

УДК 532.529

## ТЕНДЕНЦИИ РАЗРАБОТКИ ДЕТОНАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ДЛЯ ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ И ПРОБЛЕМА ТРОЙНЫХ КОНФИГУРАЦИЙ УДАРНЫХ ВОЛН

### Часть I. Исследования детонационных двигателей

П.В. Булат<sup>a</sup>, П.В. Денисенко<sup>b</sup>, К.Н. Волков<sup>a,c</sup>

<sup>a</sup> Университет ИТМО, Санкт-Петербург, 197101, Российская Федерация

<sup>b</sup> Университет Уорвика, Ковентри, CV4 7AL, Великобритания

<sup>c</sup> Университет Кингстона, Лондон, SW15 3DW, Великобритания

Адрес для переписки: pavelbulat@mail.ru

#### Информация о статье

Поступила в редакцию 18.11.15, принята к печати 02.12.15

doi:10.17586/2226-1494-2016-16-1-1-21

Язык статьи – русский

Ссылка для цитирования: Булат П.В., Денисенко П.В., Волков К.Н. Тенденции разработки детонационных двигателей для высокоскоростных воздушно-космических летательных аппаратов и проблема тройных конфигураций ударных волн. Часть I - Исследования детонационных двигателей // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2016. Т. 16. № 1. С. 1–21.

#### Аннотация

Рассматриваются актуальные задачи совершенствования силовых установок воздушно-космических летательных аппаратов, рассчитанных на большие сверхзвуковые скорости полета. В первой части обзора изложена история вопроса, этапные научные работы. Рассмотрена классификация детонационных двигателей, отдельное внимание уделено ротационным детонационным двигателям и непрерывно-детонационным двигателям. Подробно рассмотрены основные экспериментальные данные по детонации, имеющие наибольшее значение для проектирования детонационных двигателей. Во второй части приведен обзор работ по развитию теории детонации, математических моделей, численных методов. Изучается проблема интерференции ударных волн с образованием тройных точек, проблема регулярного и нерегулярного отражения ударных волн, неоднозначность и гистерезис в связанных с этим процессах. Продемонстрирована актуальность и значимость рассматриваемой проблемы для разработки новых типов воздухозаборников и реактивных двигателей с детонационным горением топлива.

#### Ключевые слова

ударная волна, ударно-волновые структуры, детонационный двигатель, воздухозаборник

## TRENDS IN THE DEVELOPMENT OF DETONATION ENGINES FOR HIGH-SPEED AEROSPACE AIRCRAFTS AND THE PROBLEM OF TRIPLE CONFIGURATIONS OF SHOCK WAVES

### Part I. Research of detonation engines

P.V. Bulat<sup>a</sup>, P.V. Denissenko<sup>b</sup>, K.N. Volkov<sup>a,c</sup>

<sup>a</sup> ITMO University, Saint Petersburg, 197101, Russian Federation

<sup>b</sup> Warwick University, Coventry, CV4 7AL, United Kingdom

<sup>c</sup> Kingston University, London, SW15 3DW, UK

Corresponding author: pavelbulat@mail.ru

#### Article info

Received 18.11.15, accepted 02.12.15

doi:10.17586/2226-1494-2016-16-1-1-21

Article in Russian

**For citation:** Bulat P.V., Denissenko P.V., Volkov K.N. Trends in the development of detonation engines for high-speed aerospace aircrafts and the problem of triple configurations of shock waves. Part I. Research of detonation engines. *Scientific and Technical Journal of Information Technologies, Mechanics and Optics*, 2016, vol. 16, no. 1, pp. 1–21.

#### Abstract

We consider current problems of improving propulsion systems of highly supersonic air-space vehicles. In the first part, we review historic developments and list the landmark scientific papers. Classification of detonation engines is presented with detailed consideration of rotation detonation engines and continuous detonation engines. Experimental results on detonation, which are of particular importance for the design of detonation engines, are discussed. The second part of the paper provides an overview of the development in detonation theory, mathematical modelling, and numerical simulation. We focus on the

interference of shock waves with formation of triple points, regular and irregular reflection of shock waves, existence of multiple solutions and the resulting appearance of hysteresis. The relevance and importance of triple shock wave configurations for the development of new types of air intakes and detonation jet engines is demonstrated.

**Keywords**

shock-wave, shock-wave structures, detonation engine, air intake

**Введение**

В настоящем обзоре рассматриваются актуальные задачи совершенствования двигателей для сверхзвуковых летательных аппаратов. Перспективные требования к гражданским воздушным судам диктуют в перспективе ближайших двух десятилетий снижение всех наиболее критических параметров (удельных расходов топлива в расчете на одно кресло, уровней шума, уровней выбросов) на величины от нескольких десятков процентов до нескольких раз [1]. Совершенствование современных двигателей и энергетических машин традиционных схем подошло к своему технологическому пределу. По оценке Центрального института авиационного моторостроения им. П.И. Баранова (ЦИАМ) [2], в рамках эволюционного развития традиционных технологий можно рассчитывать на рост термодинамического коэффициента полезного действия (КПД) и улучшение других удельных показателей (рост удельного импульса, снижение удельного веса – отношения веса двигателя к развиваемой тяге, снижение удельного расхода топлива) на 5–10%, что связывается с доработками отдельных узлов и решений [3]. Учитывая динамику внедрения технологических новшеств за последние десятилетия и анализируя предельные характеристики существующих схем, очевидно, что достижение целевых показателей 2035 г. [4] и далее возможно исключительно за счет применения принципиально новых схем и технических решений, обеспечивающих революционный скачок характеристик и при этом обладающих приемлемой стоимостью разработки, внедрения, производства и эксплуатации [5, 6].

Необходимо также иметь в виду, что сложившаяся де-факто на наиболее емких рынках среднемагистральных и дальнемагистральных самолетов дуополия Боинг и Эрбас имеет огромный портфель заказов на десятилетия вперед и не склонна к технологическим новшествам в ситуации, когда огромные рынки поделены практически пополам. Любому новому игроку, либо старому, желающему сделать впечатляющий рыбок относительно конкурента, необходимо вывести на рынок продукт с существенно лучшими характеристиками, что, в свою очередь, можно сделать, только применяя принципиально новые технологии.

**Детонационные двигатели как выход из технологического кризиса**

Современные двигательные установки в авиационной технике представлены газотурбинными двигателями, работающими по термодинамическому циклу Брайтона (цикл с горением при постоянном давлении). Цикл Брайтона используется также в прямоточных воздушно-реактивных двигателях (ПВРД) и в жидкостных ракетных двигателях (ЖРД). И топливо, и окислитель поступают в область горения непрерывно. Продукты сгорания, расширяясь, совершают полезную работу. Для воздушно-реактивных двигателей (ВРД) это можно трактовать как подогрев в камере сгорания воздуха, поступающего в воздухозаборник. Горячий воздух расширяется в сопле, увеличивая свой импульс, создавая тягу. Чем выше удельный импульс, тем лучше двигатель. В технической системе измерений удельный импульс равен скорости истечения газа из сопла в вакуум. Таким образом, окружающий воздух необходимо затормозить в воздухозаборнике с минимальными потерями полного давления, а затем максимально эффективно нагреть его в камере сгорания. Следовательно, основные пути совершенствования ВРД – это сокращение габаритов воздухозаборника и камеры сгорания, снижение потерь в воздухозаборнике, повышение термодинамического КПД процесса горения. Рассмотрим эти задачи подробнее.

Одно из основных прорывных направлений – это разработка непрерывно-детонационных и ротационно-детонационных двигателей [7]. Камера сгорания типичного реактивного двигателя состоит из форсунок для смешения топлива с окислителем, устройства поджигания топливной смеси и собственно жаровой трубы, в которой идут окислительно-восстановительные реакции (горение). Жаровая труба заканчивается соплом. Очень грубо можно оценить тягу двигателя как площадь критического сечения сопла, умноженную на разность давления в камере сгорания и окружающей среде. Исходя из этого, тяга тем выше, чем выше давление в камере сгорания и температура соответственно. Давление в камере сгорания можно увеличить, подняв температуру горения, а также подавая окислитель (воздух в случае ВРД) под возможно большим давлением. Это ведет к необходимости использования все более дорогостоящих жаростойких материалов, а также к увеличению массы и стоимости компрессоров. Температура сгорания в современных ВРД вплотную приблизилась к предельной, а в конструкции стали применять такие редкие металлы, как рений и рутений, цена которых намного больше цены на золото.

Существует другой способ увеличения давления в камере сгорания – увеличение скорости сгорания смеси. По своей термодинамической эффективности наиболее привлекательным режимом быстрого горения является детонация [8]. Благодаря тому, что в детонационном двигателе сжигание топлива происходит в ударных волнах примерно в 100 раз быстрее, чем при обычном медленном горении (дефлагра-

ции), этот тип двигателя теоретически отличается рекордной мощностью, снимаемой с единицы объема, по сравнению со всеми другими типами тепловых двигателей. Оценка габаритов традиционного двухконтурного двигателя с высокой степенью двухконтурности и такого же двигателя, но использующего детонационную камеру сгорания, приведена на рис. 1.

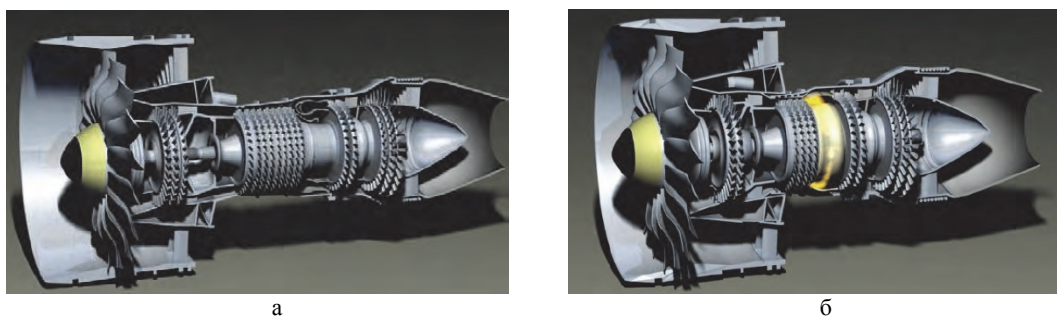


Рис. 1. Сравнение длины традиционного воздушно-реактивного двигателя с высокой степенью двухконтурности (а) длиной 5 м и такого же двигателя, но с детонационной камерой сгорания (б)

В случае успешной реализации детонационные двигатели станут рекордсменами по КПД среди всех видов тепловых моторов [9]. Особенно это важно для будущих гражданских сверхзвуковых лайнеров (СПС). Если бы удельный расход топлива ВРД не рос с увеличением скорости полета, то, применяя современные решения для улучшения внешней аэродинамики, увеличивая высоту полета, на сверхзвуковых скоростях можно было бы добиться таких же характеристик дальности, что и у дозвукового магистрального самолета. Но вот внутренняя аэродинамика сверхзвуковых самолетов имеет неустранимый недостаток – на сверхзвуковых скоростях удельный расход топлива традиционной силовой установки монотонно растет по мере увеличения скорости на любых высотах полета. Выход видится в применении двигателей, основанных на иных принципах, нежели традиционный термодинамический цикл Брайтона горения топлива при постоянном давлении, с более низким (на 25%) удельным расходом топлива. Это могут быть ВРД с детонационными камерами сгорания. Более подробно этот вопрос рассмотрен ниже.

У детонационных двигателей имеются и иные преимущества. Например, в ходе цикла детонационного горения температура сгорания очень высока. Но скорость сгорания также очень велика, и окислы азота не успевают образоваться, поэтому детонационные двигатели потенциально являются экологически чистыми [10]. Проще решается и задача охлаждения стенок камеры сгорания. Несмотря на более высокие температуры и давление во фронте детонационной волны из-за скоротечности процессов детонационного горения, их воздействие на конструкцию двигателя меньше, чем у классических моторов.

Применение детонационного горения дает ощутимые преимущества и в ЖРД, типичное давление в камере сгорания которого более 200 атм. Чтобы обеспечить аналогичные условия сжигания топлива в ударных волнах, компоненты топлива нужно подавать под давлением не более 10 атм, что позволяет отказаться от использования турбонасосных агрегатов и усиленных трубопроводов [11].

Теория детонации [12], детонационного двигателя и распространения детонационных волн в различных средах рассмотрена в фундаментальных трудах Г.Г. Черного [13], В.В. Маркова [14] и В.А. Левина [15, 16]. Перспективы развития двигателей вообще рассмотрены в работе Тинга [17]. Основные тенденции развития детонационных двигателей представлены в работах [18–20]. Обзор детонационных двигателей приведен в работе Волански [21].

### Проблема создания сверхзвуковых атмосферных и воздушно-космических летательных аппаратов

Основной проблемой на сверхзвуковых скоростях является повышенный удельный расход топлива. Взлетный вес самолета при сверхзвуковых скоростях (число Маха  $M > 1$ ) является степенной функцией дальности полета, т.е. запас топлива с увеличением дальности растет нелинейно. Именно поэтому СПС-2 (Ту-244), рассчитанный на межконтинентальную дальность полета, имеет смысл проектировать на существенно большую пассажироместимость, чем Ту-144, иначе самолет будет возить сам себя и топливо, а не коммерческую нагрузку.

