да, они должны поступать в газообразном виде из обоих газогенераторов. Пишут, что это позволит снизить давление в насосных системах, что увеличивает их срок службы (особенно важно при многоразовом использовании), а также само по себе более безопасно в принципе.

 ShabanovYT 29 июня 2017 в 01:00

#

🔖

↑ -2 ↓

Хотя не являюсь специалистом по двигателям, должен отметить, что некоторые вещи вызывают у меня недоумение. Например, для того, чтобы уменьшить амплитуду колебаний в камере сгорания необходимо, чтобы давление на форсунках существенно превышало давление в камере. Компоненты топлива имеют большую скорость на выходе из форсунок и возникает проблема с их перемешиванием. Я знаю как ее решить и решение очевидно. Однако не применяется почему-то.

Другой момент — когда смотришь на конструкцию жидкостного двигателя, берет оторопь. Казалось бы, все должно быть как можно проще и надежней. Но нет, конструкторы извращаются по полной программе. В самом деле — денег на космос никто не считал, чем круче они сделаю, тем больше им будет почета и уважения.

Есть отличные сопла для твердотопливных двигателей. Они чуть тяжелее, да и у вояк свои представления о том. как все надо делать.

п.с. Раз уж нарисовали Сатурн-5, нужно было тогда и «Энтерпрайс» нарисовать, что-ли.

 Eklykti 29 июня 2017 в 01:08

📌 🔄 ⬆

↑ +2 ↓

и решение очевидно. Однако не применяется почему-то

Значит, у вашего очевидного решения есть неочевидные проблемы, а у способов, применяющихся настоящими разработчиками двигателей, таких проблем нет.

 Bedal 29 июня 2017 в 11:53

📌 🔄 ⬆

↑ +1 ↓

«Всякая проблема имеет простое решение. Столь же простое — сколь и неверное»

 GerrAlt 29 июня 2017 в 11:39

📌

↑ -2 ↓

Вообще SpaceX знаменита своим продуманным подходом в вопросах расхода средств, на то она и частная компания, а не жирная неповоротливая государственная структура-монополист у государственной же кормушки.

Не понял зачем сдабривать интересную статью с занимательными техническими подробностями дурно пахнущей политотой.

 ClearAirTurbulence 29 июня 2017 в 12:17

📌 🔄 ⬆

↑ +3 ↓

Какой политотой? «У кого чего болит, тот о том и говорит».

То, что вы, судя по всему, (вполне обоснованно) приняли это высказывание на счёт <Рос\Глав\подставить_свой_префикс>космоса, не означает, что оно так задумано. Это высказывание можно применить к любому госзаказу, просто в одной известной нам стране — в большей степени, а в другой — в несколько меньшей.

 GerrAlt 30 июня 2017 в 13:54

📌 🔄 ⬆

↑ -1 ↓

Возможно вы правы и у меня просто «болит», но:

- 1) «государственная структура-монополист» — могу ошибаться, но в статье идет сравнение концепций двигателей вполне конкретных стран, и монополистом в космической сфере можно назвать структуру только одной из них
- 2) опять же в силу сравнения концепций, применяемых в конкретных 2-х странах, и формата противопоставления, использованного в приведенном абзаце («на то она и... а не ...») складывается ощущение (у меня) что критика именно в адрес структуры второй страны-участницы сравнения

 erlioniel 30 июня 2017 в 14:25

📌 🔄 ⬆

↑ 0 ↓

- 1) Не совсем так, в Америке гос-заказы тоже достаточно сильно монополизированы, поэтому Спейс Икс рассматривают зачастую имеено в сравнении с американскими компаниями
- 2) Это статья о двигателях, а советская школа РД все же во многом более успешная, чем американская. Поэтому сравнение с бесконечными РД-... уместно в том плане, что это одни из лучших (если не лучшие) ракетные двигатели которые разработаны человечеством

