



ИПО ЭНЕРГОМАШ  
имени академика В. П. Глушко

# ТРУДЫ



---

ГДЛ-ОКБ 1929-2012

ISSN2079-0228

ФЕДЕРАЛЬНОЕ КОСМИЧЕСКОЕ АГЕНТСТВО  
Орден Ленин, Октябрьской Революции  
и Трудового Красного Знамени  
НПО Энергомаш им. академика В.П. Глушко  
(ГДЛ-ОКБ)

# ТРУДЫ XXIX

Под редакцией  
доктора технических наук, профессора  
В.К. ЧВАНОВА

Москва 2012

# ТЕРМОГИДРОГАЗОДИНАМИКА И ТЕПЛООБМЕН

УДК 621.45:622.612

## ЖИДКОСТНЫЙ ДЕТОНАЦИОННЫЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ

*Докт. техн. наук В.К. Чванов, доктора физ.-мат. наук  
С.М. Фролов (ЦИДГ ИХФ РАН), Л.Е. Стернин*

Обсуждается вопрос о возможности создания ракетного двигателя, работающего на принципе непрерывного детонационного горения по схеме Б.В. Войцеховского, согласно которой детонационное горение осуществляется в кольцевой зоне между двумя коаксиальными цилиндрами. Приводятся некоторые результаты трёхмерных расчётов, выполненных в Центре импульсно-детонационного горения (ЦИДГ) при Институте химической физики им. Н.Н. Семенова РАН (ИХФ РАН), позволяющие надеяться, что создание этого типа ракетных двигателей приведёт к повышению их удельного импульса примерно на 15% по сравнению с ЖРД.

*Ключевые слова:* детонационный РД, коаксиальные цилиндры,  $k$ - $\epsilon$  модель турбулентности, осреднение по Рейнольдсу.

В 1940 г. академиком Я. Б. Зельдовичем был впервые поставлен вопрос об использовании детонационного горения в реактивных двигателях и стационарных энергетических установках [1]. По его оценкам, двигатели, использующие детонационное сгорание топлива, должны быть более эффективными, чем двигатели, работающие при медленном сжигании топлива. Это связано с тем, что при одинаковых начальных условиях продукты детонации горючей смеси обладают меньшей энтропией, чем продукты горения при постоянном объёме ( $V = \text{const}$ ) и, тем более, чем продукты горения при постоянном давлении ( $p = \text{const}$ ),

и, следовательно, при изэнтропическом расширении продуктов в атмосфере бóльшая часть химической энергии топлива превращается в полезную работу.

В 1959 г. академик Б.В. Войцеховский предложил интересную схему организации непрерывного детонационного горения [2]. Именно эту схему в последнее время считают наиболее перспективной для дальнейшего совершенствования ракетных и воздушно-реактивных двигателей. Чтобы понять, как работает камера сгорания с непрерывной детонацией, рассмотрим кольцевой канал, образованный стенками двух коаксиальных цилиндров одинаковой длины. Если на днище кольцевого канала поместить смесительную головку, а на другом конце канала установить реактивное сопло, то получится проточный кольцевой реактивный двигатель. Организовать горение в нём можно по-разному: как в обычном жидкостном ракетном двигателе (ЖРД) или по схеме Войцеховского, когда топливная смесь сгорает в детонационной волне около днища, а продукты детонации затем передвигаются в кольцевом зазоре по направлению к соплу. Детонационная волна (ДВ) сжигает горючую смесь, вновь поступившую в камеру сгорания за время своего оборота по окружности кольцевого канала (в случае распространения одной ДВ). Частота вращения ДВ в камере сгорания диаметром около 300 мм имеет величину порядка  $10^5$  об/мин и выше.

В ДВ химическая реакция окисления горючего протекает в режиме самовоспламенения при очень высоких локальных значениях избыточного давления и плотности, обеспечиваемых лидирующей ударной волной. Поэтому эффективность процесса горения в детонационном ракетном двигателе (ДРД) при прочих равных условиях должна быть выше, чем в ЖРД [3].