На сверхзвуковых скоростях к сопротивлению трения и давления добавляется волновое сопротивление. Если на дозвуковых скоростях возмущения, создаваемые телом летательного аппарата, сосредоточены вблизи его поверхности (внутри пограничного слоя и в пределах некоторого расстояния, на котором затухают волны давления), то на сверхзвуковых скоростях картина другая. Ударные волны, создаваемые летательным аппаратом, затухают сравнительно слабо и могут распространяться на многие километры, достигая поверхности Земли. За фронтом этих ударных волн изменяется направление и величина вектора скорости, а соответственно, и импульс газа. Сила сопротивления, как известно, в силу законов сохранения равняется изменению импульса, поэтому сопротивление, создаваемое скачками уплотне-

ния, весьма велико, так как велика масса воздуха, вовлекаемого в движение. Это приводит к тому, что на сверхзвуковых скоростях аэродинамическое качество существенно снижается.

Однако это не значит, что сверхзвуковой самолет при равном с дозвуковым самолетом запасе топлива обязательно должен иметь меньшую дальность. Дальность полета определяется формулой Бреге  $L=1062(KM/C_e)\ln(G_1/G_2)$ , где  $K$  – аэродинамическое качество;  $M$  – число Маха;  $C_e$  – коэффициент удельного расхода топлива;  $G_1$  – начальный вес самолета;  $G_2$  – конечный вес самолета. Отсюда можно сделать несколько важных выводов.

Дальность прямо пропорциональна скорости, т.е. сверхзвуковой самолет с такой же дальностью, что и дозвуковой, может иметь меньшее аэродинамическое качество. Дальность полета определяется произведением  $KM$ . У Ту-144 оно при  $M=2,2$  равно примерно 17,6, это больше, чем у современных дозвуковых лайнеров ( $KM \sim 16$ ). Ту-244 должен был иметь при  $M=2,2$  аэродинамическое качество примерно 9,5. Почему же тогда сегодня вообще не рассматриваются СПС, рассчитанные на скорости полета в районе  $M=2$ , а изучаются сразу гиперзвуковые проекты со скоростями полета  $M=5-6$ ?

Все дело в удельном расходе топлива. У дозвуковых самолетов  $C_e \sim 0,7$ , у сверхзвуковых –  $C_e \sim 1,1$ . Причина состоит в том, что сверхзвуковой поток воздуха на входе в воздухозаборник нужно сначала затормозить до дозвуковой скорости, что сопровождается потерями, затем сжать компрессором, смешать в камере сгорания с топливом, сжечь эту смесь и разогнать продукты сгорания до скорости не меньше, чем скорость полета. Все эти процессы при  $M > 1$  сопровождаются потерями, пропорциональными скорости полета. Необходимо снижение  $C_e$  на 25%. Двигатель с детонационным горением как раз может иметь при  $M=2,2$  удельный расход  $C_e \sim 0,8$ . СПС с такой силовой установкой при крейсерской скорости  $M=2,2$  будет иметь большую дальность, чем дозвуковой самолет. Будь в нашем распоряжении такой двигатель, Ту-244 с крейсерской скоростью  $M=2,2$  летал бы уже сейчас.

Рассмотрим теперь проблемы проектирования гиперзвукового транспортного самолета, рассчитанного на  $M=4-5$ . У современного дозвукового пассажирского самолета комплекс  $KM/C_e \sim 22$ , а у СПС-2 ( $M=2,2$ )  $KM/C_e \sim 19,5$ , т.е. при равном запасе топлива дальность у первого будет больше. Но при  $M=5$  у гиперзвукового самолета уже  $KM/C_e \sim 21$ . Если же сравнивать транспортную производительность, то максимальной она будет у гиперзвукового самолета, поэтому гиперзвуковые самолеты с традиционными прямоточными ПВРД в диапазоне скоростей  $M=4-5$  могут оказаться вполне конкурентоспособными благодаря очень высокой транспортной производительности. Основная проблема здесь – эффективное торможение газа с минимальными потерями в воздухозаборнике.

### Проблема эффективного сжатия воздуха и двигателя со стационарной детонацией

Традиционно для сжатия на сверхзвуковых скоростях используют воздухозаборники внешнего сжатия с системой скачков уплотнения одного направления (рис. 2, а) или волной разрежения, сфокусированной на одну из обечаяк (рис. 2, б). При небольших сверхзвуковых скоростях воздухозаборники внешнего сжатия являются оптимальным решением. Но уже при  $M=3$  угол наклона крайней поверхности сжатия получается слишком большим, что ведет к неприемлемому увеличению поперечных габаритов летательных аппаратов и к росту лобового сопротивления соответственно.

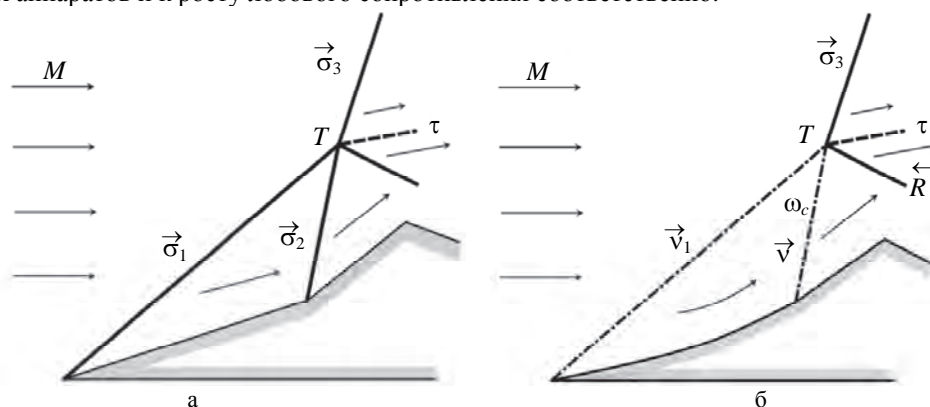


Рис. 2. Устройство внешнего сжатия в системе скачков уплотнения одного направления (а) и изоэнтропической волне сжатия (б):  $T$  – тройная точка;  $R$  – отраженный разрыв;  $\sigma_i$  – скачки уплотнения;  $\omega_c$  – волна сжатия;  $v$  – слабые разрывы, ограничивающие волну сжатия;  $\tau$  – тангенциальный разрыв

Выход был найден в использовании смешанного или комбинированного сжатия, когда головной косой скачок или система скачков отражается от стенки воздухозаборника в виде косого скачка противоположного направления (рис. 3). Внутреннее переотражение скачков перед замыкающим прямым скач-

ком позволяет уменьшить длину воздухозаборника и увеличить коэффициент восстановления полного давления.

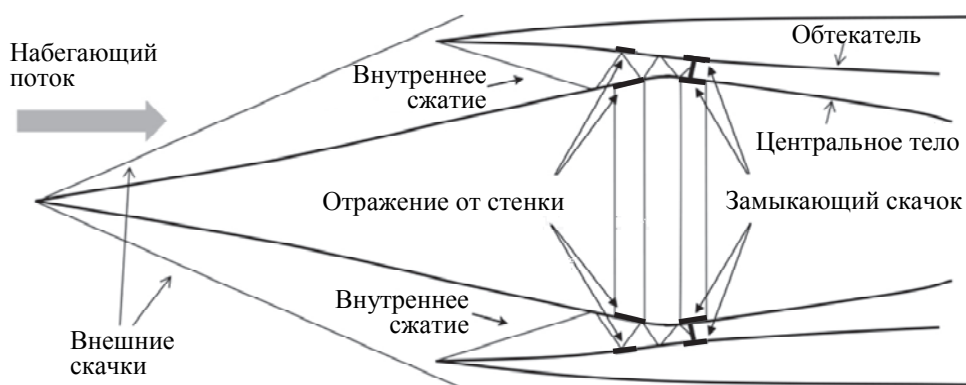


Рис. 3. Воздухозаборник смешанного (внешнего и внутреннего) сжатия

Первым серийным самолетом, на котором был установлен воздухозаборник смешанного сжатия, стал американский стратегический разведчик SR-71, которому до сих пор принадлежит мировой рекорд скорости полета – 3650 км/ч. Первые же эксперименты, проведенные с воздухозаборниками, в которых реализуется внутреннее отражение скачков уплотнения, показали, что изменение скорости полета иногда сопровождается резкими скачкообразными перестройками ударно-волновой структуры, возникновением нестационарных и колебательных явлений, что приводит к внезапным скачкообразным изменениям тяги двигателя и резким рывкам самолета из стороны в сторону. С увеличением скорости потока эти неприятные для конструкции летательного аппарата явления становились более выраженными. Дело дошло до того, что в одном из полетов пилот, ударившись головой, разбил стекло скафандра (пилоты SR-71 летали в таком же обмундировании, как и астронавты на «Аполлонах»). Побороть это явление до конца так и не удалось. Так, конструкторы и аэродинамики впервые столкнулись с проблемами интерференции скачков уплотнения противоположного направления. Выяснилось, что отражение таких скачков от стенок [22] или их интерференция с другими скачками [23] может быть регулярной, как на рис. 3, или маховской (нерегулярной). В последнем случае образуется тройная конфигурация ударных волн, состоящая из проходящего скачка, отраженного скачка и ножки Маха (главного скачка уплотнения, течение за которым дозвуковое). Переход от регулярной интерференции к маховской и обратно имеет области неоднозначности параметров и гистерезис [24], которые и являются причинами неприятных явлений, описанных выше.

Перспективным является воздухозаборник с интерференцией симметричных или несимметричных скачков уплотнения противоположных направлений (встречных скачков уплотнения). При этом могут быть получены отраженные скачки уплотнения, интенсивность которых отличается в очень большой степени. Данлэп предложил [25] использовать этот факт для организации детонационного горения за одним из отраженных скачков с наибольшей интенсивностью (рис. 4, а) либо в симметричной системе ударных волн за ножкой Маха (рис. 4, б) [26]. Топливо инжектируется в сверхзвуковой поток, а детонационная волна стабилизируется клином или каким-либо другим способом. Продукты горения расширяются в сопле и производят реактивную тягу. Такие двигатели называются двигателями со стационарной детонацией.

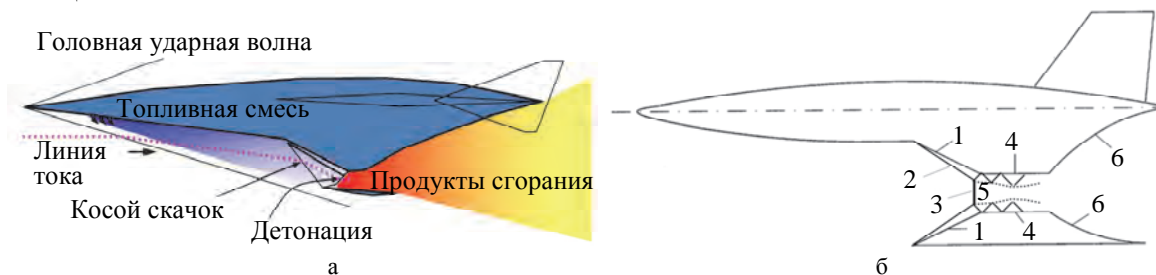


Рис. 4. Двигатели со стационарной детонацией: Данлэпа (а) и Института теоретической и прикладной механики (ИТПМ) им. С.А. Христиановича (б): клинья воздухозаборника 1 формируют косые скачки 2, которые взаимодействуют между собой с образованием ножки Маха 3; топливная смесь детонирует на ножке Маха и сгорает в камере сгорания 4 в области 5, ограниченной с двух сторон слоями смешения и областями со сверхзвуковым течением, которые отделяют область горения от стенок; продукты сгорания расширяются в сопле 6, создавая реактивную тягу

При гиперзвуковых скоростях скачки уплотнения должны располагаться под большим углом наклона к вектору скорости, что неизбежно увеличивает длину воздухозаборника и потери в нем. Выход видится в одновременном (рис. 5, а) или последовательном (рис. 5, б) сжатии потока в двух ортогональных направлениях.

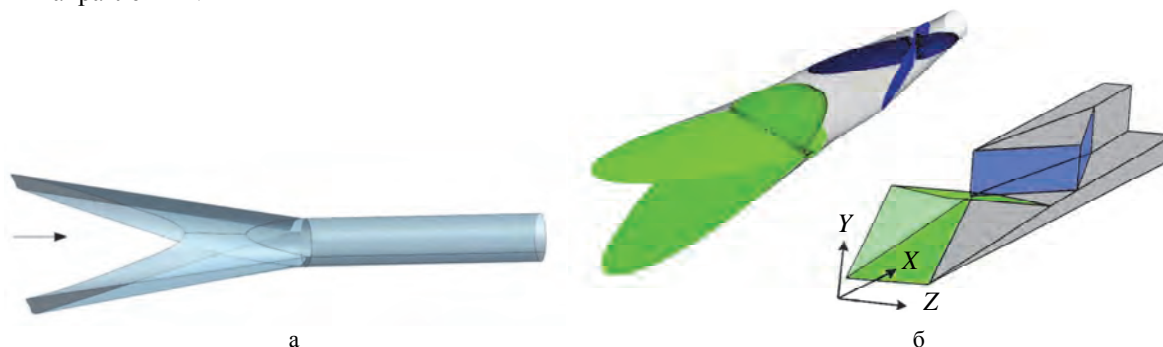


Рис. 5. Воздухозаборник внутреннего сжатия с одновременным (а) или последовательным (б) сжатием потока в двух ортогональных плоскостях

Получило распространение и другое направление – конвергентные воздухозаборники [27], которые используют сходящиеся поверхности сжатия сложной формы. Такие воздухозаборники были разработаны в ИТПМ им. Христиановича, а также в Сибирском научно-исследовательском институте авиации им. Чаплыгина. Сжатие потока в них происходит на V-образных поверхностях сжатия. Они близки по концепции к рассмотренным выше воздухозаборникам со сжатием в ортогональных плоскостях, но назначение их другое. Конвергентные воздухозаборники короче и легче традиционных нерегулируемых с внешним сжатием.

