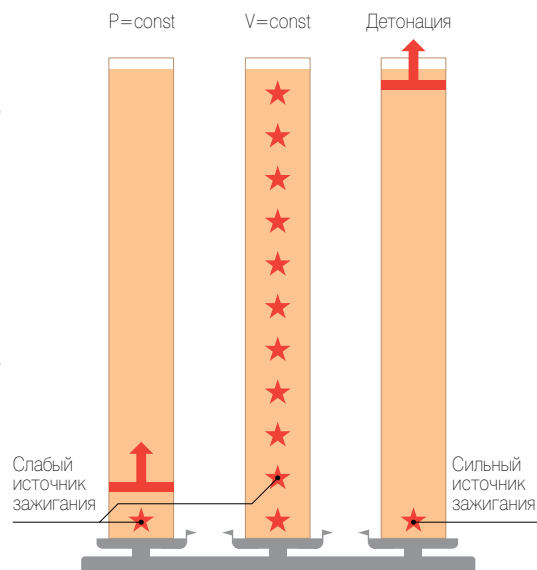


РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ НА ВЗРЫВНОЙ ТЯГЕ

Новая физическая идея — использование детонационного горения вместо обычного, дефлаграционного — позволяет радикально улучшить характеристики реактивного двигателя.

Говоря о космических программах, мы в первую очередь думаем о мощных ракетах, которые выводят на орбиту космические корабли. Сердце ракеты-носителя — ее двигатели, создающие реактивную тягу. Ракетный двигатель — это сложнейшее энергопреобразующее устройство, во многом напоминающее живой организм со своим характером и манерами поведения, которое создается поколениями ученых и инженеров. Поэтому изменить что-то в работающей машине практически невозможно: ракетчики говорят: «Не мешай машине работать...» Такой консерватизм, хотя он многократно оправдан практикой космических пусков, все же тормозит ракетно-космическое двигателестроение — одну из самых наукоемких областей деятельности человека. Необходимость изменений назрела уже давно: для решения целого ряда задач нужны существенно более энергоэффективные двигатели, чем те, которые эксплуатируются сегодня и которые по своему совершенству достигли предела. Нужны новые идеи, новые физические принципы. Ниже речь пойдет именно о такой идее и о ее воплощении в демонстрационном образце ракетного двигателя нового типа.



—Рис. 1. Энергоэффективность детонационного двигателя

Дефлаграция и детонация

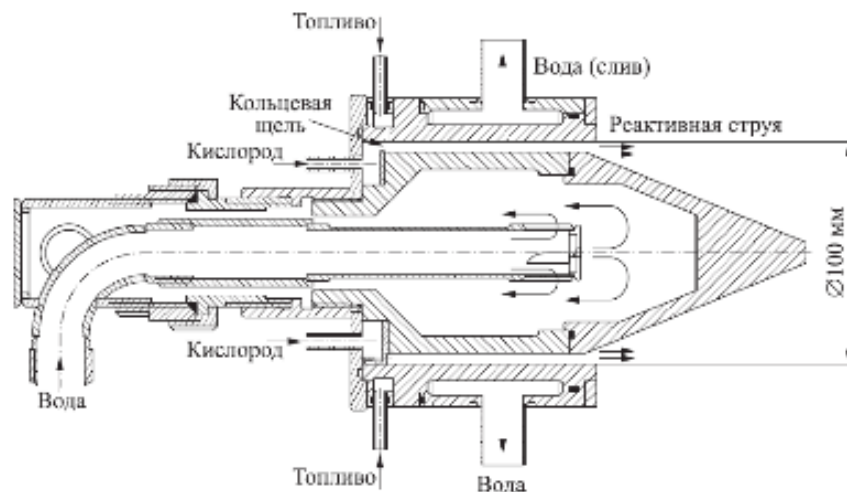
В большинстве существующих ракетных двигателей химическая энергия горючего преобразуется в тепло и механическую работу за счет медленного (дозвукового) горения — дефлаграции — при практически постоянном давлении: $P=const$. Однако, кроме дефлаграции, известен и другой режим горения — детонация. При детонации химическая реакция окисления горючего протекает в режиме самовоспламенения при высоких значениях температуры и давления за сильной ударной волной, бегущей с высокой сверхзвуковой скоростью. Если при дефлаграции углеводородного горючего мощность тепловыделения с единицы площади поверхности фронта реакции составляет ~ 1 МВт/м², то мощность тепловыделения в детонационном фронте на три-четыре порядка выше и может достигать 10000 МВт/м² (выше мощности излучения с поверхности Солнца!). Кроме того, в отличие от продуктов медленного горения, продукты детонации обладают огромной кинетической энергией: скорость продуктов детонации в ~ 20 – 25 раз выше скорости продуктов медленного горения. Возникают вопросы: нельзя ли в ракетном двигателе вместо дефлаграции использовать детонацию и приведет ли замена режима горения к повышению энергоэффективности двигателя?