 Valerij56 30 июня 2017 в 15:03

📌 🔄 ⬆

↑ +3 ↓

- 1) У вас, действительно «болит», и очень сильно. Понимаю, но «политоту», в данном случае, в дискуссию занесли вы.
- 2) Изначально и в Союзе, и в Штатах, космонавтика развивалась по мобилизационному сценарию, использовали все ресурсы крупнейших стран.
- 3) В Штатах после катастрофы Челенджера была объявлена программа EELV, в результате которой, для прекращения внутренней конкуренции, было, на основании специального закона, создано ULA, совместное предприятие Боинга и Локхид, получившее монополию на запуски в интересах национальной безопасности. Так что монополии с боих сторон океана во весь рост.
- 4) Необходимо понимать, что Sрасех не мог состояться, если бы в Штатах не было частной собственности, фондового рынка, развитой системы венчурного финансирования и многого другого, что вы немедленно обзовёте «политотой». Однако факт остаётся фактом — без всего комплекса буржуазных политических свобод и социальных институтов появление SpaceX было бы невозможно.
- 5) И, чтобы два раза не вставать, двигатели РД очень хороши. Но создавались они под флагом топливной эффективности, поэтому они очень дорогие в разработке и производстве. Никто никогда не ставил перед инженерами задачи обеспечить их экономическую эффективность по мировым ценам в условиях конвертируемого рубля. В этом отношении есть один замечательный факт: в ТЗ на ракетный комплекс Ангара отсутствует требование обеспечения её кономической эффективности...
- 6) Твердотопливные двигатели намного проще жидкостных. Но хуже по экономической эффективности это беда. Их повторное использование стоит практически так же, как изготовление с нуля. Поэтому планировалось заменить их продвинутыми крылатыми многоразовыми жидкостными бустерами. От затеи отказались, когда, после катастрофы Челенджера и критического анализа программы Шаттлов стало понятно, что большого числа (до пятидесяти в год) запусков Шаттлов не будет.

 UJlb9l4AnJlbrUH 29 июня 2017 в 12:18

📌 🔄 ⬆

↑ 0 ↓

А это не только и не столько про Роскосмос (хотя и про него тоже), сколько про конкурирующие со SpaceX компании Boeing, Lockheed и им подобные, про это недавно как раз недавно была отличная статья (<https://geektimes.ru/post/290161/>) Видимо, нужно было чётче выражаться, сейчас поправлю.

 Saturn_V 29 июня 2017 в 19:22  

 +2 

Не смотря на то, что водород показывает отличные удельные импульсы в вакууме пара LH2/LOX не обладает аналогичными высокими показателями на уровне моря.

В формуле Циолковского фигурирует именно вакуумный удельный импульс. Разница между вакуумным и земным УИ приводит к потерям на противодействие, которые, как правило, не превышают 200-250 м/с. Эти потери учитываются в общей характеристической скорости, необходимой для выхода на НОО (9000-9400 м/с).

удельный импульс водородного маршевого двигателя первой ступени РН «Delta IV» RS-68A на уровне моря составляет 360 секунд, что менее чем на 12% превосходит аналогичный показатель для керосинового РД-180 — 311,3 секунды

Можно отметить, что не смотря на примерно одинаковые показатели выводимой на НОО нагрузки у РН «Протон М» (23 тонны) и «Delta IV Heavy» (26 тонн) и почти равные стартовые массы (705 тонн у «Протон М» и 723 тонны у «Delta IV Heavy») использование топливной пары LH2/LOX на «Дельте» приводит к тому, что «Протон М» кажется лилипутом по сравнению с американским летающим водородным монстром.

К вышесказанному добавлю, что:

Дельта-4 — это «особый» случай, имеется ряд специфических особенностей.

1) Низкий УИ RS-68.

2) Крайне низкая тяговооруженность обеих ступеней (следствие оптимизации по критерию «максимум ПГ при заданной тяге ДУ ступеней»), что обуславливает довольно высокие гравитационные потери ХС. Кроме того, при таком подходе к проектированию, масса топлива перераспределяется, в основном, в пользу ступени с большей тяговооруженностью, а не с большим УИ (как при оптимизации по мюПГ).

Но, зато, применение водорода дало возможность применить сравнительно простую конструкцию

© Дмитрий В., разработчик Энергии.

Наконец, пара LH2/LOX имеет катастрофически низкую плотность по сравнению с тем же керосином: 0.29 г/см³ для LH2/LOX против 1.03 г/см³ для RP-1/LOX, то есть она более чем в три раза меньше!

Плотность пары ЖК/ЖВ от 280 кг/м³ до 330 кг/м³ (при охлаждении компонентов до шугообразности)

Безусловно, более высокий удельный импульс позволяет использовать меньше топлива и окислителя в случае LH2/LOX, но он не настолько велик, поэтому использование LH2/LOX неизбежно приводит к весьма значительному увеличению объемов топливных баков. В случае же ITS LV это бы означало переход от и без того гигантских размеров к совершенно невообразимым.