Таким образом, проблема интерференции встречных скачков уплотнения или их отражения от стенок может быть регулярной и маховской. Оба эти явления играют важную роль в проектировании воздухозаборников, рассчитанных на большие скорости полета, а также двигателей со стационарной детонацией. Как будет показано ниже, очень важна эта проблема и для задачи проектирования импульсно-детонационных двигателей и ротационно-детонационных двигателей.

### История изучения детонационного горения и детонационных двигателей

Ниже приведен обзор проблемы детонационных двигателей, теории детонации и связанных с ними задач интерференции газодинамических разрывов.

#### *Работы над детонационными двигателями в России и в мире*

Дозвуковые режимы горения объединяются общим термином «дефлаграция». Зона реакции при послыном (медленном) горении сосредоточена в тонком слое – фронте пламени. Пламенем принято называть область горения, испускающую видимый свет. Скорость фронта пламени относительно исходного вещества всегда дозвуковая и не превышает нескольких десятков метров в секунду. В газовых смесях фронт нормального ламинарного горения распространяется со скоростями от десятков сантиметров до десятка метров в секунду. В большинстве тепловых двигателей используется медленное горение, а возникновение ударных волн в зоне химических реакций, например, в бензиновых двигателях внутреннего сгорания, считается вредным и может привести к разрушению элементов конструкции.

Горение во фронте ударной волны называется быстрым или детонационным, а сама такая волна – детонационной. Скорость фронта детонационной волны относительно компонентов топлива – сверхзвуковая. В детонационной волне процесс сгорания топлива осуществляется практически мгновенно (в 100–1000 раз быстрее, чем при дефлаграции), что обеспечивает возможность повышения давления в камере сгорания, имеющей форму полузакнутого объема, на один–два порядка по сравнению с традиционными двигателями. Исторически наибольший вклад в развитие принципов детонационного горения внесли советские, а затем российские ученые. Первым использование детонации в двигателях и энергетических устройствах предложил Я.Б. Зельдович [28; 1940]. Теоретические основы импульсно-детонационного двигателя заложил Г.М. Бам-Зеликович, рассмотревший в своей работе [29] задачу о распаде произвольного разрыва в реагирующей среде. Он же первым дал ясное и простое теоретическое обоснование возникновения пульсаций при горении топливной смеси в цилиндрическом канале [30]. В дальнейшем работы велись в лаборатории газовой динамики ЦИАМ им. П.И. Баранова под руководством Л.И. Седова, а затем после некоторого перерыва уже под руководством Г.Г. Черного. В.А. Левин разработал основные положения теории детонации, решил ряд важных модельных задач. Затем он создал научную школу детонации в Институте механики Московского государственного университета (МГУ). Этой научной школе принадлежат сотни научных работ, в которых освещены важнейшие аспекты теории детонации и ее приложений.

Другим научным центром исследования проблемы детонации стал Новосибирский институт гидродинамики им. М.А. Лаврентьева, в котором Б.В. Войцеховским было открыто явление спиновой детонации и предложена схема ротационного двигателя с непрерывной детонацией. Сегодня эти работы продолжаются Ф.А. Быковским, Е.Ф. Ведерниковым и С.А. Жданом в широкой кооперации с зарубежными специалистами, наиболее полные сведения об исследованиях ротационных детонационных двигателей приведены в их монографии [31].

Большой объем работы по клапанным детонационным двигателям выполнен в Институте химической физики РАН (ИХФ). Актуальный обзор этих работ приведен в монографии С.М. Фролова [32]. В настоящее время в России над этой актуальной проблемой в теоретическом плане работают следующие университеты и институты Российской Академии наук (РАН): ЦИАМ им. П.И. Баранова, ИХФ, Институт машиноведения РАН, Объединенный институт высоких температур РАН, Новосибирский институт гидродинамики им. М.А. Лаврентьева (ИГиЛ), ИТПМ им. С.А. Христиановича, Физико-технический институт им. А.Ф. Иоффе, МГУ, Московский государственный авиационный институт, Новосибирский государственный университет, Чебоксарский государственный университет, Саратовский государственный университет и др.

Потенциальные преимущества термодинамического цикла детонационных двигателей вызвали огромное множество исследовательских работ в этом направлении. Ведущие позиции по разработке детонационных двигателей занимает специализированный центр Seattle Aerosciences Center (SAC), выкупленный в 2001 г. компанией Pratt and Whitney у фирмы Adroit Systems. Большая часть работ центра финансируется ВВС и NASA из бюджета межведомственной программы Integrated High Payoff Rocket Propulsion Technology Program (IHPRPTP), направленной на создание новых технологий для реактивных двигателей различных типов. Кроме компании Pratt and Whitney в работах принимают участие Исследовательский центр United Technologies Research Center (UTRC) и фирма Boeing Phantom Works.

Проекты по детонационному горению в США включены в программу разработок перспективных двигателей ИРТЕТ [33]. В кооперацию входят практически все исследовательские центры, работающие в области двигателестроения, многие научные центры и университеты: ASI, NPS, NRL, APRI, MURI, Stanford, USAF RL, NASA Glenn, DARPA-GE C&RD, Combustion Dynamics Ltd, Defense Research Establishments, Suffield and Valcartier, Universite de Poitiers, University of Texas at Arlington, McGill University, Pennsylvania State University, Princeton University.

В новой программе VAATE – преемнике программы ИРТЕТ – ставится задача дальнейшего снижения стоимости производства газогенераторов на 32–64% для двигателей большой размерности и на 35–65% для малой, а технология создания еще более дешевого пульсирующего детонационного двигателя признана ключевой. Несмотря на многолетние исследования и множество имеющихся экспериментальных конструкций реальный работающий образец воздушно-реактивного или ракетного двигателя, использующего детонационное горение, пока не создан.

#### *Классификация детонационных двигателей*

В зависимости от скорости распространения детонационной волны в системе координат, связанной с двигателем, различают стационарную детонацию (stationary detonation) [34], ротационную детонацию (rotating detonation) [35], когда детонация является стационарной во вращающейся системе координат [36], нестационарную детонацию (transient detonation) и пульсирующую детонацию (pulsating detonation) [37]. Соответственно, могут быть созданы детонационные двигатели с непрерывной детонацией (CDE) [38, 39], ротационно-детонационные двигатели (RDE) [40] и импульсно-детонационные двигатели (PDE) [41].

Физические основы и принципы организации рабочего процесса в детонационных двигателях рассматриваются в работе [43], а вопросы, связанные с численным моделированием горения и детонации – в работе [43].

Методы экспериментальной отработки конструкции детонационного двигателя рассмотрены в работах [44–46]. Приводятся примеры экспериментальной реализации и численного моделирования физико-химических процессов в камерах сгорания детонационных двигателей различной конструкции [47]. Конструкции детонационных двигателей отличаются друг от друга по устройству и по принципу действия. Например, различают клапанные пульсирующие воздушно-реактивные детонационные двигатели с потреблением атмосферного кислорода (Pulse Detonation Engine, PDE) и ракетные пульсирующие детонационные двигатели (Pulse Detonation Rocket Engine, PDRE). Альтернативой им являются двигатели с непрерывной детонацией), работающие в непрерывном режиме, которым не требуются клапаны и периодическая инициация процесса детонации.

При значительном разнообразии конструктивных решений можно выделить небольшое количество основных направлений развития детонационных двигателей.

1. Классический клапанный импульсный детонационный двигатель.
2. Многотрубный PDE. В таких двигателях частота работы отдельной трубы остается низкой, но за счет чередования импульсов в разных трубах пытаются получить приемлемые удельные характеристики.

3. Направление № 3. PDE с высокочастотным резонатором, предварительно активированная топливная смесь подается в резонатор, в котором происходит фокусировка волн сжатия с образованием пережатой детонационной волны.
4. Детонационный ЖРД с вытеснительной подачей топлива.
5. Организация детонационного горения в стационарной системе ударных волн (CDE) или в периодически перемещающейся ударной волне (CPDE).
6. Ротационный детонационный двигатель Николса.
7. Ротационный двигатель Б.В. Войцеховского.

#### Преимущества термодинамического цикла детонационного горения

Идея энергетического использования детонационного горения топлива получила развитие в работе Я.Б. Зельдовича [28], в которой проведена оценка эффективности цикла с детонационным горением (рис. 1). Подробный анализ и сравнение различных термодинамических циклов реактивных двигателей проведены в работе [48].

При замене цикла с горением при постоянном давлении (цикл Брайтона) на цикл с горением при постоянном объеме (цикл Хамфри) термодинамическая эффективность возрастает почти на 20% (рис. 6) [49].

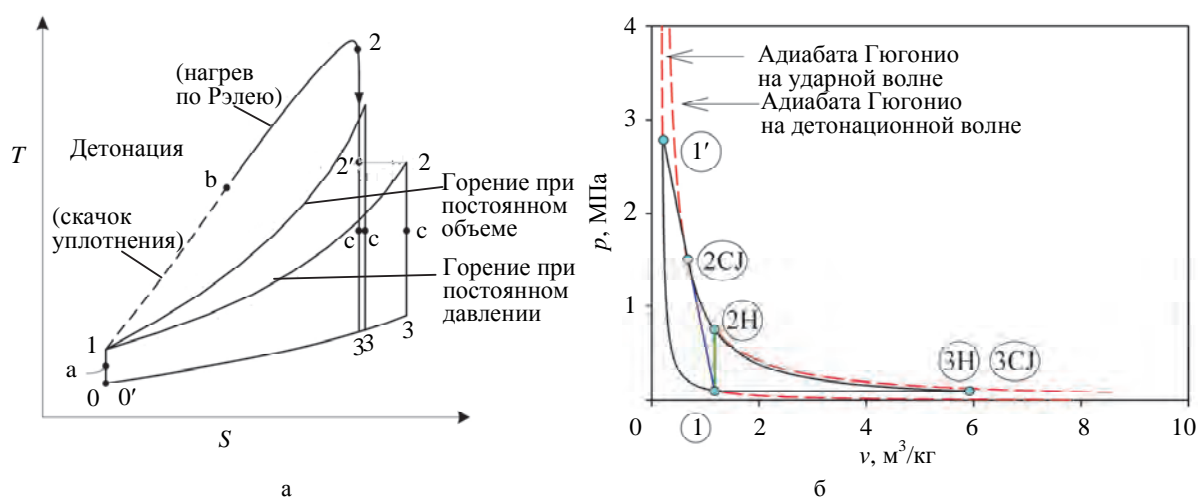


Рис. 6. Сравнение различных термодинамических циклов в координатах: температура  $T$  – энтропия  $S$  (а) и давление  $p$  – удельный объем  $v$  (б). Н – цикл Хамфри, CJ – цикл Фике–Джакобса

При степени сжатия, равной 5, термодинамическая эффективность цикла Брайтона составляет 36,9% для водорода и 31,4% для метана. При переходе к циклу Хамфри термодинамическая эффективность составляет 54,3% для водорода и 50,5% для метана. Примером двигателя, реализующего данный вид термодинамического процесса, является двигатель Стирлинга, применяющийся в некоторых подводных лодках. Среди реактивных двигателей в соответствии с циклом Хамфри работает пульсирующий воздушно-реактивный двигатель, которым, в частности, был оснащен немецкий самолет-снаряд V-1 времен второй мировой войны. Еще выше эффективность идеального детонационного термодинамического цикла Фике–Джакобса (Fickett-Jacobs cycle, FJ). Фике, основываясь на более ранних идеях Джакобса, независимо от Зельдовича развил концепцию использования детонационного сжигания топлива в реактивных двигателях.

Отличие цикла FJ от цикла Хамфри состоит в том, что подвод тепла происходит не по изохоре (участок цикла 1–2 на рис. 6, а), а по адиабате Рэнкина–Гюгонио (участок 1–b на рис. 6, а). Затем следует неравновесный нагрев, так называемый нагрев Рэля [50], соответствующий участку b–2 на рис. 6, а. Цикл FJ превосходит по термодинамической эффективности цикл Хамфри и значительно превосходит цикл Брайтона во всем диапазоне степени повышения давления при сжатии. Так, для достижения такого же КПД, как у цикла FJ, традиционному реактивному двигателю нужно иметь степень сжатия в компрессоре в 5 раз больше.

КПД реального детонационного двигателя отличается от идеального цикла FJ. Его можно повысить еще больше, если использовать пересжатую детонацию. Пояснения приведены на рис. 6, б. В цикле Хамфри сжатие происходит при постоянном объеме (участок цикла 1–2H на рис. 6, б), а в цикле FJ – по прямой Рэля (1–2CJ) в точку, соответствующую установившейся детонации Чепмена–Жуге [51]. Скорость распространения такой детонационной волны постоянна и относительно продуктов сгорания в точности равняется скорости звука. В реальном же детонационном двигателе смесь сначала сжимается в ударной волне (1–1'), а затем расширяется в процессе нагрева Рэля (1'–CJ).