В ЦИДГ Института химической физики им. Н.Н. Семенова РАН проведены сравнительные расчёты эффективности рабочего процесса в ЖРД (рис. 1а) и ДРД (рис. 1б) при одинаковых расходах топливных компонентов и основных геометрических размерах (площадь днища, высота камеры, площадь критического сечения и степень расширения сопла) при истечении продуктов в атмосферу. Рабочий процесс в обоих двигателях моделирова-

ли, используя нестационарные трёхмерные уравнения Навье-Стокса (осреднённые по Рейнольдсу), сопряжённые с  $k-\epsilon$  моделью турбулентности и с моделью турбулентного горения, позволяющей одновременно рассматривать и фронтальные, и объёмные химические превращения [3]. В качестве топливных компонентов использовали н-гептан и кислород, а состав смеси считали стехиометрическим. Выбор н-гептана связан с наличием в ИХФ РАН всех необходимых для расчёта термокинетических данных.

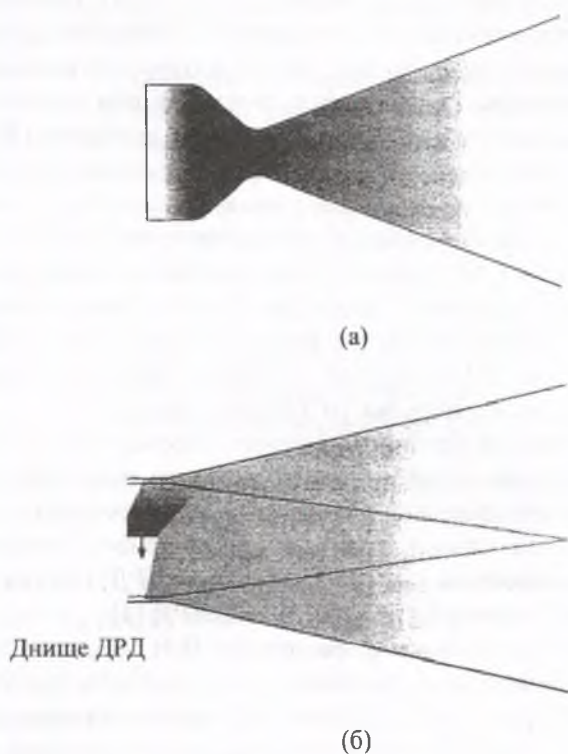


Рис. 1. Схемы ЖРД (а) и ДРД (б). Стрелкой показано направление распространения детонационной волны

Детонационная волна вращается вблизи дна (рис. 1б) со средней скоростью около 1800 м/с, т.е. частота вращения волны в камере около 1,53 кГц.

На рис. 2 представлены расчетные распределения статического давления в ЖРД (рис. 2а) и в ДРД (рис. 2б) с соответствующими шкалами значений в виде оттенков серого цвета. В отличие от ЖРД, в котором давление распределено равномерно по камере сгорания, в ДРД энерговыделение происходит в небольшой локальной области (показана темным цветом), причем абсолютные значения давления в этой области значительно превосходят значения за ее пределами. Чтобы детальнее рассмотреть особенности течения в ДРД, рассмотрим рис. 3.

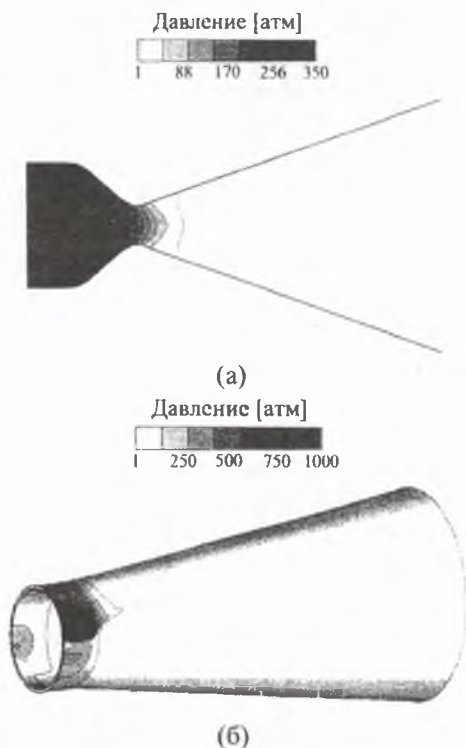
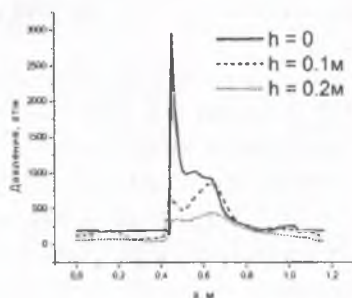
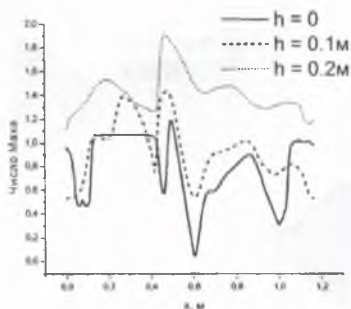


