



## Всё, что известно о двигателях Раптор и даже больше

Перед нами один из самых совершенных, на данный момент, ракетных двигателей. Из метановых двигателей он точно самый совершенный. Начну со схемы работы двигателя. Она редкая и практически не имеет аналогов — двигатель с дожиганием, с газификацией обоих компонентов топлива (FFSC). Двигателей, построенных по этой схеме было немного, да и те так никуда и не полетели. Это советский РД-270 и Насовский двигатель-демонстратор. Это неудивительно — такой двигатель очень сложно сделать и заставить работать безопасно. Нужны очень сложные расчёты и квалифицированный технологический процесс на производстве. Есть и другие трудности. Очевидно, SpaceX все их преодолела. Но зачем им всё это нужно? Давайте разберемся, рассматривая известную на данный момент информацию о двигателе. Не смотря на непривычную схему работы, двигатель Раптор имеет много признаков, типичных и для других двигателей. Турбонасосный агрегат (ТНА) расположен соосно оси сопла и находится напротив камеры сгорания (на фото он слева сверху). Вообще для такой схемы (с газификацией обоих компонентов) было бы логичным решением разделить ТНА на два разных агрегата — кислородный ТНА и метановый ТНА, схема двигателя позволяет это сделать. Разделение ТНА на два независимых ТНА приводит к улучшению качества работы насосов и повышению безопасности, так как компоненты топлива оказываются физически разделены, находятся в двух разных агрегатах. В каждом из двух ТНА есть своя газовая турбина, потому как оба компонента топлива итак нужно будет газифицировать перед попаданием в камеру, так почему бы не сделать это перед турбинами. Многообразие использования данного двигателя высокая и выгодная, исходя из следующих положений. Перед упомянутыми турбинами газ находится со значительно меньшей температурой, что сохраняет ресурс лопаток турбины, а, значит, и всего двигателя. Наличие двух ТНА помогает при запуске, так как раскручивать насосы тут можно отдельно. Второй насос запускается когда надо, а не когда получится. Частичное отсутствие пульсаций в камере сгорания (об этом далее) не так сильно убивает камеру сгорания. Метан в качестве компонента топлива практически гарантирует отсутствие толстого слоя сажи в газоведах двигателя. И, напоследок, в двигателе отсутствует выхлопной патрубок ТНА, как на Мерлин 1, и двигатель не принимает огненный душ при возвращении на Землю (скоро и на Марс). Так как на данный момент доступно только одно изображение двигателя, сложно что-то утверждать, но похоже, что у двигателя все-таки два разных ТНА. Тот, который виден, очевидно состоит из расположенного сверху насоса и находящейся ниже турбины. Еще ниже турбины есть что-то похожее на газовод. Скоро мы это узнаем. Сопло двигателя уже устоявшейся, типичной конструкции, тут нет ничего нового. От насоса к соплу тянется изогнутая магистраль,