Однако ничто не мешает из исходной точки 1 переместиться в любую точку ударной адиабаты Гюгонио, соответствующей заданной интенсивности ударной волны в исходной топливной смеси, а затем спуститься в точку 3 по адиабате Гюгонио для продуктов сгорания. Пересжатая детонационная волна при этом будет неустановившейся, но такой режим дает дополнительный выигрыш в полезной работе, что приводит к повышению КПД.

### Простейший детонационный двигатель - PDE

Простейшим типом двигателя, реализующим преимущества цикла FJ, является PDE. На рис. 7 представлена типичная последовательность смены фаз работы PDE.

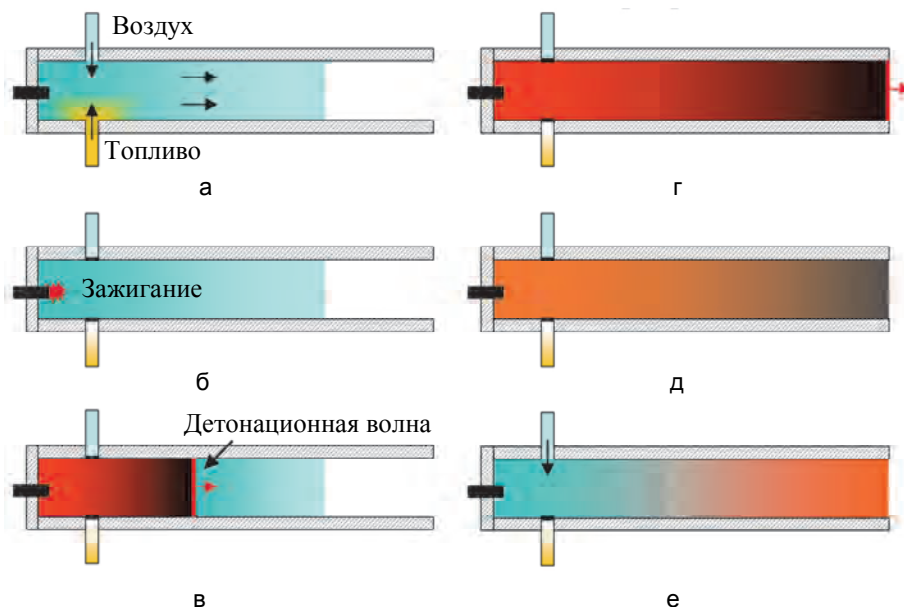


Рис. 7. Цикл работы PDE: заполнение топливной смесью (а); зажигание – инициирование детонации (б); детонация (в); продукты детонации (г); расширение продуктов детонации в окружающую среду (д); продувка воздухом (е)

После инициирования детонации в топливно-воздушной смеси распространяется детонационная волна Чемпена–Жуге постоянной интенсивности. Такая детонация называется установившейся и отличается наименьшей из возможных скоростью распространения детонационной волны.

Быстрое сжатие и горение в цикле PDE дает дополнительную работу по сравнению с циклом Хамфри. Поскольку интенсивность сжатия в ударной волне пропорциональна квадрату числа Маха (скорости ее распространения), то КПД цикла FJ с ростом числа Маха существенно растет. В интервале чисел Маха от 2 до 4 идеальный удельный импульс PDE составляет примерно 8500 с для водорода и 3800 с для углеводородного топлива.

В простейшем случае PDE представляет собой трубу, заполненную смесью топлива и окислителя [52]. Детонация смеси инициируется в начале каждого цикла при помощи достаточно мощного источника энергии. Частота импульсов изменяется от 10 до 100 Гц. На закрытом конце устанавливаются инжекторы для подачи горючего и окислителя. После заполнения трубы смесью детонация инициируется на закрытом или открытом конце трубы. Давление продуктов детонации на закрытый конец трубы, который называется тяговой стенкой, производит тягу. Сопло в ряде случаев вообще не нужно. Скорость детонационного поршня на два порядка превышает скорость нормального горения. Частота циклов варьируется путем независимого инициирования детонации контролируемой системой зажигания.

Отличие реального цикла PDE от идеального состоит в том, что труба не полностью заполняется горючей смесью, а инициирование детонации не является мгновенным и требует некоторого времени. Максимальный уровень давления и скорости детонации оказываются ниже, чем в идеальном цикле. Опустошение трубы от продуктов сгорания также требует некоторого времени, в связи с этим в начале следующего цикла часть продуктов сгорания остается в трубе и разбавляет горючую смесь, ослабляя интенсивность детонационной волны следующего цикла.

После поджига смеси переход горения в детонацию происходит на значительном расстоянии от закрытого торца трубы, а скорость детонационной волны не сразу достигает значения, соответствующего скорости установившейся детонации Чепмена–Жуге [53, 54]. Смешение топлива и окислителя происходит не мгновенно, в связи с чем требуется принятие специальных мер для уменьшения пути смешения.

Кроме того, детонационным двигателям, созданным на основе традиционных детонационных труб, свойственны низкая частота пульсаций (до 100 Гц), в результате время, в течение которого проис-

ходит сжигание топлива, по сравнению с характерным временем цикла, мал. Таким образом, несмотря на высокий КПД собственно детонационного сжигания топлива в единичной детонационной волне, общий интегральный КПД PDE низкий. Одним из самых простых вариантов решения этой проблемы представляется переход от одной детонационной трубы к многотрубному блоку.

При такой схеме двигателя во всех детонационных камерах циклически повторяется одинаковая последовательность процессов. Фазовый сдвиг процессов в разных детонационных камерах позволяет снижать пульсации реактивной тяги и шумовые эффекты.

Квазистационарная и двумерная нестационарная модели, предназначенные для изучения рабочего цикла пульсирующего детонационного двигателя, сформулированы в работе [55]. Размеры PDE изменяются в широких пределах, а их функционирование допускается как при малых, так и при высоких числах Маха. Сложность конструкции состоит в необходимости быстрого заполнения камеры сгорания смесью топлива и окислителя и быстрого освобождения трубы от продуктов сгорания. В частности, при отношении длины к диаметру  $L/D=50$  удельный импульс составляет около 90% от теоретического значения [56].

Подробные исследования инициирования и поддержания детонации в PDE, работающем на углеводородном топливе, выполнены в работах [57–59]. Создание самоподдерживающейся детонационной волны требует сокращения дистанции, на которой происходит переход от медленного горения к детонации (Deflagration to Detonation Transition, DDT). DDT в газовых смесях изучается во многих работах [60–63]. Для ускорения перехода в трубе размещаются спирали и препятствия, приводящие к интенсификации процессов турбулентного переноса, а также делается перфорация стенок.

Работы по развитию концепции PDE ведутся широким фронтом. Основная задача на современном этапе – разработка PDE с высокой частотой следования ударных волн в камере сгорания.

#### *Резонаторный PDE*

Альтернативным направлением являются резонаторные двигатели. В работе В.А. Левина [64] дается описание устройства, в котором отсутствуют механические клапаны и управляемая система зажигания. Пульсирующий процесс осуществляется за счет возбуждения резонансных высокочастотных колебаний в газодинамическом резонаторе, периодически заполняемом топливовоздушной смесью, а выделение тепла происходит в пересеченных детонационных волнах, формируемых в резонаторе [65]. Принципиальная схема одного цикла работы такого двигателя наглядно представлена на рис. 8.

На такте № 1 «всасывание» из кольцевого сопла к оси симметрии истекает веерная плоская струя. На такте № 2 «сжатие» в результате взаимодействия сходящихся сверхзвуковых струй (СЗС) образуется ударная волна (УВ), которая начинает движение в сторону вогнутой поверхности резонатора. Геометрия поверхности подобрана таким образом, чтобы отражение УВ от нее приводило к системе сходящихся к фокусу (Ф) ударных волн. В результате в точке Ф на такте «зажигание» и «рабочий ход» происходит инициирование детонации с образованием детонационной волны (ДВ), движущейся в направлении вогнутой поверхности. Взаимодействуя с донной поверхностью резонатора как с препятствием, детонационная волна в процессе соударения передает ей импульс от сил избыточного давления. На последнем такте «истечение» и «всасывание» отраженная ударная волна (ОУВ) распространяется на выход из резонатора, увлекая за собой продукты химической реакции. Недостатком данной схемы является то, что в течение тактов 4 и 5 цикла подготовленная топливная смесь просто выбрасывается в окружающую среду, не создавая тяги. На основе модельных испытаний в Институте механики МГУ и НТЦ им. А. Люльки выполнена оптимизация геометрических размеров и параметров устройства.

Резонаторный PDE уже требует анализа течения на предмет регулярной (рис. 9, а) или маховской (рис. 9, б) фокусировки ударных волн. Слабые волны образуют в фокусе каустику, которая по мере удаления от отражателя трансформируется с образованием особенности типа «ласточкин хвост» (рис. 9, а). Замена акустической волны слабой ударной волной не меняет качественную картину течения. Ласточкин хвост будет соответствовать регулярному отражению волны от плоскости симметрии. Фокусировка сильных ударных волн приводит к иной картине течения (рис. 9, б). В фокусе зарождаются две тройные конфигурации ударных волн, объединенные прямой ударной волной – ножкой Маха. По мере удаления от фокуса высота ножки Маха растет. Для задач детонации предварительно подготовленной смеси нужна именно ножка Маха.

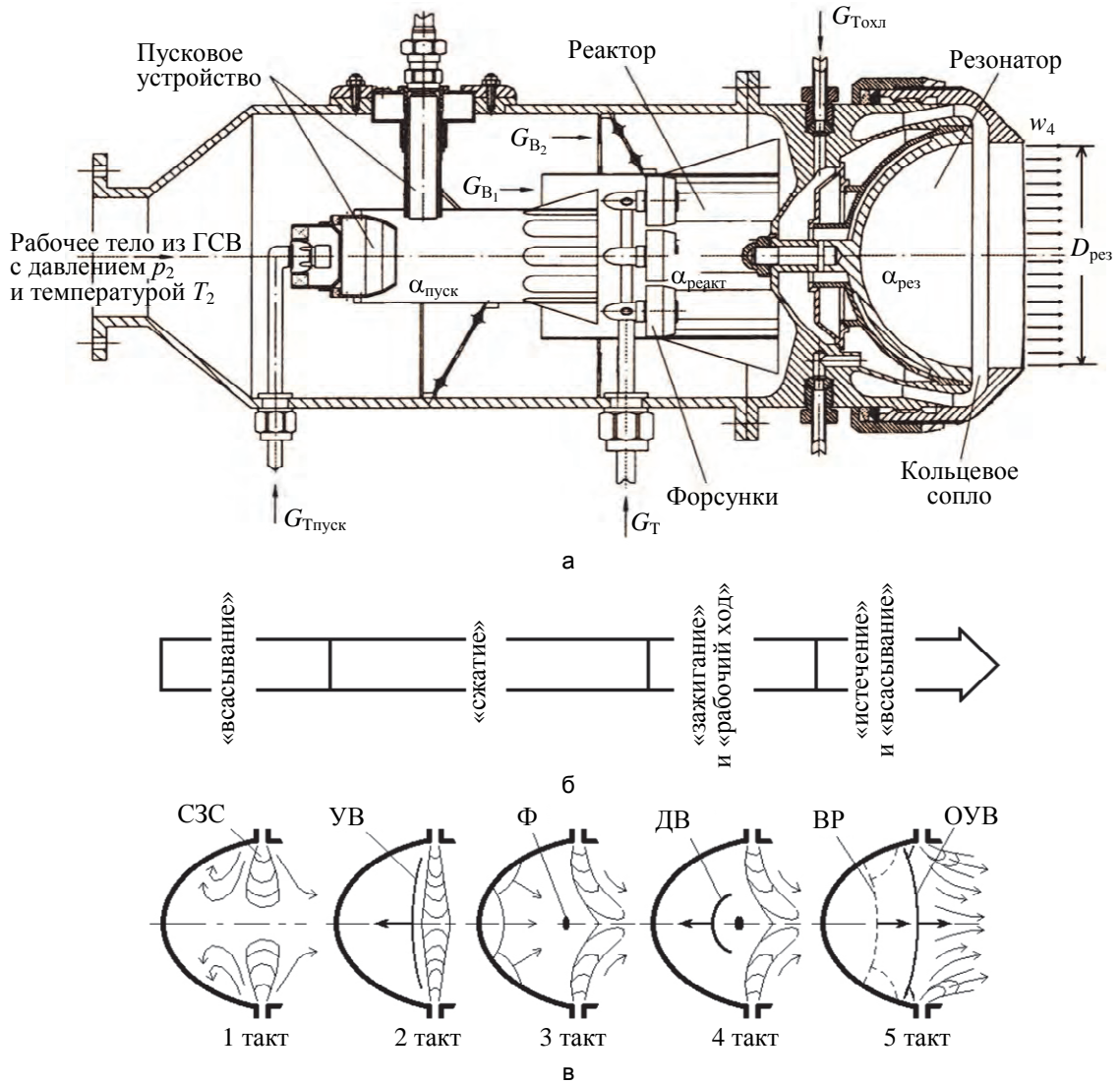


Рис. 8. Цикл работы двигателя с высокочастотным резонатором: конструктивное исполнение двигателя (а); физические процессы, протекающие в резонаторе за один цикл работы двигателя (б); такты работы резонатора и соответствующие им ударно-волновые структуры течения (в).  
 ГСВ – внутреннее устройство газоснабжения,  $G_{\text{В1}}$  – расход воздуха в первом контуре,  $G_{\text{В2}}$  – расход воздуха во втором контуре,  $G_{\text{Т}}$  – расход топлива,  $G_{\text{Тпуск}}$  – расход топлива на пусковом режиме работы двигателя,  $G_{\text{Тохл}}$  – расход топлива на охлаждение,  $\alpha_{\text{пуск}}$  – коэффициент избытка воздуха на пусковом режиме,  $\alpha_{\text{реакт}}$  – коэффициент избытка воздуха в реакторе на номинальном режиме,  $\alpha_{\text{рез}}$  – коэффициент избытка воздуха в резонаторе,  $D_{\text{рез}}$  – диаметр резонатора,  $w_4$  – скорость продуктов сгорания на выходе из резонатора; СЗС – сверхзвуковая струя; УВ – ударная волна; Ф – фокус резонатора; ДВ – детонационная волна; ВР – волна разрежения; ОУВ – отраженная ударная волна