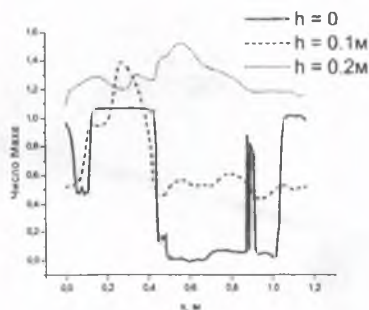
Рис. 2. Расчётные распределения статического давления в ЖРД (а) и в ДРД (б)



(а)



(б)



(в)

Рис. 3. Расчётные распределения статического давления (а), местного числа Маха потока (б) и местного числа Маха для осевой составляющей скорости (в) в кольцевом зазоре ДРД на разном расстоянии  $h$  от дна камеры: 0, 10 и 20 см

На рис. 3 представлены распределения статического давления (рис. 3а), местного числа Маха потока (рис. 3б) и местного числа Маха для осевой составляющей скорости (рис. 3в) в кольцевом зазоре ДРД на разном расстоянии  $h$  от днища камеры: 0, 10 и 20 см, причём  $h = 0$  соответствует самому днищу камеры. Фактически, на рис. 3 показаны "развёртки" распределений указанных параметров вдоль окружности в срединном сечении кольцевого зазора. Видно, что пиковое значение давления максимально в ближайшей окрестности днища и достигает там значения порядка нескольких тысяч атмосфер, однако это давление действует на очень коротком промежутке времени и особой опасности, по-видимому, не представляет: демонстрируемые ниже зарубежные работающие двигатели не имели особой толстостенной защиты. Относительная эффективная ширина  $S$  пика давления – около 3% длины окружности, т.е. с учётом скорости детонационной волны и времени одного оборота волны длительность пика составит всего  $\sim 20$  мксек. Интересно, что вклад пика давления на рис. 3а в значение среднего давления на днище ДРД составляет не более 10%. За пиком следует "полка" давления на уровне 1000 атм с  $S = 17\%$  (длительность  $\sim 110$  мксек). В дальнейшем давление спадает до уровня  $\sim 250$  атм и держится на этом уровне в кольцевом слое с  $S = 80\%$  (длительность 520 мксек).

Из сравнения рис. 3б и 3в видно, что на расстоянии 20 см от днища (начало сопла) поток сверхзвуковой по всему сечению кольцевого канала. Именно поэтому в ДРД для дальнейшего ускорения газа используется только расширяющееся сопло. Это ещё одна важная особенность ДРД, не имеющего сужающейся части сопла.

Особо следует отметить, что зона высокого давления у днища ДРД (более 250 ата) локализована в небольшой части камеры и вращается вместе с детонационной волной. Радиальная составляющая скорости на выходе из сопла очень мала по сравнению с осевой составляющей. Тем не менее, для обеспечения большей симметрии тяги целесообразно обеспечить одновременное распространение нескольких детонационных волн.



На рис. 4 показано сравнение массовых расходов топливных компонентов в камере ДРД и ЖРД. Если в ЖРД расход постоянный и, например, равен 400 кг/с, то для ДРД можно говорить лишь о среднем расходе компонентов (тоже 400 кг/с), поскольку рабочий режим в ДРД циклически квазистационарный.