Нормальная водородная РН имеет массовую долю полезной нагрузки на НОО около 8%, а при использовании композитов и напряженных двигателей (в лучших традициях SpaceX) до 9%. У одноразового ITS'а это значение равно 5.2%. Но это только на НОО. На траекторию к Марсу водородный РБ отправит на 21% больше полезной нагрузки, чем метановый РБ.

Преимущество водорода = $9 \cdot 1.21 / 5.2 = 2.1$ раза. Т.е. водородная РН будет более чем в 2 раза легче метановой РН аналогичной грузоподъемности. По габаритам: плотность ЖК/ЖВ = 330 кг/м³, ЖК/ЖМ = 820 кг/м³.

Разница = $820 / (330 \cdot 2.1) = 18,3\%$. Всего лишь 18%! Зато это позволило бы значительно упростить стартовый комплекс (за счет меньшей массы РН) и уменьшить стоимость ДУ РН (т.к. требуется намного меньше тяги)

Про дозаправки: по планам SpaceX требуется 5 танкеров. Соотношение О/Г для пары ЖК/ЖВ = 6. Т.е. На пяти танкерах привозим жидкий кислород (с его хранением проблем не будет), на шестом танкере привозим жидкий водород, заправляемся и тут же стартуем к Марсу. Посадку на Марс можно осуществлять хоть на метане, хоть на НДМГ/АТ.

Пара CH₄/LOX характеризуется достаточно высокой плотностью, составляющей 0.82 г/см³ (напомню, у LH2/LOX это 0.23 г/см³, у RP-1/LOX это 1.03 г/см³).

Плотность LH2/LOX равна 0.33 г/см³.

Наконец, метан — доступное и дешёвое топливо.

Доля стоимости топлива в стоимости запуска РН — менее 1%.

 Tim_23 29 июня 2017 в 20:01    

 +1 

Преимущество водорода = $9 \cdot 1.21 / 5.2 = 2.1$ раза. Т.е. водородная РН будет более чем в 2 раза легче метановой РН аналогичной грузоподъемности.

Это точно? А если сЖК и НДМГ сравнивать?

Зато это позволило бы значительно упростить стартовый комплекс (за счет меньшей массы РН)

Для такой монструозной ракеты упрощать уже нечего. Да и простота комплекса на водородных технологиях сомнительна. Вес в данном случае особой роли не играет, какой зададут, такой старт и сделают.



Saturn_V 29 июня 2017 в 21:25



0



Это точно? А если сЖК и НДМГ сравнивать?

Можете посчитать по формуле Циолковского, если сомневаетесь. Массовое совершенство водородных ступеней принято равным 10, метановых — 20. УИ водородных двигателей принят равным 470 сек, метановых — 382 сек.

Для такой монструозной ракеты упрощать уже нечего. Да и простота комплекса на водородных технологиях сомнительна. Вес в данном случае особой роли не играет, какой зададут, такой старт и сделают.

Сравним стартовый комплекс Сатурна-1Б



И Шаттла:





Башню обслуживания в сравнение не берём, т.к. Шаттл пилотируемый, а Сатурн (со стартового комплекса LC-37B) нет. Смотрим на газоотводный канал. Думаю, разница очевидна.

Кстати, стоимость стартового стола для Ангары оценили в \$1 млрд. И это для РН средне-тяжёлого класса, а у нас тут обсуждается супер-гипертяж.

 Valerij56 29 июня 2017 в 22:07    

 +2 

Сравним стартовый комплекс Сатурна-1Б И Шаттла:

Вы уверены, что Сатурн-1В выводит на НОО сто с лишним тонн? Сравнить хорошо ракеты одного класса.

 Saturn_V 29 июня 2017 в 22:56    







 0 



В данному случае я лишь показал простоту стартового стола ракеты с меньшей массой по сравнению с ракетой большей массы.

 Tim_23 29 июня 2017 в 22:14    

 +3 







Сравнение Сатурн-1Б и Шаттл некорректное. Габариты газохода и старта в основе определяются тягой ракеты, ее поперечными габаритами, двигателями, геологической обстановкой местности(глубина копания) и способом транспортировки. Старт на котором стоит Шаттл, пришел от Сатурна 5(не сравнима с шаттлом по габаритам), и будет ещё использоваться для СЛС(кстати ее башня один в один как у С-5, хотя тут водород, а там керосин). Для шаттла могли сделать аналогичную "табуретку", но тогда встаёт проблема его установки на старт с помощью транспортера. Плюс к шаттлу, как к водородному носителю идет куча коммуникаций с учетом посадки экипажа. Поэтому вес ракеты здесь не имеет прямого влияния. В конце концов упрочняют стартовые конструкции. На Ангаре как раз решали эту проблему, но там не ракета, а башня создавала проблемы и сооружение в целом. Кстати, старт у Ангары на Плесецке — это бывший Зенит, хотя ракеты разного класса. 1млрд сам стол никогда не стоил. Уменьшите эту цифру раз в 50-100 минимум(даже по старому курсу)