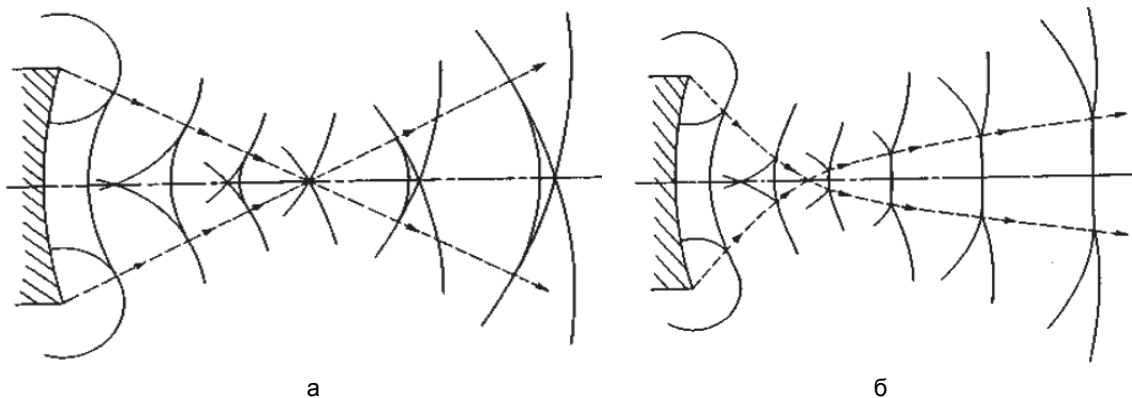


Рис. 9. Образование при фокусировке слабой волны каустики (а) и образование тройных конфигураций ударных волн в фокусе коллапсирующей сильной ударной волны (б)

**Детонационные двигатели со стационарной детонацией**

Как уже упоминалось, принципиальную схему двигателя со стационарной детонацией (Standing Detonation Wave Engine, SDWE) предложил Данлэп [25]. Результаты численного моделирования, полученные в работах [66, 67], показывают, что схемы двигателей с формированием детонации за системой косых ударных волн оказываются работоспособными при числах Маха стационарного полета порядка 5–7.

Можно ли создать такие условия, чтобы горение за системой стационарных скачков уплотнения было также стационарным в более широком диапазоне чисел Маха. Задача решается формированием пересжатой детонационной волны – ножки Маха, регулируемой как по высоте, так и по месту положения ее в проточной части камеры сгорания (рис. 4, б). Во фронте сформированной детонационной волны происходит детонационное сжигание смеси. В зависимости от числа Маха полета расход топлива должен быть таким, чтобы для образовавшейся топливо-воздушной смеси число Маха детонационной волны Чепмена–Жуге ( $M=M_{CJ}$ ) было меньше, чем число Маха потока ( $M$ ) этой смеси во входном сечении камеры сгорания. Результаты расчетов показали, что формирование стационарной ножки Маха возможно, начиная со значений  $M=3,15$  и величины соотношения  $M/M_{CJ}=1,04$  и больше. Режимы работы двигателя SDWE в зависимости от числа Маха полета, угла клина  $\theta$  и числа косых скачков уплотнения ( $N=0, 1, 2$ ) перед первой косой ударной волной приведены на рис. 10.

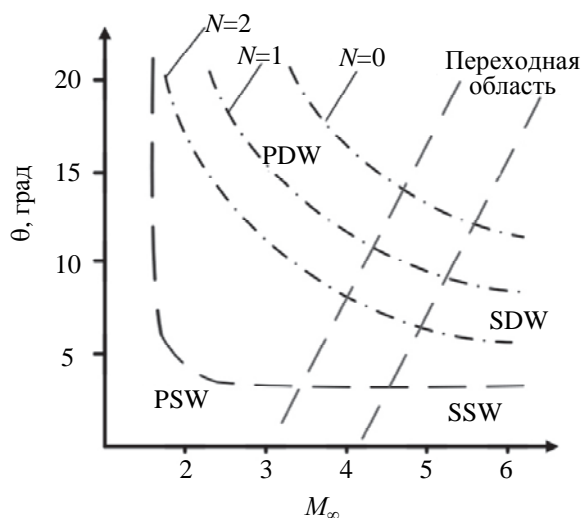


Рис. 10. Режимы работы SDWE: PDW – пульсирующая детонационная волна; PSW – пульсирующая ударная волна; SDW – стационарная детонационная волна; SSW – стационарная ударная волна;

При небольшой интенсивности косых волн (небольшие числа Маха или небольшие углы клина) детонация не возникает. Граница детонационных режимов показана на рис. 10 красной линией. Нестационарные режимы детонации (PDW) отделены от стационарных режимов (SDW) переходной областью, обозначенной на рис. 10 зелеными линиями. Для устойчивой работы параметры SDWE (угол клина и число Маха) должны соответствовать области правее и выше синей линии. Работы над SDWE в России ведутся в ИТПМ и ЦИАМ. Математическая модель работы SDWE в пульсирующем режиме описана в работе [68].

**Ротационные детонационные двигатели**

Б.В. Войцеховским [69] при изучении распространения детонационной волны по круглой трубе обнаружено интересное явление, которое он назвал спиновой детонацией. При превышении противодавления в трубе выше некоторого критического значения тройные конфигурации фронта детонации перестраиваются таким образом, что фронт горения начинает двигаться в азимутальном направлении. В результате область горения описывает спиралевидную траекторию (рис. 11), причем скорость поступательного движения в точности равняется скорости плоской детонационной волны CJ. Открытие спиновой детонации натолкнуло Б.В. Войцеховского на мысль организовать круговую (ротационную) детонацию в цилиндрическом коаксиальном канале [70] и высказать идею ротационного двигателя. Спиновая детонация и круговая детонация экспериментально систематически изучались Ф.А. Быковским и С.А. Жданом. Итоги их многолетних исследований обобщены в монографии [31]. Обзор технических решений в области проектирования и создания детонационных двигателей, а также научных проблем, возникающих при их реализации, дается в работах Волански [21, 35].

Двигатели с непрерывной периодической (волновой) детонацией (CDWE) или ротационные детонационные двигатели (RDE), работающие не в пульсирующем, а в непрерывном режиме, являются альтернативой PDE. Видимо, идея запустить детонационную волну по кругу первому пришла в голову Ни-

колу [52]. Он предложил конструкцию реактивного двигателя, состоящего из двух коаксиальных цилиндров (рис. 12, а).

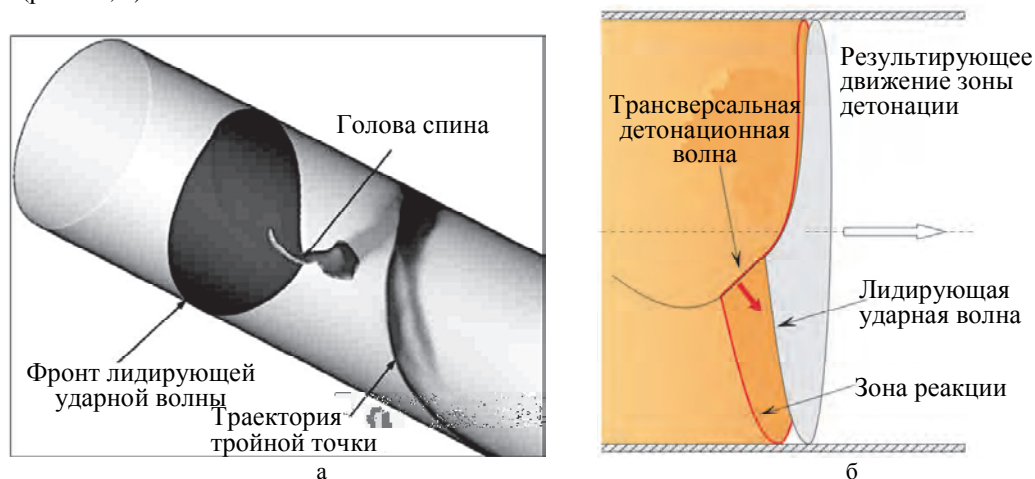


Рис. 11. Структура спиновой детонации в трубе: физическая картина спиновой детонации (а); схема течения и движение ударных волн при спиновой детонации (б)

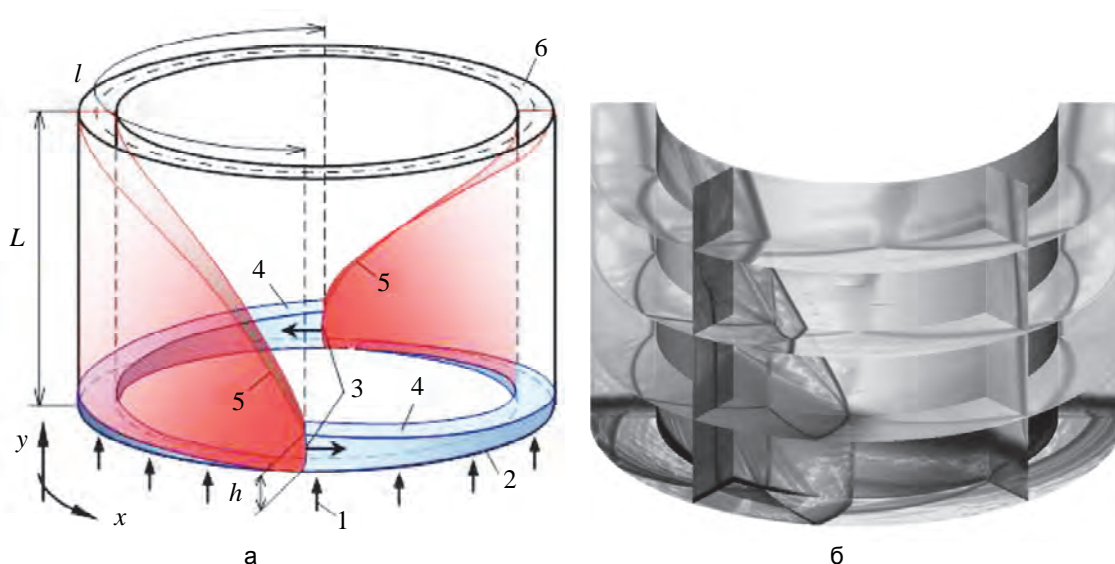


Рис. 12. Идеальная (а) и реальная (б) картина течения в RDE Николса.  $L$  – характерная длина двигателя,  $l$  – характерная длина полуокружности срединной линии цилиндра двигателя

В идеальной схеме Николса (рис. 12, а) свежая топливная смесь 1 (голубой цвет) подается в кольцевой зазор через торец 2 и детонирует на прямой ударной волне 3, высота которой  $h$  в точности равняется толщине слоя свежей непрореагировавшей топливной смеси 4. Продукты детонации (красный цвет) увлекаются косой ударной волной 5 в сторону выхода из двигателя 6. Истечение продуктов сгорания приводит к образованию реактивной тяги. Для поддержания стационарной детонационной волны требуется формирование смеси топлива и окислителя до того, как детонационная волна совершит полный оборот. В отличие от PDE, отпадает необходимость инициирования детонации в начале каждого цикла.

Реальная картина течения (рис. 12, б), определенная в результате методичных численных расчетов Д.М. Давиденко [71, 72], существенно сложнее. Лидирующие ударные волны 3 на самом деле – косые, в зависимости от соотношения внутреннего и внешнего диаметра они могут отражаться от внутренней поверхности регулярным образом или с образованием ножки Маха. Во втором случае быстрое горение происходит только на ножках Маха (рис. 13, а). В течении присутствуют также вторичные ударные волны, образующиеся в результате взаимодействия косых ударных волн с пограничными слоями на стенках.