Приведем простой пример, который иллюстрирует преимущества детонационного горения в ракетном двигателе над дефлаграционным. Рассмотрим три одинаковых камеры сгорания (КС) в виде трубы с одним закрытым и другим открытым концом, которые заполнены одинаковой горючей смесью при одинаковых условиях и поставлены закрытым концом вертикально на тягоизмерительные весы (рис. 1). Энергию зажигания будем считать пренебрежимо малой по сравнению с химической энергией горючего в трубе.

Пусть в первой трубе горючая смесь зажигается одним источником, например, автомобильной свечой, расположенной у закрытого конца. После зажигания вверх по трубе побежит медленное пламя, видимая скорость которого обычно не превышает 10 м/с, то есть много меньше скорости звука (около 340 м/с). Это означает, что давление в трубе P будет очень мало отличаться от атмосферного P_a , и показания весов практически не изменятся. Другими словами, такое (дефлаграционное) сжигание смеси фактически не приводит к появлению избыточного давления на закрытом конце трубы и, следовательно, дополнительной силы, действующей на весы. В таких случаях говорят, что полезная работа цикла с $P=P_a=const$ равна нулю и, следовательно, равен нулю термодинамический коэффициент полезного действия (КПД). Именно поэтому в существующих силовых установках горение организуется не при атмосферном, а при повышенном давлении $P>P_a$, получаемом с помощью турбонасосов. В современных ракетных двигателях среднее давление в КС достигает 200–300 атм.

Попробуем изменить ситуацию, установив во второй трубе множество источников зажигания, которые одновременно зажигают горючую смесь по всему объему. В этом случае давление в трубе P быстро возрастет, как правило, в семь-десять раз, и показания весов изменятся: на закрытый конец

—Демонстрационный образец ДРД, установленный на испытательном стенде



трубы в течение некоторого времени — времени истечения продуктов горения в атмосферу — будет действовать достаточно большая сила, которая способна совершить большую работу. Что же изменилось? Изменилась организация процесса горения в КС: вместо горения при постоянном давлении $P=const$ мы организовали горение при постоянном объеме $V=const$.

Теперь вспомним о возможности организации детонационного горения нашей смеси и в третьей трубе вместо множества распределенных слабых источников зажигания установим, как и в первой трубе, один источник зажигания у закрытого конца трубы, но не слабый, а сильный — такой, который приведет к возникновению не пламени, а детонационной волны. Возникнув, детонационная волна побежит вверх по трубе с высокой сверхзвуковой скоростью (около 2000 м/с), так что вся смесь в трубе сгорит очень быстро, и давление в среднем повысится как при постоянном объеме — в семь-десять раз. При более детальном рассмотрении оказывается, что работа, совершенная в цикле с детонационным горением, будет даже выше, чем в цикле $V=const$.

Таким образом, при прочих равных условиях детонационное сгорание горючей смеси в КС позволяет получить максимальную полезную работу по сравнению с дефлаграционным горением при $P=const$ и $V=const$, то есть позволяет получить максимальный термодинамический КПД. Если вместо существующих ракетных двигателей с дефлаграционным горением использовать двигатели с детонационным горением, то такие двигатели могли бы дать чрезвычайно большие выгоды. Этот результат был впервые получен нашим великим соотечественником академиком Яковом Борисовичем Зельдовичем еще в 1940 году, однако до сих пор не нашел практического применения. Основная причина этому — сложность организации управляемого детонационного горения штатных ракетных топлив.