 UJlb9l4AnJlbrUH  29 июня 2017 в 22:12    

 0 


Преимущество водорода = $91.21/5.2 = 2.1$ раза. Т.е. водородная РН будет более чем в 2 раза легче метановой РН аналогичной грузоподъемности и. По габаритам: плотность ЖК/ЖВ = 330 кг/м^3 , ЖК/ЖМ = 820 кг/м^3 . Разница = $820/(330 \cdot 2.1) = 18,3\%$. Всего лишь 18%!

А почему тогда этой разницы в массе или хотя бы близкой ей нет в случае с "Delta IV Heavy" и "Протон М"? А ведь НДМГ/АТ по сравнению с парой метан/кислород имеет УИ ещё меньший. Или я что-то не понял в Ваших рассуждениях?

 UJlb9l4AnJlbrUH  29 июня 2017 в 22:19    


 0 

А, я понял, речь идёт о грузоподъемности не на НОО, а хотя бы на ГСО, а лучше к Марсу. Ну на то водород/кислородную пару и любят использовать на вакуумных частях траектории. Рассуждения в статье по поводу размеров были в основном касательно первой ступени, а по второй было сказано, что это может быть опасно для многократного использования + был бы сложный стартовый стол, если первая ступень была бы не на водороде. Возможно, Вы правы в том, что сложность стола не так уж важна, но к слову и многократный ITS не так уж и дорог в расчёте на один запуск.

 blaze79 19 ноября 2017 в 23:50    

 0 

я тут написал ниже — у дельты хэви и есть двух кратное преимущество перед протоном-м на гпо. а ее низкие результаты на НОО связаны с очень слабым двигателем второй ступени

 Valerij56 29 июня 2017 в 22:45

#

■

h

↻

↑ +2 ↓

Проблема в том, что после посадки водородной ITS на Марс ей потребуется полугодовое обслуживание с помощью оборудования, которое осталось на Земле. И тысячи человек в придачу. Метан позволяет значительно повысить надёжность и облегчить межполётное обслуживание, так как нет наводораживания и экстремальной криогеники.

Нет чрезмерной сложности в повышении стартовой массы. Не стоит на снове стоимости создания стартового комплекса Ангарты говорить о стоимости СК для ITS. Создание космодрома в Бока Чико оценивается в 60-80 миллионов долларов, плюс пятнадцать потратят местные власти на дорогу.

На траекторию к Марсу водородный РБ отправит на 21% больше полезной нагрузки, чем метановый РБ.

Это с парковочной орбиты на НОО или прямо с поверхности Земли?

Посадку на Марс можно осуществлять хоть на метане, хоть на НДМГ/АТ.

А вы случайно не забыли добавить в ваш расчёт баланса массы массу посадочной ДУ с топливом для неё?

Про дозаправки: по планам SpaceX требуется 5 танкеров.

Да, но это при заправке метаном. Прикиньте размеры танкера, который доставит водород, и его массовое совершенство. Не забудьте про посадочную ДУ и топливо для неё в отправляемом к Марсу ITS. Вы по прежнему уверены, что вам хватит одного танкера для заправки водородом?

ITS на метане обладает ещё одним интересным свойством — универсальностью. При желании на базе танкера можно создать своего рода «буксир-толчок», предварительную многоразовую ступень, которая будет разгонять ITS почти до второй космической скорости, а потом возвращаться на Землю. Это позволит, например, использовать ITS и для освоения Луны, где нечем заправляться, и топливо надо везти с собой и потом хранить на орбите возле Луны. А заправлять «буксир-толчок» можно до взлёта ITS, пусть подождёт на орбите.

А вот для лунных многоразовых лендеров лучше всего именно водород. Его можно привезти с собой, а на поверхности заправиться лунным кислородом.

 Eklykti 29 июня 2017 в 23:18

#

■

h

↻

↑ +1 ↓

Для Луны, возможно, и есть смысл заморачиваться с водородом, выгрузив водородный посадочный модуль из грузового отсека метановой ITS, которая останется на орбите. Потому что на поверхности Луны добывать метан не получится, а кислород с водородом — вполне возможно. Для Марса — нет, это излишнее усложнение и удорожание конструкции, не оправдывающее увеличение циферок УИ.