В Институте гидродинамики СО РАН были проведены серийные эксперименты и Б.В. Войцеховским получена устойчивая ротационная детонация [73] (в качестве топлива использовался керосин). На основе результатов этих экспериментов предложена концепция ротационного двигателя Б.В. Войцеховского [69], который представлял собой диск с цилиндрической канавкой, накрытый сверху прозрачным стеклом (рис. 13, б). Топливная смесь подавалась через центральный канал, а продукты сгорания удалялись с периферии. В ходе экспериментов выяснилось, что схема ударно-волновой структуры,

предложенная Николсом, неверна и в данном случае. Созданная в начальный момент времени прямая детонационная волна превращается в косую ударную волну, отражающуюся от стенок с образованием тройных точек и ножек Маха. Моделирование детонации в каналах с выпуклыми и вогнутыми стенками проводится в работах [74, 75], а экспериментальное исследование детонации в криволинейных каналах – в работе [76]. Сгорание происходит не в прямой детонационной волне, а в последовательности двух тройных конфигураций ударных волн.

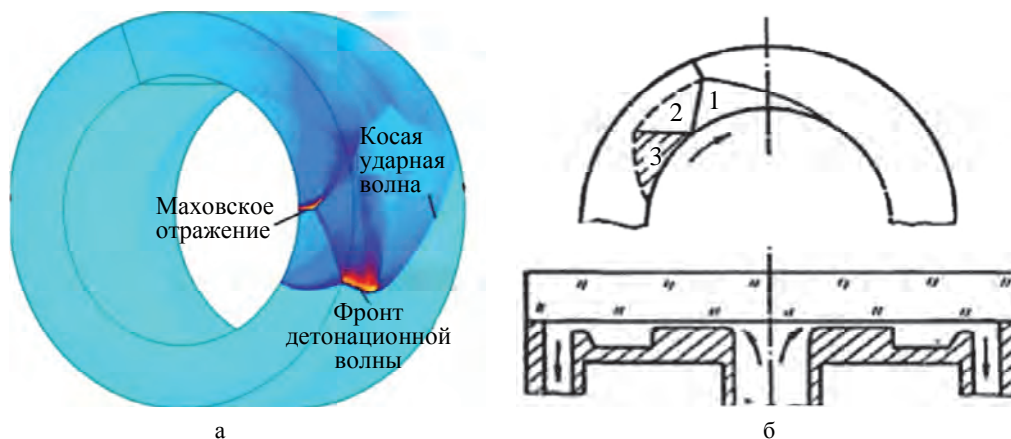


Рис. 13. Реальная ударно-волновая структура в ротационном детонационном двигателе Николса (а) и Б.А. Войцеховского (б): 1 – косая ударная волна; 2 – отраженная ударная волна; 3 – дозвуковое течение

В зависимости от длины камеры сгорания  $L$ , давления, массового расхода смеси и состава смеси наблюдаются различные режимы детонации [77]. Для устойчивости режима детонации требуется, чтобы смесь топлива и окислителя занимала некоторую длину  $l$  (или объем), большую критической длины  $l_*$ . В случае достаточно большой камеры сгорания и большого массового расхода смеси имеет место устойчивый режим детонации. Малые камеры сгорания и малые массовые расходы смеси приводят к флуктуациям детонации.

Устойчивость режима детонации характеризуется волновым числом (wave number)  $W = t_r/t_{mf}$ , где  $t_r = \pi d/D$  представляет собой время, за которое детонационная волна, имеющая скорость  $D$ , совершает полный оборот вокруг цилиндра диаметром  $d$ ,  $t_{mf} = V_*/V_{mix}$ . Объем критической зоны равняется  $V_* = \pi(d_o^2 - d_i^2)/(4l_*)$ , а объемный расход смеси топлива и окислителя –  $V_{mix} = (m_F + m_O)v_{mix}$ , поэтому волновое число дается соотношением  $W = 2V_{mix}/(l_*hD)$ . Индексы  $o$  и  $i$  соответствуют диаметрам внешнего и внутреннего цилиндра, а индексы  $F$  и  $O$  – топливу и окислителю.

При  $W = 1, 2, \dots, n$  в камере сгорания имеется  $1, 2, \dots, n$  детонационных фронтов, распространяющихся в одном направлении (на распределении давления, соответствующего одному обороту, имеется один максимум). В случае, когда  $W < 1$ , наблюдается неустойчивая детонация. После одного оборота детонационной волны вокруг цилиндра объема инжектируемой смеси будет недостаточно для поддержания детонации, и детонация начнет затухать.

Уменьшение скорости распространения детонации приводит к увеличению времени одного оборота детонационного фронта вокруг цилиндра, что вызывает увеличение объема смеси топлива и окислителя, инжектируемого в камеру, и увеличение скорости распространения детонации.

Повторение процесса по времени вызывает флуктуации скорости детонационной волны в камере сгорания (galloping rotational detonation). При  $W \ll 1$  детонации не происходит, а наблюдается медленное горение смеси топлива и окислителя. Регулируя диаметр камеры и толщину кольцевого зазора, для каждого вида топливной смеси можно подобрать такую геометрию, что детонация будет устойчивой, и цикл будет повторяться.

Большой объем экспериментальных и расчетных исследований ротационной детонации выполнен последователями Б.В. Войцеховского в Институте гидродинамики им. М.А. Лаврентьева (ИГиЛ) Ф.А. Быковским, С.А. Жданом и Е.Ф. Ведерниковым [78–80]. Изучены самые разные топливные композиции, схемы подачи топлива, методы визуализации течения. Это позволило предложить концепцию ротационного детонационного двигателя – демонстратора [81].

На практике находят применение камеры сгорания не только цилиндрического типа, но и камеры сгорания в форме диска, двух конусов и более сложной формы (рис. 14). В работе Хишиды и Волански [82] предлагается компоновка ротационного двигателя с отдельной подачей подготовленного воздуха и водорода с образованием ротационной детонационной волны не на цилиндрической поверхности, а на конусе.

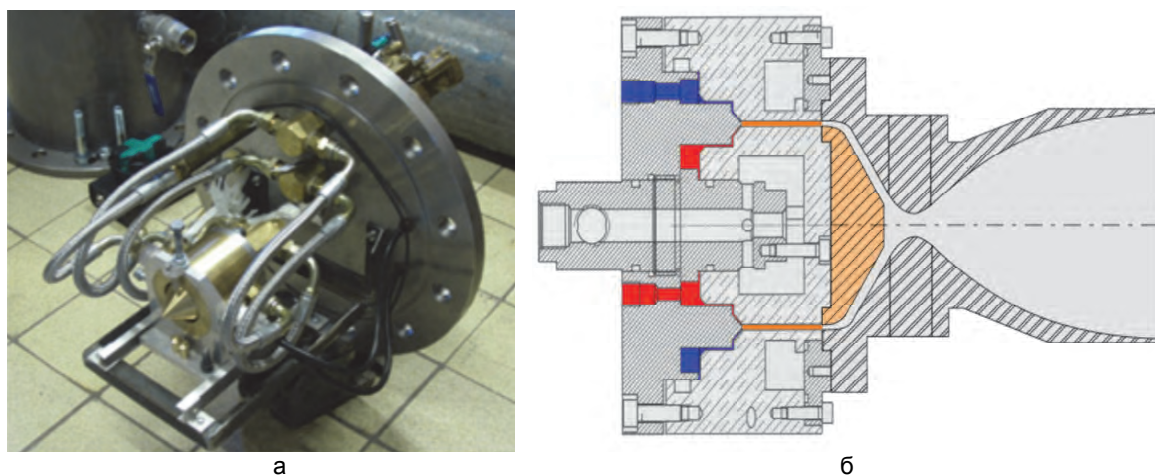


Рис. 14. Схемы экспериментальных RDE с коническим соплом внешнего расширения (а) и традиционным соплом Лавала (б)

Использование различных углеводородных топлив рассматривается в работе [83], а результаты численных расчетов сравниваются с данными, полученными для водорода [84].

Как показали детальные численные расчеты детонационных процессов в камерах сгорания цилиндрической формы [85–91], тяга RDE сравнительно слабо зависит от формы сопла. Наибольшая тяга достигается, естественно, с соплом Лавала. При увеличении ширины зазора между цилиндрами удельный импульс остается практически постоянным, а реактивная сила возрастает по линейной зависимости.

Изменение длины камеры сгорания приводит к возникновению не только регулярного, но и маховского отражения ударной волны от поверхности внутреннего цилиндра, причем высота ножки Маха увеличивается при увеличении длины камеры сгорания. При этом удельный импульс и реактивная сила изменяются в довольно узком диапазоне. Увеличение длины камеры сгорания вызывает уменьшение осевой скорости продуктов сгорания и изменяет структуру ударно-волновой конфигурации потока вблизи переднего торца камеры сгорания.

### Заключение

Рассмотрены термодинамические основы и особенности конструкции детонационных двигателей основных типов: импульсных, ротационных и прямоточных с неподвижными детонационными волнами. Анализ ранее выполненных научных работ позволяет сделать следующие выводы о текущем состоянии исследований.

- Несмотря на более чем 40-летнюю историю исследований RDE, результаты фактически остались на уровне 1964 г. Доля детонационного горения не превышает 15% от объема камеры сгорания. Остальное – медленное горение в условиях, далеких от оптимальных. В результате удельный расход топлива на единицу тяги оказывается на 30–40% выше, чем у двигателей традиционных схем. Выходом из данного положения является использование для организации непрерывной детонации оптимальных тройных ударно-волновых структур.
- Идеализация ударно-волновой структуры, в которой происходит горение в детонационной камере сгорания, когда считается, что детонация происходит во фронте прямой ударной волны, не соответствует реальности даже приблизительно. В ротационных двигателях ударно-волновая структура представляет собой две последовательно следующие друг за другом тройные конфигурации ударных волн.
- Самоподдерживающаяся детонация характеризуется наименьшей степенью сжатия топливной смеси, а для построения эффективного теплового двигателя степень сжатия должна быть максимально возможной, следовательно, необходимо использовать пересжатую детонацию. Наиболее очевидной возможностью такой организации горения является формирование ударно-волновой структуры с ножкой (диском) Маха, т.е. использование оптимальных тройных конфигураций ударных волн. В двигателях со стационарной детонацией ножка Маха может быть получена в воздухозаборниках внутреннего сжатия с интерференцией встречных скачков уплотнения.
- В PDE актуальной остается задача инициирования детонации и обеспечения следования ударных волн с заданной частотой. Лобовое решение проблемы достигается применением многотрубной схемы, но это ведет к увеличению веса силовой установки. Другим направлением является модуляция колебаний за счет использования фокусирования волн сжатия и взаимодействия потока с резонаторной камерой. При фокусировании волн сжатия также могут возникать и в типичных случаях возникают тройные конфигурации ударных волн.

- Прямой расчет нестационарных течений с ударными и детонационными волнами в распространенных коммерческих пакетах, построенных на стандартных разностных схемах, затруднен из-за сильного «размазывания» ударных волн в схемах первого порядка точности и нефизичных осцилляций на ударных волнах в схемах второго порядка точности. Кроме того, при построении моделей турбулентности используется осреднение по времени исходных уравнений Навье–Стокса, описывающих течение вязкого газа, что делает невозможным с методической точки зрения расчет нестационарных ударно-волновых процессов с относительно высокой частотой. Следовательно, необходимо разработать вычислительный пакет, основанный на разностных схемах высокого порядка, устойчивых на газодинамических разрывах.

Таким образом, на современном этапе наиболее актуальной является задача развития комплексной теории, лежащей в основе детонационных двигателей. С учетом того, что детонационная волна – это прежде всего ударная волна, при разработке такой комплексной теории следует использовать имеющиеся наработки по теории интерференции ударных волн, ударно-волновым структурам и тройным конфигурациям ударных волн. Обзору этой предметной области посвящена вторая часть статьи.