подходящая к коллектору, расположенному в начале расширяющейся (сверхзвуковой) части сопла. Этот коллектор — первое, что «нарушает» гладкую на вид поверхность сопла, если вести взгляд по картинке снизу вверх. Через этот коллектор жидкий метан попадает в расположенные внутри стенки сопла охлаждающие каналы и разделяется на два направления — вверх и вниз. Та жидкость, которая потекла вниз, затем возвращается по соседнему каналу и идёт в сторону форсуночной головки. Это так называемая петлевая (полуторная) схема охлаждения. А тот поток, что от самого коллектора сначала пошел вверх смешался с тем, что пришел из нижней части сопла и направился охлаждать минимальное сечение сопла — самое теплонпряжённое место камеры. Далее сложно что-то утверждать, ибо нужен более подробный рисунок. Видно лишь, что в районе камеры сгорания расположен еще один коллектор, направление потока в котором — отвод или подвод — сложно оценить. Очевидно, что охлаждение криогенным компонентом топлива — метаном — позволит значительно сократить расходы топлива на внутреннее охлаждение. Это когда стенки камеры сгорания приходится буквально заливать топливом, чтобы они просто не сгорели под напором жара раскалённых газов. К тому же метан такой холодный, что для охлаждения сопла требуется только часть расхода метана. Невостребованный поток можно направить в обход рубашки охлаждения сопла и, таким образом, сэкономить ресурс насоса. Также, сама схема (напомню, с газификацией обоих компонентов) говорит еще об одном существенном преимуществе двигателя. В отличие от Мерлина 1, где горят жидкость + жидкость и РД-180, где горят жидкость + газ, здесь горят газ + газ. То есть компонентам топлива не надо нагреваться и испаряться — они уже в виде газа и уже подогреты, можно сразу гореть. Это приводит к увеличению удельного импульса и появлению очень равномерных «mach diamonds», о которых писал в твиттере Маск. Пламя из двигателя очень равномерное и красивое, без пульсаций и мельканий. Кстати о пульсациях. Если горят газ + газ, то опасных пульсаций в камере сгорания, вызванных взрывным горением капель жидкости, значительно меньше. А это в свою очередь, повышает безопасность и надежность. Двигатель обладает возможностью управления вектором тяги, о чём говорит наличие гидравлического цилиндра. Скорее всего с другой стороны есть ещё один такой же гидроцилиндр. Управление вектором тяги нужно ракете для изменения направления движения во время полёта, когда маленькие двигатели коррекции делать не хочется. По картинке видно, что качанию подвержена только камера двигателя, а ТНА и большинство трубопроводов неподвижны. Схема данного двигателя сложна тем, что газифицируются оба компонента, но они газифицируются в ТНА, который нельзя поворачивать во время полёта, а направляются в камеру, которую, напротив, требуется поворачивать. Возникает противоречие, так как в схеме появляется как минимум один газовод (а скорее всего два), который с одной стороны должен быть гибким, а с другой — выдерживать поток раскалённого метана под давлением в 40 МПа. Непростая задачка. Как с ней справился Том Мюллер, главный конструктор двигателей SpaceX, пока не известно. Более того, перед тем, как метан газифицируется в газогенераторе при метановом ТНА, он сначала охлаждает камеру, а, значит, еще дважды проходит через гибкий трубопровод, но уже при давлении 80..70 МПа. Двигатель всем хорош, но и как у всего на свете, у данного двигателя есть и недостатки. Это относительно большое количество магистралей и агрегатов, которые к тому же выполнены из более дорогих и труднообрабатываемых материалов. Число деталей от этого должно быть больше, а, значит и зарплаты инженеров-сборщиков. Подобные двигатели должны быть в 1,5..2 раза дороже, чем их собратья со схемой с дожиганием, с газификацией только одного компонента топлива. Создание такого двигателя может иметь смысл только при крупносерийном (по меркам ракетной индустрии) производстве таких двигателей: 100 или более. Судя по объявленным планам SpaceX, они будут делать больше, чем 100 двигателей в год. Риск не оправдан, но перекрыт другими факторами. Абы кто взять и создать подобный двигатель не могут, что ещё раз

подчёркивает профессионализм двигательного подразделения компании. В мире ракетных двигателей подобные агрегаты являются вершиной мастерства, точкой соприкосновения науки, инженерной мысли и технологии. Теперь вы узнали что это за двигатель и чем он резко выделяется среди других. Теперь к характеристикам двигателя. По известным данным я рассчитал все остальные. Раптор — это два двигателя: собственно «Раптор» (Raptor) — атмосферная версия двигателя, и «Раптор вакуум» (Raptor vac) — вакуумная версия двигателя, снабжённая сопловым дорасширительным насадком. У двигателя с сопловым насадком несколько другая форма сверхзвуковой и околоскоростной части сопла. Остальные их составляющие абсолютно одинаковы.