 Saturn_V 29 июня 2017 в 23:27

#

■

h

↻

↑ 0 ↓

Это с парковочной орбиты на НОО или прямо с поверхности Земли?

С НОО. Потребная dV перехода принята равной 3800 м/с. При большей dV выигрыш водорода будет выше.

А вы случайно не забыли добавить в ваш расчёт баланса массы массу посадочной ДУ с топливом для неё?

Масса посадочной ДУ составит около 3 тонн (тяговооруженность принята равной 150). Фигня по сравнению с 450 тоннами ТМК. Масса топлива для посадки уже учтена в массе ITS.

Прикиньте размеры танкера, который доставит водород

Таких-же размеры, как и у водородного ITS. Массовое совершенство водородного топливного отсека — около 8.

 Eklykti 29 июня 2017 в 23:35

#

■

h

↻

↑ 0 ↓

Таких-же размеры, как и у водородного ITS.

А как будет выглядеть аэродинамика водородного пепелаца требуемых размеров и количество необходимой теплозащиты и силовых переборок для того, чтобы он не развалился при входе в атмосферу?

 Saturn_V 30 июня 2017 в 00:26

#

■


h

↻

↑ +1 ↓

Масса теплозащиты зависит от массы КА, а не от его размеров. Поэтому массовая доля теплозащиты Шаттла примерно соответствует массовой доле теплозащиты СА Союза.

Переход на водород позволит снизить нагрузку на крыло, и как следствие — понизить перегрузку при входе в атмосферу.

 UJlb9l4AnJlbIrUH 30 июня 2017 в 00:59

#

■

h

↻

↑ 0 ↓

Ну у спускаемого аппарата в случае с ITS вроде как особо крыльев нет. А про то, что удастся снизить нагрузку, тут, возможно, ещё нужно посчитать. Не исключено, что гипотетические "водородные" крылья будут иметь БОльшую площадь и нагрузка таки вырастет.

 Saturn_V 30 июня 2017 в 08:58

#


🔖

🔗

🔄

↑ 0 ↓

Не возрастёт. Плотность топливной пары уменьшилась с 820 кг/м3 до 330 кг/м3. Нагрузка упадёт.
Простой пример: у вас есть бутылка с водой и такая-же пустая бутылка. Какая из них будет лучше замедляться в атмосфере?

 UJlb9l4AnJlblrUH

🔗

30 июня 2017 в 10:39

#

🔖

🔗

🔄

↑ 0 ↓

Про именно нагрузки на крыло не уверен, так как крылья могут стать больше из-за низкой плотности. Ну да у него нет крыльев, так что ладно.
А по поводу примера с бутылкой — тут тоже есть две стороны медали. По идее при торможении есть два типа опасного воздействия на элементы конструкции: перегрев и перегрузка. Для двух объектов с одинаковой геометрией и при одинаковых скоростях вхождения в атмосферу температура будет зависеть от продолжительности торможения и тут выигрывает спускаемый аппарат класса "пустая бутылка", зато перегрузка при уменьшении массы спускаемого аппарата растёт. И вот тут "пустая бутылка" (как предельный случай) не имеет шансов выжить, так как её торможение будет очень и очень быстрым. Плюс добавляем сюда вполне вероятное увеличение эффективной площади сечения спускаемого аппарата, что также увеличивает скорость торможения, а также увеличение объёма, а больший по объёму объект сложнее сделать прочным. В общем тут тоже есть свои подводные камни. Хотя в Ваших словах, безусловно, есть понятная и верная логика.

 Valerij56 30 июня 2017 в 10:54

#

🔖

🔗

🔄

↑ +1 ↓

Илья, в рамках своих представлений @Saturn_V прав. Он не учел, прежде всего, при расчёте массового совершенства наличия внешней, высокотемпературной, теплозащиты на наружной поверхности ITS и массового совершенства бака для жидкого водорода, способного служить столько времени в условиях регулярных межпланетных рейсов. Плюс необходимость сложного предполётного обслуживания водородной ITS «на том конце».

Этого вполне достаточно — эти причины и заставили Маска с Мюллером отказаться от водородной концепции раптора.

 UJlb9l4AnJlblrUH

🔗

30 июня 2017 в 11:09

#

🔖

🔗

🔄

↑ 0 ↓

Ну это я изначально написал в статье, поэтому в эту тему не стал ещё раз углубляться. Спасибо за пояснение!