#### References

1. Chernyshev S. TsAGI research capabilities to address aviation environmental impact issue. *Proc. JAXA Aeronautics Symposium*. Nagoya, 2012.
2. Skibin V.A., Solonin V.I., Palkin V.A. *The Works of Leading Aircraft Engine Companies for the Development of Advanced Aircraft Engines (Analytical Review)*. Moscow, 2004, 424 p. (In Russian)
3. Sehra A.K., Whitlow W. Jr. Propulsion and power for 21<sup>st</sup> century aviation. *Progress in Aerospace Sciences*, 2004, vol. 40, no. 4–5, pp. 199–235. doi: 10.1016/j.paerosci.2004.06.003
4. Bonet J.T. Boeing ERA N+2 Advanced Vehicle Concept Results. *50<sup>th</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting*. Nashville, 2012.
5. Falaleev S.V. *Sovremennyye Problemy Sozdaniya Dvigateli Letatel'nykh Apparatov* [Current problems in the creation of aircraft engines]. Samara, Samara State Aerospace University Publ., 2012, 106 p.
6. Byushgens G.S., Dmitriev V.G. Iz knigi O rabotakh TsAGI. 1970–2000 gody i perspektivy. *Aeromekhanika i Teploobmen*, 2001, no. 2, pp. 81–98.
7. Frolov S.M., Aksenov V.S., Dubrovskii A.V., Ivanov V.S., Shamshin I.O. Energy efficiency of a continuous-detonation combustion chamber. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, 2015, vol. 51, no. 2, pp. 232–245.
8. Tarasov A.I., Shchipakov V.A. Using pulse detonation technology to increase traction the efficacy engines. *Aerospace Technic and Technology*, 2011, no. 9(86), pp. 46–50.
9. Bulat P.V., Ilina E.E. The problem of creating detonation engine – current trends in aerospace engine manufacturing. *Fundamental'nye Issledovaniya*, 2013, no. 10–10, pp. 2143–2146. (In Russian)
10. Vasil'ev A.A. The principal aspects of application of detonation in propulsion systems. *Journal of Combustion*, 2013, art. 945161. doi: 10.1155/2013/945161
11. Bulat P.V., Ilina E.E. The problem of creating detonation engine – current trends in aerospace engine manufacturing. *Fundamental'nye Issledovaniya*, 2013, no. 10–10, pp. 2140–2142. (In Russian)
12. Mitrofanov V.V. *Teoriya Detonatsii* [Theory of Detonation]. Novosibirsk, NSU Publ., 1982, 91 p.
13. Chernyi G.G. Asimptoticheskiy zakon rasprostraneniya ploskoi detonatsionnoi volny [The asymptotic law of propagation of a plane detonation wave]. *Doklady AN SSSR*, 1967, vol. 172, no. 3, pp. 558–560.
14. Markov V.V. Chislennoe modelirovanie obrazovaniya mnogofrontovoi struktury detonatsionnoi volny [Numerical simulation of the multi-front structure formation of the detonation wave]. *Doklady AN SSSR*, 1981, vol. 258, no. 2, pp. 158–163.
15. Levin V.A., Chernyi G.G. Asymptotic laws of behavior of detonation waves. *Journal of Applied Mathematics and Mechanics*, 1967, vol. 31, no. 3, pp. 431–441.
16. Korobeinikov V.P., Levin V.A., Markov V.V., Chernyi G.G. Propagation of blast waves in a combustible gas. *Astronautica Acta*, 1972, vol. 17, no. 4–5, pp. 529–537.
17. Ting J.M., Bussing T.R.A., Hinkey J.B. Experimental characterization of the detonation properties of hydrocarbon fuels for the development of a pulse detonation engine. *AIAA Paper*, 1995, no. 95-3154.
18. Bulat P.V., Prodan N.V. Overview of projects detonation engines. Pulse ramjet engine. *Fundamental'nye Issledovaniya*, 2013, no. 10–8, pp. 1667–1671. (In Russian)
19. Bulat P.V., Prodan N.V. Trends in the development of projects detonation engines. Rotating detonation engines. *Fundamental'nye Issledovaniya*, 2013, no. 10–8, pp. 1672–1675. (In Russian)
20. Bulat P.V. About the detonation engine. *American Journal of Applied Sciences*, 2014, vol. 11, no. 8, pp. 1357–1364. doi: 10.3844/ajassp.2014.1357.1364
21. Wolanski P. Detonative propulsion. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2013, vol. 34, no. 1, pp. 125–158. doi: 10.1016/j.proci.2012.10.005



22. Bulat P.V., Upyrev V.V., Denisenko P.V. Oblique shock wave reflection from the wall. *Scientific and Technical Journal of Information Technologies, Mechanics and Optics*, 2015, vol. 15, no. 2, pp. 338–345.
23. Bulat P.V., Denisenko P.V., Prodan N.V. Interference of counterpropagating shock waves. *Scientific and Technical Journal of Information Technologies, Mechanics and Optics*, 2015, vol. 15, no. 2, pp. 346–355.
24. Bulat P.V., Denisenko P.V., Prodan N.V., Upyrev V.V. Interference hysteresis of counterpropagating shock waves at a change in Mach number. *Scientific and Technical Journal of Information Technologies, Mechanics and Optics*, 2015, vol. 15, no. 5, pp. 930–941.
25. Dunlap R., Brehm R.L., Nicholls J.A. A preliminary study of the application of steady-state detonative combustion to a reaction engine. *Jet Propulsion*, 1958, vol. 28, no. 7, pp. 451–456.
26. Ivanov M.S., Kudrjavitsev A.N., Trotsjuk A.V., Fomin V.M. *Method of Organization of Detonation Combustion Chamber of Supersonic Ramjet Engine*. Patent RU2285143, 2006.
27. Gun'ko Ju.P. *Supersonic Intake*. Patent RU2343297, 2008.
28. Zel'dovich Ya.B. Ob energeticheskom ispol'zovanii detonatsionnogo sgoraniya. *Zhurnal Tekhnicheskoi Fiziki*, 1940, no. 1(17), pp. 1453–1461.
29. Bam-Zelikovich G.M. Raspad proizvod'nogo razryva v goryuchej smesi. *Teoreticheskaya Gidromekhanika*, 1949, no. 4, pp. 112–141.
30. Bam-Zelikovich G.M. O kolebaniyakh pri goreanii gaza v trubakh. *Teoreticheskaya Gidromekhanika*, 1952, no. 9, pp. 184–208.
31. Bykovskii F.A., Zhdan S.A. *Nepreryvnaya Spinovaya Detonatsiya* [Continuous Spin Detonation]. Novosibirsk, SO RAN Publ., 2013, 423 p.
32. Frolov S.M. *Impul'snye Detonatsionnye Dvigateli* [Pulse Detonation Engine]. Moscow, Torus Press, 2006, 592 p.
33. Zasukhin O.N., Bulat P.V., Prodan N.V. Osobennosti primeneniya modelei turbulentsi pri raschete sverkhzvukovykh techenii v traktakh perspektivnykh vozdušno-reaktivnykh dvigatelei. *Dvigatel'*, 2012, no. 1, pp. 22–25.
34. Nicholls J.A., Dabora E.K. Recent results on standing detonation waves. *Proceedings of the Combustion Institute*, 1961, vol. 8, no. 1, pp. 644–655. doi: 10.1016/S0082-0784(06)80556-4
35. Hishida M., Fujiwara T., Wolanski P. Fundamentals of rotating detonations. *Shock Waves*, 2009, vol. 19, no. 1, pp. 1–10. doi: 10.1007/s00193-008-0178-2
36. Bykovskii F.A., Zhdan S.A., Vedernikov E.F. Continuous spin detonations. *Journal of Propulsion and Power*, 2006, vol. 22, no. 6, pp. 1204–1216. doi: 10.2514/1.17656
37. Phylippov Yu.G., Dushin V.R., Nikitin V.F., Nerchenko V.A., Korolkova N.V., Guendugov V.M. Fluid mechanics of pulse detonation thrusters. *Acta Astronautica*, 2012, vol. 76, pp. 115–126. doi: 10.1016/j.actaastro.2012.02.007
38. Shao Y., Liu M., Wang J.-P. Continuous detonation engine and effects of different types of nozzle on its propulsion performance. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2010, vol. 23, no. 6, pp. 647–652. doi: 10.1016/S1000-9361(09)60266-1
39. Dabora E.K., Broda J.C. Standing normal detonations and oblique detonations for propulsion. *AIAA Paper*, 1993, no. 93-2325.
40. Adamson T.C. Jr., Olsson G.R. Performance analysis of a rotating detonation wave rocket engine. *Astronautica Acta*, 1967, vol. 13, no. 4, pp. 405–415.
41. Bussing T., Hinkey J.B., Kaye L. Pulse detonation engine preliminary design considerations. *AIAA Paper*, 1994, no. 94-3220.
42. Roy G.D., Frolov S.M., Borisov A.A., Netzer D.W. Pulse detonation propulsion: challenges, current status, and future perspective. *Progress in Energy and Combustion Science*, 2004, vol. 30, no. 6, pp. 545–672. doi: 10.1016/j.pecs.2004.05.001
43. Westbrook C.K., Mizobuchi Y., Poinso T.J., Smith P.J., Warnatz J. Computational combustion. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2005, vol. 30, no. 1, pp. 125–157. doi: 10.1016/j.proci.2004.08.275
44. Hinkey J.B., Bussing T.R.A., Kaye L. Shock tube experiments for the development of a hydrogen-fuelled pulse detonation engine. *AIAA Paper*, 1995, no. 95-2578.
45. Eidelman S., Grossman W. Pulsed detonation engine: experimental and theoretical review. *AIAA Paper*, 1992, no. 92-3168.
46. Lu J., Zheng L., Wang Z., Peng C., Chen X. Thrust measurement method verification and analytical studies on a liquid-fueled pulse detonation engine. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2014, vol. 27, no. 3, pp. 497–504. doi: 10.1016/j.cja.2014.04.001
47. Remeev N.Kh., Vlasenko V.V., Rakhimov R.A., Ivanov V.V. Chislennoe modelirovanie i eksperimental'noe issledovanie rabocheho protsessa v detonatsionnoi kamere sgoraniya. *Khimicheskaya Fizika*, 2003, vol. 22, no. 8, pp. 45–56.
48. Wintenberger E., Shepherd J.E. Thermodynamic cycle analysis of propagating detonations. *Journal of Propulsion and Power*, 2006, vol. 22, no. 3, pp. 694–697. doi: 10.2514/1.12775

49. Tangirala V.E., Dean A.J., Tsuboi N., Hayashi A.K. Performance of a pulse detonation engine under subsonic and supersonic flight conditions. *Proc. 45<sup>th</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting*. Reno, USA, 2007, pp. 14887–14905.
50. Rao S. *Effect of Friction on the Zel'dovich–von Neumann–Döring to Chapman–Jouguet Transition*. Master's thesis, University of Texas at Arlington, 59 p.
51. Pukhnachev V.V. Ob ustoychivosti detonatsii Chepmana-Zhuge. *Doklady AN SSSR*, 1963, vol. 149, no. 4, pp. 798–801.
52. Nichols J.A., Wilkmon H.R., Morrison R.B. Intermittent detonation as a thrust-producing mechanism. *Jet Propulsion*, 1957, vol. 21, pp. 534–541.
53. Levin V.A., Smekhov G.D., Tarasov A.I., Khmelevskii A.N. Raschetnoe i eksperimental'noe issledovanie pul'siruyushchei detonatsii v modeli dvigatelya. *Preprint IM MGU*, 1998, no. 42–98.
54. Eidelman S., Yang X. Analysis of the pulse detonation engine efficiency. *AIAA Paper*, 1998, no. 98–3877, pp. 137–146.
55. Mitrofanov V.V., Zhdan S.A. Thrust performance of an ideal pulse detonation engine. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, 2004, vol. 40, no. 4, pp. 380–385. doi: 10.1023/B:CESW.0000033559.75292.8e
56. Kawane K., Shimada S., Kasahara J., Matsuo A. The influence of heat transfer and friction on the impulse of a detonation tube. *Combustion and Flame*, 2011, vol. 158, no. 10, pp. 2023–2036. doi: 10.1016/j.combustflame.2011.02.017
57. Schauer F.R., Miser C.L., Tucker K.C., Bradley R.P., Hoke J.L. Detonation initiation of hydrocarbon-air mixtures in a pulsed detonation engine. *Proc. 43<sup>th</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Reno, USA, 2005, pp. 5271–5280.
58. Schauer F., Stutrud J., Bradley R. Detonation initiation studies and performance results for pulsed detonation engine applications. *Proc. 39<sup>th</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting*. Reno, USA, 2001, no. 2001–1129.
59. Knystautas R., Guirao C., Lee J.H., Sulmistras A. Measurements of cell size in hydrocarbon-air mixtures and predictions of critical tube diameter, critical initiation energy, and detonability limits. *Progress in Astronautics and Aeronautics*, 1984, vol. 94, pp. 23–37.
60. Helman D., Shreeve R.P., Eidelman S. Detonation pulse engine. *AIAA Paper*, 1986, art. 86-1683.
61. Endo T., Fujiwara T. A simplified analysis on a pulse detonation engine model. *Transactions of Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, 2002, vol. 44, no. 146, pp. 217–222.
62. Yageta J., Shimada S., Matsuoka K., Kasahara J., Matsuo A. Combustion wave propagation and detonation initiation in the vicinity of closed-tube end walls. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2011, vol. 33, no. 2, pp. 2303–2310. doi: 10.1016/j.proci.2010.07.049
63. Zhukov V.P., Starikovskii A.Yu. Deflagration-to-detonation control by non-equilibrium gas discharges and its applications for pulsed detonation engine. *Proc. 43<sup>th</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Reno, USA, 2005, pp. 4599–4604.
64. Levin V.A., Nechaev Yu.I., Tarasov A.I. A new approach to workflow organization of pulse detonation engines. *Khimicheskaya Fizika*, 2001, vol. 20, no. 6, pp. 90–98. (In Russian)
65. Larionov S.Yu., Nechaev Y.N., Mokhov A.A. Investigations and analysis of “cold” blowing for a thrust module of high-frequency knocking combustion pulsejet engine. *Vestnik Moskovskogo Aviatsionnogo Instituta*, 2007, vol. 14, no. 4, pp. 36–42.
66. Cambier J.-L., Adelman H., Menees G.P. Numerical simulations of an oblique detonation wave engine. *Journal of Propulsion and Power*, 1990, vol. 6, no. 3, pp. 315–323.
67. Choi J.-Y., Jeung I.-S., Yoon Y. Numerical study of scram accelerator starting characteristics. *AIAA Journal*, 1998, vol. 36, no. 6, pp. 1029–1038.
68. Aleksandrov V.G., Vedeshkin G.K., Kraiko A.N., Ogorodnikov D.A., Reent K.S., Skibin V.A., Chernyi G.G. *Sverkhzvukovoi Pul'siruyushchii Detonatsionnyi Pryamotochnyi Vozdushno-Reaktivnyi Dvigatel' (SPDPD) i Sposob Funktsionirovaniya SPDPD*. Patent RU 2157909.
69. Voitsekhovskii B.V., Mitrofanov V.V., Topchiyan M.E. *Struktura Fronta Detonatsii v Gazah* [The Structure of the Detonation Front in Gases]. Novosibirsk, SO AN USSR Publ., 1963, 167 p.
70. Voitsekhovskii B.V. Spinovaya statsionarnaya detonatsiya. *PMTF*, 1960, no. 3, pp. 157–164.
71. Davidenko D. Theoretical performance of rocket and turbojet engines operating in the continuous detonation mode. *Proc. 4<sup>th</sup> European Conference for Aerospace Sciences, EUCASS*. St. Petersburg, Russia, 2011.
72. Davidenko D.M., Gokalp I., Kudryavtsev A.N. Numerical study of the continuous detonation wave rocket engine. *Proc. 15<sup>th</sup> AIAA International Space Planes and HyperSonic Systems and Technologies Conference*. Dayton, 2008, art. 2008–2680.
73. Voitsekhovskii B.V. Statsionarnaya detonatsiya. *Doklady AN SSSR*, 1959, vol. 129, no. 6, pp. 1251–1256.
74. Lee S.-H., Jo D.R., Choi J.-Y. Effect of curvature on the detonation wave propagation characteristics in annular channels. *Proc. 46<sup>th</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Reno, USA, 2008, art. 2008–0988.