Импульсный и непрерывный режимы

До настоящего времени предложено множество схем организации управляемого детонационного горения, включая схемы с импульсно-детонационным и с непрерывно-детонационным рабочим процессом. Импульсно-дето-



Мощность тепловыделения в детонационном фронте на 3–4 порядка выше, чем во фронте обычного дефлаграционного горения и может превышать мощность излучения с поверхности Солнца. Скорость продуктов детонации в 20–25 раз выше скорости продуктов медленного горения

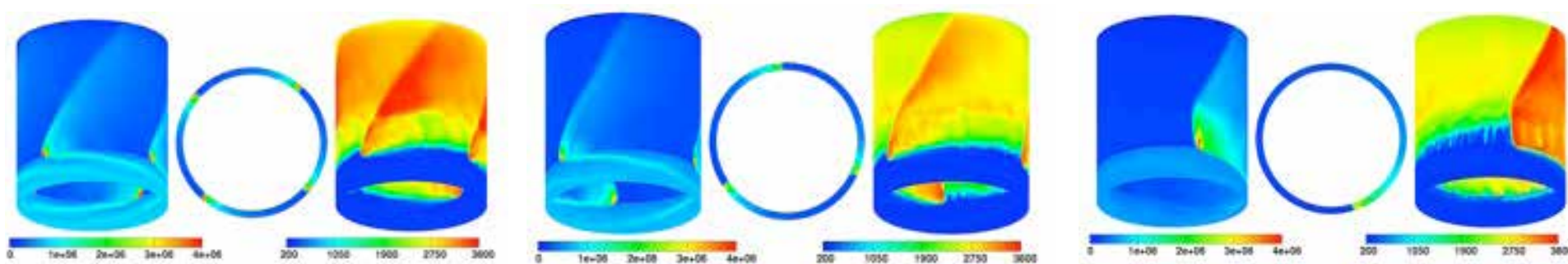


Рис. 3. Квасистационарные расчетные поля давления (а, б) и температуры (в) в условиях трех экспериментов (слева направо). Как и в экспериментах, в расчетах получены режимы с четырьмя, тремя и одной детонационными волнами

Заданный удельный импульс в детонационном ракетном двигателе достигается при значительно меньшем давлении, чем в традиционном жидкостном ракетном двигателе. Это позволит в перспективе кардинально изменить массогабаритные характеристики ракетных двигателей

национный рабочий процесс основан на циклическом заполнении КС горючей смесью с последующим зажиганием, распространением детонации и истечением продуктов в окружающее пространство (как в третьей трубе в рассмотренном выше примере). Непрерывно-детонационный рабочий процесс основан на непрерывной подаче горючей смеси в КС и ее непрерывном сгорании в одной или нескольких детонационных волнах, непрерывно циркулирующих в тангенциальном направлении поперек потока.

Концепция КС с непрерывной детонацией предложена в 1959 году академиком Богданом Войцеховским и долгое время изучалась в Институте гидродинамики СО РАН. Простейшая непрерывно-детонационная КС представляет собой кольцевой канал, образованный стенками двух коаксиальных цилиндров (рис. 2). Если на днище кольцевого канала поместить смесительную головку, а другой конец канала оборудовать реактивным соплом, то получится проточный кольцевой реактивный двигатель. Детонационное горение в такой КС можно организовать, сжигая горючую смесь, подаваемую через смесительную головку, в детонационной волне, непрерывно циркулирующей над днищем. При этом в детонационной волне будет сгорать горючая смесь, вновь поступившая в КС за время одного оборота волны по окружности кольцевого канала. К другим достоинствам таких КС относят простоту конструкции, однократное зажигание, квазистационарное истечение продуктов детонации, высокую частоту циклов (килогерцы), малый продольный размер, низкий уровень эмиссии вредных веществ, низкий уровень шума и вибраций.

Демонстрационный образец

В рамках проекта Минобрнауки создан демонстрационный образец непрерывно-детонационного ракетного двигателя (ДРД) с КС диаметром 100 мм и шириной кольцевого канала 5 мм, который испытан при работе на топливных парах водород—кислород, сжиженный природный газ—кислород и пропан-бутан—кислород. Огневые испытания ДРД проводились на специально разработанном испытательном стенде. Длительность каждого огневого испытания — не более 2 с. За это время с помощью специальной диагностической аппаратуры регистрировались десятки тысяч оборотов детонационных волн в кольцевом канале КС. При работе ДРД на топливной паре водород—кислород впервые в мире экспериментально доказано, что термо-

динамический цикл с детонационным горением (цикл Зельдовича) на 7–8% эффективнее, чем термодинамический цикл с обычным горением при прочих равных условиях.