 Valerij56 30 июня 2017 в 03:32

#

🔖

🔗

🔄

↑ +1 ↓

Масса теплозащиты зависит, прежде всего, от качества теплозащиты. Вы уверены, что теплозащита Союза обладает таким же качеством (например, плотностью, удельным весом, или теплопроводностью) как теплозащитные плитки Шаттла? Я очень мягко говоря, очень сомневаюсь.

 Saturn_V 30 июня 2017 в 09:03

#

🔖

🔗

🔄

↑ 0 ↓

В любом случае масса теплозащиты зависит от массы КА, а не от его размеров.

 Valerij56 30 июня 2017 в 10:37

#

🔖

🔗

🔄

↑ +1 ↓

Ну, это наружная теплозащита. А вот масса теплозащиты топливных баков будет очень сильно зависеть от температуры топлива, и здесь у водорода всё очень плохо. Не забудьте, что, в отличие, например, от топливного бака Шаттлов. А у тех постоянно возникали проблемы с трещинами не только теплозащиты но и оболочки и набора. Но там было проще, одноразовый бак имел с наружи теплоизоляцию из пены, её можно было «подлечить» прямо перед запуском, даже не снимая Шаттл со стартового комплекса. Топливный бак ITS должен быть многоразовым, иметь снаружи слой теплозащиты от высокой температуры при входе в атмосферу (поэтому все ваши расчёты массового совершенства пошли коту под хвост), выдерживать несколько полётов и при этом не нуждаться в сложном и длительном контроле...

На сегодня нет необходимости ходить по всем этим граблям.

 Valerij56 30 июня 2017 в 03:41

#

🔖

🔗

🔄

↑ +1 ↓

Только надо учесть, что каждый силовой элемент водородного бака — это ещё один потенциальный тепловой мостик, и элемент, дефектоскопию которого на Марсе вам надо будет провести, не разрушая теплозащиты и её вакуумного контура. Достаточно одной микротрещины во «внутреннем сосуде» водородного топливного бака — и вакуума у вас уже нет. Ещё одна микротрещина во внешнем контуре — и вы не соберёте и не сохраните водород. А при температуре жидкого водорода и в постоянном многолетнем контакте с ним микротрещины у вас будут появляться постоянно.

 Saturn_V 30 июня 2017 в 09:09

#

🔖

🔗

🔄

↑ 0 ↓

Как-бы у нас тут разговор начинался с габаритов РН для отправки определённой ПН к Марсу, а вы мне тут про дефектоскопию втираете.

 Valerij56 30 июня 2017 в 10:12

#

🔖

🔗

🔄

↑ 0 ↓

Чем больше габариты — тем большую площадь вам придётся проверять перед каждым запуском (в том числе и обратным запуском с Марса на Землю) дефектоскопом, тем больше места для микротрещин. И рентгеноскопия вам здесь не поможет найти микротрещины, придётся опползать всю полость баков, и всё равно не поможет — ещё и трубопроводы в добавок...

 Valerij56 30 июня 2017 в 03:27

#

🔖

🔗

🔄

↑ +1 ↓

Масса посадочной ДУ составит около 3 тонн (тяговооруженность принята равной 150). Фигня по сравнению с 450 тоннами ТМК. Масса топлива для посадки уже учтена в массе ITS.

Простите, в данном случае вы предлагаете водородный вариант ITS посадочной ДУ на метане или НДМГ/АТ. В то, что можно сделать ДУ необходимой тяги массой три тонны я могу поверить, о том, что ДУ это не только двигатель — пока замнём. Но где учтена необходимая масса топлива для такой ДУ на водородной ITS? И что стало с массовым совершенством вашей ITS, когда вы включили в её массу эту ДУ и её топливо? Или вы массу посадочного топлива учли в качестве полезного груза?

На самом деле одно повышение надёжности метановой системы и относительная простота её межполётного обслуживания полностью перечёркивают все шансы водородного варианта, для межполётного обслуживания которого необходима развитая аэрокосмическая индустрия в месте назначения. Вы просто не соберёте и не сохраните необходимое количество водорода в течении двух лет, он уйдёт у вас через микротрещины, которые вы не найдёте и не сможете заделать. Риск, возможно, приемлемый для разовой экспедиции посещения (когда корабль с запасом водорода летит раньше пилотируемого корабля и его надёжность можно проверить по отсутствию утечки), но абсолютно неприемлемый для многоразового транспортного средства, предназначенного для основания колонии и нескольких коммерческих рейсов в течении срока службы. Стоимость межполётного обслуживания, даже на Земле, где будут все необходимые условия для проверки убивает всякий смысл.