[ Версия для полётов в атмосфере ] Raptor

Компоненты топлива — переохлажденные жидкий кислород (LOX) / жидкий метан (CH<sub>4</sub>);

Схема работы: с дожиганием, с газификацией обоих компонентов (FFSC);

Охлаждение камеры: регенеративное, метаном;

Диапазон дросселирования — 20..100%;

Степень расширения сопла: 40;

Высота двигателя: 3,1...3,3 м;

Масса двигателя: 900..1000 кг.

Параметры на номинальном режиме (коэффициент дросселирования = 1,0):

Тяга на уровне моря Земли: 3050 кН (311,0 т);

Удельный импульс на уровне моря Земли: 334,1 с;

Тяга на поверхности Марса: 3284 кН (334,9 т);

Удельный импульс на поверхности Марса: 360,0 с;

Тяга в вакууме: 3290 кН (335,5 т);

Удельный импульс в вакууме: 360,3 с;

Расход окислителя (кислород, LOX): 724 кг/с;

Расход горючего (метан, CH<sub>4</sub>): 206,5 кг/с;

Расход топлива (кислород + метан): 930,5 кг/с;

Соотношение компонентов топлива: 3,506;

Давление в камере сгорания: 30 МПа;

Давление в выходном сечении сопла: 0,0735 МПа;

Скорость в выходном сечении сопла: 3450 м/с;

Диаметр минимального сечения камеры: 273,0 мм;

Диаметр выходного сечения сопла: 1720..1730 мм;

Эффективность сгорания топлива: 99,3..99,4 %.

Параметры на режиме глубокого дросселирования (коэфф. дросселирования = 0,2):

Тяга на уровне моря Земли: 440,7 кН (44,94 т);

Удельный импульс на уровне моря Земли: 241,5 с;

Тяга в вакууме: 651,6 кН (66,45 т);

Удельный импульс в вакууме: 357,0 с;

Давление в камере сгорания: 5,9 МПа.

[ Версия для полётов в открытом космосе ] Raptor vac

Компоненты топлива — переохлажденные жидкий кислород (LOX) / жидкий метан (CH<sub>4</sub>);

Схема работы: с дожиганием, с газификацией обоих компонентов (FFSC);

Охлаждение камеры: регенеративное, метаном (сопло) / радиационное, излучением теплоты (сопловой насадок);

Диапазон дросселирования — 20..100%;

Степень расширения сопла: 200;


Высота двигателя: 6,1...6,4 м;  
Масса двигателя: 2000..2300 кг.

Параметры на номинальном режиме (коэффициент дросселирования = 1,0):  
Тяга на уровне моря Земли: [не предназначен];  
Удельный импульс на уровне моря Земли: [не предназначен];  
Тяга на поверхности Марса: 3458 кН (352,6 т);  
Удельный импульс на поверхности Марса: 380,6 ;  
Тяга в вакууме: 3470 кН (353,8 т);  
Удельный импульс в вакууме: 382,0 с;  
Расход окислителя (кислород, LOX): 720,0 кг/с;  
Расход горючего (метан, CH4): 206,4 кг/с;  
Расход топлива (кислород + метан): 926,4 кг/с;  
Соотношение компонентов топлива: 3,489;  
Давление в камере сгорания: 30 МПа;  
Давление в выходном сечении сопла: 0,009 МПа;  
Скорость в выходном сечении сопла: 3743 м/с;  
Диаметр минимального сечения камеры: 272,5 мм;  
Диаметр выходного сечения сопла: 3840...3870 мм;  
Эффективность сгорания топлива: 99,3..99,4 %.

Параметры на режиме глубокого дросселирования (коэффициент дросселирования = 0,2):  
Тяга на уровне моря Земли: [не предназначен];  
Удельный импульс на уровне моря Земли: [не предназначен];  
Тяга в вакууме: 686,3 кН (69,98 т);  
Удельный импульс в вакууме: 377,7 с;  
Давление в камере сгорания: 5,9 МПа.

Источник

1 COMMENT



Сергей

18.10.2017 at 03:50

Море информации. Спасибо.

ОТВЕТИТЬ