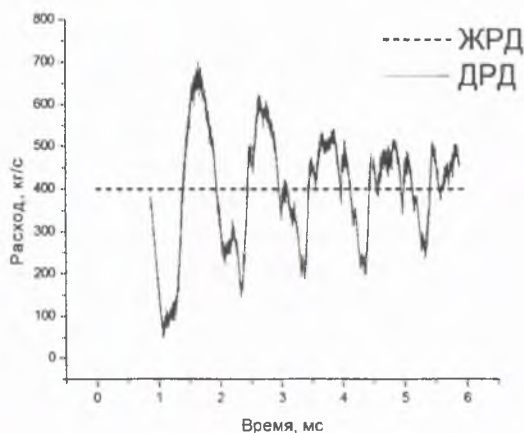


Рис. 4. Сравнение расчётных массовых расходов в ЖРД и ДРД

Расчётные значения удельного импульса для ДРД и ЖРД находятся в отношении 1,15:1, т.е. эффективность ДРД примерно на 15% выше. На рис. 5 показаны расчётные зависимости тяги ДРД и ЖРД от времени. Видно, что в результате пяти оборотов детонационной волны в ДРД (пять пиков на сплошной кривой) достигается средний уровень тяги около 1130 кН, тогда как тяга ЖРД выходит на уровень 986 кН. Таким образом, теоретически применение ДРД сулит большие выгоды для космической техники.

Отметим еще одну важную особенность ДРД. Давление подачи топливных компонентов в ДРД может быть ниже, чем в ЖРД. Для этой цели можно использовать менее высоконапорный турбонасосный агрегат (ТНА).

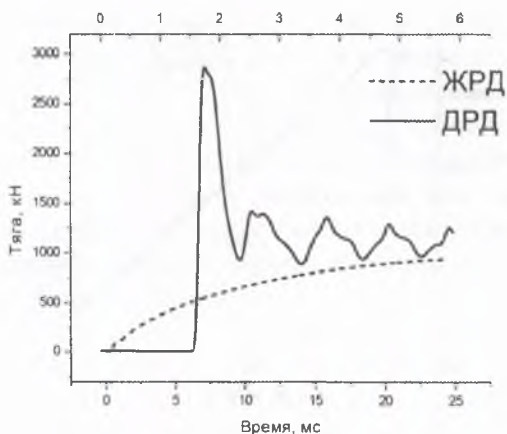
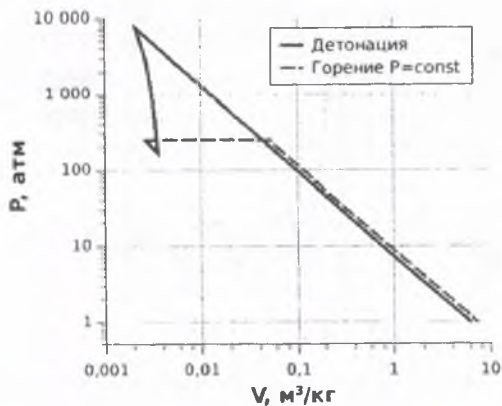


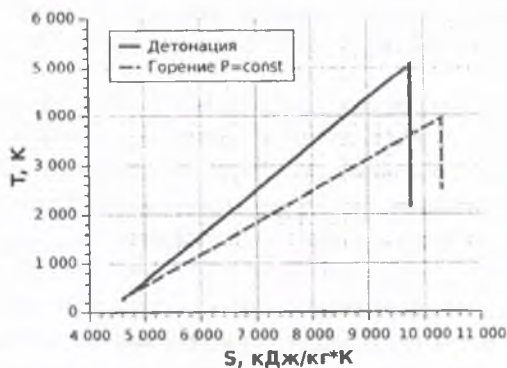
Рис. 5. Сравнение расчётных зависимостей тяги ДРД и ЖРД от времени: верхняя шкала (в мсек) — для ДРД, нижняя — для ЖРД

В этом случае подача топлива в камеру ДРД со сравнительно низким давлением компонентов может осуществляться низконапорным ТНА окислительной (или восстановительной) схемы с выбросом небольшого расхода отработанного турбогаза через автономное реактивное сопло в окружающую среду, либо — в сопло.

Для проверки полученных результатов другим путём дополнительно были проведены термодинамические расчёты. Из них следует, что продукты детонации имеют меньшую температуру и энтропию, чем продукты горения. Термодинамические значения удельного импульса для ДРД и ЖРД оказались в отношении 1,13:1 (332 и 294 сек соответственно), т.е. эффективность ДРД — на 13% выше. Таким образом, термодинамический расчёт подтверждает справедливость вывода, сделанного на основе трёхмерных нестационарных расчётов. На рис. 6 представлено сравнение циклов ЖРД и ДРД на плоскости "давление — удельный объём" (рис. 6а) и "температура — энтропия" (рис. 6б).