 Saturn_V 30 июня 2017 в 09:17

📌 ↻

↑ +1 ↓

Метановой ITS для посадки требуется около 100 тонн топлива, водородной — около 70, на НДМГ/АТ — около 120. Разница невелика. Против метана ничего не имею.

 Valerij56 30 июня 2017 в 10:22

📌 ↻

↑ +1 ↓

Вот видите, таким образом при использовании метана в посадочной ДУ на водородном варианте ITS добавилось около тридцати трёх тонн к конечной массе в формуле Циолковского. Сколько ещё надо дбавить водорода и кислорода, чтобы отправить эти тонны к Марсу? Что там у нас с массовым совершенством конструкции в связи с этими добавками?

Но и после этого всё равно водородный вариант ITS бесперспективен. На нынешнем уровне технологий не возможно обеспечить длительный срок эксплуатации такой системы без длительного, сложного и дорогого, невозможного на Марсе, межполётного обслуживания.

 Fenyx_dml 29 июня 2017 в 22:31

📌

↑ -2 ↓

Вроде вдумчивая, подробная статья, но автор какие-то странные ляпы пишет.
«Керосин может потерять свойства при полете». Серьезно? Это какие? И он их потеряет быстрее чем испарится жидкий водород и кислород? Речь о параллельной вселенной?
«Двигатель с полной газификацией проще..» Будь я полным нулем в ракетной технике, я и то бы на схемах заметил, что два газогенератора+ две турбины это в два раза сложнее чем один газогенератор и одна турбина.
«и меньше кавитация» Это каким боком, когда турбонасосы точно такие же — точно так же забирают холодные компоненты и так же давят их в газогенератор и/или в камеру сгорания?!

И это жонглирование словечками «самый эффективный»! Если оценивать «эффект» как шумиху в прессе, то да, несомненно он самый эффектный из всех! В остальном — ничего выдающегося. А раптор вообще только в обещаниях и картинках существует. Что там реально выйдет не известно еще. Красивые циферки в таблицах и я умею рисовать. Думаю что как всё у этого торговца баушными аккумуляторами когда-то закончится. Уж скорее я стану свидетелем Иеговы чем он запустит пилотируемую миссию на Марс. Думаю этой цели у него и нет. Это ж как всегда- красивые презенташки чтобы выбить деньги с доверчивых инвесторов. Всё ограничится коммерческим выводением в ближний космос, а там или падишах сдохнет или Маск... Но инвесторы они такие — одна неожиданно неприятная новость и все инвесторы и их денежки тью-тью...

 Eklykti 29 июня 2017 в 23:20

📌 ↻

↑ +4 ↓

Всё ограничится коммерческим выводением в ближний космос

Ракеты Маска уже выводили полезную нагрузку за пределы коммерческого ближнего космоса, и будут выводить ещё, потому что это дешевле, чем на Атласе, даже несмотря на все преимущества водородного Центавра.

 TheRussianSpy 30 июля 2017 в 22:09

📌 ↻

↑ +1 ↓

И это жонглирование словечками «самый эффективный»! Если оценивать «эффект» как шумиху в прессе, то да, несомненно он самый эффектный из всех!

Эффективность двигателя это его удельный импульс. В статье чётко пишут что Merlin — самый эффективный кислородно-керосиновый двигатель в США, а РД-0124 — в мире. Что не так?

Но инвесторы они такие — одна неожиданно неприятная новость и все инвесторы и их денежки тью-тью...

У SpaceX не было неприятных новостей? И сколько у них сбежало инвесторов?

 Valerij56 31 июля 2017 в 02:02

📌 ↻

↑ +1 ↓

Эффективность двигателя это его удельный импульс. В статье чётко пишут что Merlin — самый эффективный кислородно-керосиновый двигатель в США, а РД-0124 — в мире. Что не так?

Не совсем так. Так считают у нас, в России, где работает советская школа проектирования.

Маск не считает килограммы топлива, Маск считает непосредственно деньги. Мерлин обладает двумя рекордами. Во первых, он рекордсмен по тяговооружённости, а во вторых, он рекордсмен по экономике, включая создание двигателя.

 Sandmann-bk 31 июля 2017 в 20:41

📌 ↻

↑ 0 ↓

Совсем так. Что-либо другое уже требует уточнений.