В рамках проекта создана уникальная, не имеющая мировых аналогов вычислительная технология, предназначенная для полномасштабного моделирования рабочего процесса в ДРД. Эта технология фактически позволяет проектировать двигатели нового типа. При сравнении результатов расчетов с измерениями оказалось, что расчет точно прогнозирует количество детонационных волн, циркулирующих в тангенциальном направлении в кольцевой КС ДРД заданной конструкции (четыре, три или одну волну, рис. 3). Расчет с приемлемой точностью предсказывает и рабочую частоту процесса, то есть дает значения скорости детонации, близкие к измеренным, и тягу, фактически развиваемую ДРД. Кроме того, расчет правильно предсказывает тенденции изменения параметров рабочего процесса при повышении расхода горючей смеси в ДРД заданной конструкции — как и в эксперименте, количество детонационных волн, частота вращения детонации и тяга при этом увеличиваются.

ДРД против ЖРД

Основной показатель энергоэффективности ракетного двигателя — удельный импульс тяги, равный отношению тяги, развиваемой двигателем, к весовому секундному расходу горючей смеси. Удельный импульс измеряется в секундах (с). Зависимость удельного импульса тяги ДРД от среднего давления в КС, полученная в ходе огневых испытаний двигателя нового типа, такова, что удельный импульс увеличивается с ростом среднего давления в КС. Основной целевой показатель проекта — удельный импульс тяги 270 с в условиях на уровне моря — достигнут в огневых испытаниях при среднем давлении в КС, равном 32 атм. Измеренная тяга ДРД при этом превысила 3 кН.

При сравнении удельных характеристик ДРД с удельными характеристиками традиционных в жидкостном ракетном двигателе (ЖРД) оказывается, что заданный удельный импульс в ДРД достигается при значительно меньшем среднем давлении, чем в ЖРД. Так, в ДРД удельный импульс в 260 с достигается при давлении в КС всего 24 атм, тогда как удельный импульс 263,3 с в известном отечественном двигателе РД-107А достигается при давлении в КС 61,2 атм, которое в 2,5 раза выше. Отметим, что двигатель РД-107А работает на топливной паре керосин—кислород и используется в первой ступени ракеты-носителя «Союз-ФГ». Такое значительное снижение среднего давления в ДРД позволит в перспективе кардинально изменить массогабаритные характеристики ракетных двигателей и снизить требования к турбонасосным агрегатам.

Вот и новая идея, и новые физические принципы.

Один из результатов проекта — разработанное техническое задание на проведение опытно-конструкторской работы (ОКР) по созданию опытного образца ДРД. Основная проблема, которую планируется решить в рамках ОКР, — обеспечить непрерывную работу ДРД в течение длительного времени (десять минут). Для этого потребуются разработать эффективную систему охлаждения стенок двигателя.

Ввиду своего прорывного характера задача создания практического ДРД, несомненно, должна стать одной из приоритетных задач отечественного космического двигателестроения.

СЕРГЕЙ ФРОЛОВ, доктор физико-математических наук, Институт химической физики им. Н.Н. Семенова РАН, профессор НИЯУ-МИФИ

Кадр видеосъемки огневых испытаний ДРД



ГАЗ ВМЕСТО КЕРОСИНА

В 2014–2016 годах Министерством образования и науки РФ поддержан проект «Разработка технологий использования сжиженного природного газа (метан, пропан, бутан) в качестве топлива для ракетно-космической техники нового поколения и создание стендового демонстрационного образца ракетного двигателя». Проект предусматривает создание демонстрационного образца непрерывно-детонационного ракетного двигателя (ДРД), работающего на топливной паре «сжиженный природный газ (СПГ)—кислород». Исполнитель проекта — Центр импульсно-детонационного горения Института химической физики РАН. Индустриальный партнер проекта — Тураевское машиностроительное конструкторское бюро «Союз». В заявке на проект целесообразность использования в жидкостном ракетном двигателе (ЖРД) непрерывно-детонационного горения объяснялась более высоким термодинамическим КПД по сравнению с традиционным циклом, использующим медленное горение, а целесообразность использования СПГ объяснялась целым рядом преимуществ по сравнению с керосином: повышенным удельным импульсом тяги, доступностью и дешевизной, существенно меньшим сажеобразованием при горении и более высокими экологическими характеристиками. Теоретически замена керосина на СПГ в традиционном ЖРД сулит повышение удельного импульса на 3–4%, а переход от традиционного ЖРД к ДРД — на 13–15%.