(a)



(б)

Рис. 6. Сравнение циклов ЖРД и ДРД на плоскости "давление – удельный объем" (а) и "температура – энтропия" (б)

Сегодня научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы, направленные на реализацию рабочего процесса в ДРД, активно проводятся за рубежом (США, Франция, Япония, Китай, Корея, Польша) и в нашей стране (ИХФ РАН, ИГиЛ СО РАН). Об этом свидетельствуют материалы специализированных международных конференций и семинаров, специальных научных секций на крупных научных форумах, а также многочисленные публикации в ведущих международных и нацио-

нальных научных журналах. Среди ключевых конференций по этой тематике следует отметить серию из восьми Международных коллоквиумов по импульсной и непрерывной детонации ([www.icpcd.ru](http://www.icpcd.ru)), совместно поддерживаемых Российским фондом фундаментальных исследований и Управлением военно-морских исследований США (ONR), а также серию из трёх международных семинаров по применению детонации в силовых установках (IWDP), поддерживаемых различными национальными и международными научными фондами.

Так, в Японском аэрокосмическом агентстве JAXA недавно прошёл трёхдневный международный семинар по ДРД (г. Цукуба, 3–5 сентября 2012 г.). На семинаре обсуждались важнейшие фундаментальные и прикладные проблемы на пути организации детонационного горения в камерах сгорания ракетных двигателей. Приведём лишь один пример. Специалисты фирм Pratt & Whitney и Rocketdyne представили результаты испытаний экспериментального ДРД модульной конструкции с кольцевым зазором 5 и 10 мм (рис. 7а), с заменяемыми форсунками для подачи топливных компонентов, с заменяемыми соплами и с множеством измеряемых характеристик (с помощью низкочастотных и высокочастотных датчиков статического и динамического давления, термопар, ионизационных зондов, датчиков осевой и боковой тяги, скоростной видеосъёмки и др.). Проведены сотни огневых испытаний (рис. 7б) с использованием разных топливных пар: водород – кислород, метан – кислород, этан – кислород и др. На основе испытаний построены карты устойчивых рабочих режимов ДРД с одной, двумя и более детонационными волнами, циркулирующими над днищем камеры (рис. 7в). Исследованы различные способы зажигания (инициирования) и поддержания детонации, включая организацию наносекундного стриммерного разряда между цилиндрическими стенками камеры сгорания. Максимальное время работы ДРД, достигнутое в опытах с водяным охлаждением стенок камеры, составило 20 сек. Сообщается, что это время ограничивалось только запасом топливных компонентов, но не тепловым состоянием стенок.



(а)

(б)

(в)

Рис. 7. (а) Экспериментальный ДРД фирм Pratt & Whitney и Rocketdyne (США) и его огневое испытание; (б) вид сбоку и (в) вид со стороны сопла с тремя вращающимися равноудалёнными детонационными волнами

## Выводы

1. Расчётные исследования констатируют: увеличение удельного импульса ДРД по сравнению с обычным ЖРД примерно на 13%...15%. При этом снижаются требования к значению давления за турбонасосным агрегатом и уменьшаются массогабаритные параметры сопла.

2. Для решения вопроса о реальности создания ДРД необходимо проведение расчётно-конструкторских и экспериментальных работ по жидкостным ракетным двигателям с детонационным горением и с определением удельного импульса ДРД.

3. Одно из основных направлений работ – обеспечение прочности детонационной камеры при наличии в ней высокочастотных колебаний давления с кратковременными пиками.

## Литература

1. Зельдович Я.Б. К вопросу об энергетическом использовании детонационного горения // ЖТФ. 1940. Т. 10. №17. С. 1453.
2. Войцеховский Б.В. Стационарная детонация // Докл. АН СССР. 1959. Т.129. №6. С. 1254.
3. Фролов С. М., Дубровский А. В., Иванов В. С. Трёхмерное численное моделирование рабочего процесса в камере сгорания с непрерывной детонацией // Химическая физика. 2012. Т. 31. № 1. С. 32.

Поступила 21.09.2012 г.