 Valerij56 31 июля 2017 в 21:59

📌 ↻

↑ +1 ↓

Вот и уточнение. Маск считает не тонны и килограммы топлива (а, косвенно, и конструкции ракеты), Маск считает непосредственно деньги. Причем сейчас уже при многоразовом использовании первой ступени.

GlassEagle

5 июля 2017 в 15:16

#

🚩

↑ +1 ↓

Размеры ракеты Р-7 на картинке из «Энциклопедия Британника» заставляют вспомнить сакраментальную фразу «Я плакаль».

Длина боковых «морковок» в реальности — 19,8 м, а на картинке — дай бог, чтоб 15 было. Блок А в реале — за 26 метров будет, у британники — похоже, и за 22 не вылезит. Соответственно, и диаметры похудели.

В показанной конфигурации длина всей ракеты должна приближаться к 40 метрам, а такая длина, как на картинке, была у носителя, выведшего спутник ПС-1 (а та ракета была, как известно, без 3-ей ступени).

Позор британнике!

slav1k

5 июля 2017 в 19:27

#

🚩

↑ +2 ↓

А что мешало использовать метан раньше? Притом, что тогда перепробовали массу куда более экзотичных вариантов топлив и окислителей? Не могли не рассмотреть и вариант с метаном.

Valerij56

6 июля 2017 в 00:14

#

🚩

🔗

🔄

↑ +2 ↓

Метан давно рассматривали как очень перспективное, прежде всего, для многоразовых систем, топливо. Это было подтверждено проводившимися в начале нулевых в КБХА сравнительными исследованиями разных топливных пар, как раз в отношении использования их в многоразовых системах. Так как исследование было проведено за деньги ЕКА, то его результаты были опубликованы. Есть очень серьезные основания предполагать, что как раз ознакомившись с этими исследованиями Мюллер убедил Маска отказаться от первоначальной, водородной версии Раптора.

Почему его не использовали раньше? Во первых, для военных метан — совершенно новое, неудобное и криогенное топливо. При этом у военных есть привычный им керосин. Для их задач им нужно долгохранимое или твердое топливо.

Во вторых, при мобилизационном развитии об экономической эффективности забывают. Гонятся за топливной эффективностью, секундами УИ.

В третьих, одноразовая религия, поразившая, прежде всего, наших ракетчиков. Они просто не верят, что, при снижении стоимости доступа на орбиту увеличится трафик и возникнут новые рынки. В прочем, это не удивительно, их всю жизнь учили исполнять приказы.

Трудно после этого проявлять инициативу. И невозможно поверить, что кому-то это может быть интересно.

black_semargl

7 июля 2017 в 11:21

#

🚩

🔗

🔄

↑ +2 ↓

Перепробовали-то всё, но ничего так в дело и не пошло.

Скорей, не было серьезной мотивации менять уже освоенный керосин на метан — для одноразовых особой разницы нет.

tipa_moy_akkaunt

11 июля 2017 в 00:42

#

🚩

↑ 0 ↓

Очепятка в тексте статьи:

В подписи у фото сравнения габаритов ракет
705 т онн у «Прот он М» и 723 т онны у «Delta IV Heavy»

В тексте ниже
ее ст арт овая масса сост авляет 732 т онны

phdnk

11 июля 2017 в 00:42

#

🚩

↑ 0 ↓

К вопросу о низкочастотных пульсациях в двигателях схемы газ-газ.

Кажется очевидной идея перекрестного привода турбин насосов от газогенераторов противополодного компонента.

Этого тоже оказалось недостаточно для синхронизации?

blaze79

19 ноября 2017 в 23:25

#

🚩

↑ 0 ↓

«Простой пример: полностью водородная «Delta IV Heavy» и работающая на НДМГ/АТ лучшая подруга казахского эколога РН «Протон М» способны выводить на НОО примерно одинаковые грузы (чуть меньше 26 тонн у «Дельты» и около 23 тонн у «Протона»).

простой пример совершенно неверен. дельта-4 оптимизирована для ГПО и там у нее 14,220 kg против 7.1 протона (причем у протона еще и разгонный блок, без него все совсем плохо). т.е. при близком весе водород дает двухкратное преимущество.

а близкие результаты на НОО по одной простой причине — верхняя ступень дельты под них не оптимизирована и имеет очень низкую тяговооруженность.

если туда поставить ВЕ-3 или хотя бы двухмоторный вариант — все будет куда веселее