75. Pan Z.H., Fan B.C., Zhang X.D., Gui M.Y., Dong G. Wavelet pattern and self-sustained mechanism of gaseous detonation rotating in a coaxial cylinder. *Combustion and Flame*, 2011, vol. 158, no. 11, pp. 2220–2228. doi: 10.1016/j.combustflame.2011.03.016
76. Nakayama H., Moriya T., Kasahara J., Matsuo A., Sasamoto Y., Funaki I. Stable detonation wave propagation in rectangular-cross-section curved channels. *Combustion and Flame*, 2012, vol. 159, no. 2, pp. 859–869. doi: 10.1016/j.combustflame.2011.07.022
77. Kindracki J., Wolanski P., Gut Z. Experimental research on the rotating detonation in gaseous fuels–oxygen mixtures. *Shock Waves*, 2011, vol. 21, no. 2, pp. 75–84. doi: 10.1007/s00193-011-0298-y
78. Bykovskii F.A., Zhdan S.A., Vedernikov E.F. Continuous spin detonation of a hydrogen-air mixture with addition of air into the products and the mixing region. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, 2010, vol. 46, no. 1, pp. 52–59. doi: 10.1007/s10573-010-0009-5
79. Bykovskii F.A., Zhdan S.A., Vedernikov E.F. Continuous spin detonation of fuel-air mixtures. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, 2006, vol. 42, no. 4, pp. 463–471. doi: 10.1007/s10573-006-0076-9
80. Bykovskii F.A., Zhdan S.A., Vedernikov E.F. Reactive thrust generated by continuous detonation in the air ejection mode. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, 2013, vol. 49, no. 3, pp. 188–195. doi: 10.1134/S0010508213020093
81. Falempin F., Daniau E., Getin N., Bykovskii F.A., Zhdan S. Toward a continuous detonation wave rocket engine demonstrator. *Proc. 14<sup>th</sup> AIAA/AHI International Space Planes and Hypersonic*. Canderra, Australia, 2006, pp. 501–511.
82. Hishida M., Fujiwara T., Wolanski P. Fundamentals of rotating detonations. *Shock Waves*, 2009, vol. 19, no. 1, pp. 1–10. doi: 10.1007/s00193-008-0178-2
83. Schwer D.A., Kailasanath K. Fluid dynamics of rotating detonation engines with hydrogen and hydrocarbon fuels. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2013, vol. 34, no. 2, pp. 1991–1998. doi: 10.1016/j.proci.2012.05.046
84. Schwer D.A., Kailasanath K. Numerical investigation of the physics of rotating-detonation-engines. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2011, vol. 33, no. 2, pp. 2195–2202. doi: 10.1016/j.proci.2010.07.050
85. Schwer D.A., Kailasanath K. Numerical investigation of rotating detonation engines. *Proc. 46<sup>th</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*. Nashville, 2010, art. AIAA 2010-6880.
86. Shao Y.-T., Liu M., Wang J.-P. Numerical investigation of rotating detonation engine propulsive performance. *Combustion Science and Technology*, 2010, vol. 182, no. 11–12, pp. 1586–1597. doi: 10.1080/00102202.2010.497316
87. Tsuboi N., Eto K., Hayashi A.K. Detailed structure of spinning detonation in a circular tube. *Combustion and Flame*, 2007, vol. 149, no. 1–2, pp. 144–161. doi: 10.1016/j.combustflame.2006.12.004
88. Uemura Y., Hayashi A.K., Asahara M., Tsuboi N., Yamada E. Transverse wave generation mechanism in rotating detonation. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2013, vol. 34, no. 2, pp. 1981–1989. doi: 10.1016/j.proci.2012.06.184
89. Zhou R., Wang J.-P. Numerical investigation of flow particle paths and thermodynamic performance of continuously rotating detonation engines. *Combustion and Flame*, 2012, vol. 159, no. 12, pp. 3632–3645. doi: 10.1016/j.combustflame.2012.07.007
90. Zhou R., Wang J.-P. Numerical investigation of shock wave reflections near the head ends of rotating detonation engines. *Shock Waves*, 2013, vol. 23, no. 5, pp. 461–472. doi: 10.1007/s00193-013-0440-0
91. Zhou R., Wang J.-P., Wu D. Three-dimensional of continuously rotating detonation engines. *Proc. 7<sup>th</sup> Int. Conf. on Computational Fluid Dynamics, ICCFD7*. Big Island, Hawaii, 2012, no. ICCFD7-4004.

**Булат Павел Викторович**

– кандидат физико-математических наук, кандидат экономических наук, заведующий международным научным подразделением, Университет ИТМО, Санкт-Петербург, 197101, Российская Федерация, pavelbulat@mail.ru

**Денисенко Петр Валерьевич**

– кандидат физико-математических наук, доцент, Университет Уорвика, Ковентри, CV4 7AL, Великобритания, p.denissenko@gmail.com

**Волков Константин Николаевич**

– доктор физико-математических наук, научный сотрудник, Университет ИТМО, Санкт-Петербург, 197101, Российская Федерация; лектор, Университет Кингстона, Лондон, SW15 3DW, Великобритания, k.volkov@kingston.ac.uk

**Pavel V. Bulat**

– PhD, Scientific supervisor of International laboratory, ITMO University, Saint Petersburg, 197101, Russian Federation, pavelbulat@mail.ru

**Petr V. Denissenko**

– PhD, Associate Professor, Warwick University, Coventry, CV4 7AL, United Kingdom, p.denissenko@gmail.com

**Konstantin N. Volkov**

– D.Sc., Researcher, ITMO University, Saint Petersburg, 197101, Russian Federation; Senior Lecturer, Kingston University, London, KT12EE, UK, k.volkov@kingston.ac.uk



**Булат Павел Викторович** родился 8 мая 1966 г. в г. Ленинграде. В 1988 г. закончил с отличием Ленинградский механический институт (Балтийский государственный технический университет «Военмех»), заняв 1-е место на конкурсе дипломных проектов. В 1993 г. закончил аспирантуру Балтийского государственного технического университета «Военмех» по специальности «Механика жидкости газа и плазмы». В 2000 г. закончил аспирантуру Санкт-Петербургского государственного университета экономики и финансов. В том же году защитил диссертацию на соискание ученой степени кандидата экономических наук по теме «Инновационные стратегии в топливно-энергетическом комплексе страны». В 2012 г. защитил диссертацию на соискание ученой степени кандидата физико-математических наук по теме «Сверхзвуковое течение в канале с внезапным расширением». Специалист в области ударно-волновых процессов и аэродинамики сверхзвуковых летательных аппаратов. Автор 5 патентов, 89 научных статей. Эксперт «Сколково» в кластерах «Космос», «Энерготех», «Ядертех». Эксперт ОАО «РОСНАНО» в таких областях, как энергоэффективность, аэрокосмическая техника, специальная электроника, МЭМС, микроэлектроника, двигатели, упрочнение материалов, точная и специальная механика. Руководитель международной научной лаборатории «Механика и энергетические системы» Университета ИТМО.

**Pavel Bulat** was born May 8, 1966 in Leningrad. In 1988 he graduated with honors from the Leningrad Mechanical Institute (Baltic State Technical University “Voenmeh”), won 1st place in the competition of diploma projects. In 1993 he completed his postgraduate in Baltic State Technical University “Voenmeh” in specialty “Mechanics of liquids, gas and plasma”. In 2000 he completed postgraduate studies at St. Petersburg State University of Economics and Finance. In the same year he defended his thesis for the degree of Candidate of Economic Sciences on the theme “Innovative strategies in fuel and energy sector of the country”. In 2012 he defended his thesis for the degree of Candidate of Physical and Mathematical sciences on “supersonic flow in a channel with sudden expansion”. Pavel Bulat is an expert in the field of shock-wave processes and aerodynamics of supersonic aircrafts. He is the author of 5 patents and 89 scientific articles. He works as an expert for the Skolkovo Foundation in “Space”, “Energy” and “Nuclear” clusters. The expert of “RUSNANO” in the areas of: energy efficiency, aerospace engineering, special electronics, MEMS, micro-electronics, engines, materials hardening, precise and special mechanics. Pavel Bulat is also the head of the International scientific laboratory “Mechanics and Energy Systems” of the University ITMO.



**Денисенко Петр Валерьевич** – физик-экспериментатор, вырос в Красноярске, в 1996 году окончил магистратуру Физического факультета Новосибирского государственного университета по специальности «Физика плазмы». Проходил стажировку на открытой ловушке ГОЛ-3 в Институте ядерной физики им. Г.И. Будкера СО РАН. В 1997–2001 г.г. учился в аспирантуре Гонконгского университета науки и технологии. В 2004 году получил степень доктора философии по прикладной математике в Хальском университете в Великобритании. Работая в Хальском университете в 2001–2007 г.г., занимался асимметричными вращающимися течениями, проводил эксперименты по дрейфу и концентрации частиц на поверхности воды под влиянием капиллярных волн, участвовал в экспериментах в области волновой турбулентности, а также изучал динамику взвесей микроорганизмов. В настоящее время занимает должность доцента в инженерной школе Университета Уорик в Великобритании. Преподает гидродинамику студентам и руководит рядом студенческих проектов. Занимается исследованиями в области гидродинамики микроорганизмов, двухфазными течениями вода–масло и дисперсией в пористых средах.

**Petr Denissenko** is experimental physicist, brought up in Krasnoyarsk, graduated from Novosibirsk State University in 1996 with MSc in Plasma Physics. Worked as a practitioner at the GOL-3 open trap at Budker Institute of Nuclear Physics SB RAS. In 1997–2001, attended a postgraduate programme at Hong Kong University of Science and Technology. In 2004, got a PhD in Applied Mathematics from the University of Hull, United Kingdom. While working at Hull in 2001–2007, carried out experiments in asymmetric rotating flows, drift and aggregation of floaters under the influence of capillary waves, participated in experiments on wave turbulence, and studied dynamics of microorganism suspensions. Currently, employed as an Associate Professor at the School of Engineering, University of Warwick. Teaches Advanced Fluid Dynamics and supervises a number of student projects. Research interests include dynamics of microorganism suspensions, two-phase oil-water flows, and dispersion in porous media.



**Волков Константин Николаевич** – доктор физико-математических наук, старший лектор, Университет Кингстона, Лондон, Великобритания. Области научных интересов: вычислительная газовая динамика, теплообмен, многофазные течения, горение, детонация, численные методы, двигатели. С отличием окончил Балтийский государственный технический университет в 1996 г. (специальность – «Авиационная и ракетно-космическая теплотехника») и Санкт-Петербургский государственный университет в 1997 г. (специальность – «Математика и информатика»). В 1998 г. защитил кандидатскую диссертацию, а в 2006 г. – докторскую диссертацию (специальность – «Механика жидкости, газа и плазмы»). С 1996 по 2002 гг. работал и преподавал в Балтийском государственном техническом университете, а затем в Великобритании – в Университете Центрального Ланкашира (University of Central Lancashire, Preston) и Университете Суррея (University of Surrey, Guildford).

В настоящее время работает и преподает в Университете Кингстона (Kingston University) в Лондоне. Принимал участие в разработке и оптимизации различных образцов современной техники (численное моделирование газодинамических процессов). Руководитель и исполнитель ряда фундаментальных и прикладных проектов, поддержанных грантами Российского фонда фундаментальных исследований, Королевской академией техники (Royal Academy of Engineering), Королевского общества (Royal Society), Министерства торговли и промышленности Великобритании (Department of Trade and Industry), Европейской комиссии. Член Института физики (Institute of Physics), Института инженеров-механиков (Institution of Mechanical Engineers), Института горения (Combustion Institute), Европейского общества механики (European Mechanics Society). Дипломированный инженер (Chartered Engineer). Эксперт Европейской комиссии по научным исследованиям и технологическому развитию. Автор 9 научных монографий, а также ряда учебных пособий и более 120 других научных публикаций. Включен в издание «Кто есть кто в науке и технике» (Who is Who in Science and Engineering) и «Кто есть кто в мире» (Who is Who in the World).

**Konstantin N. Volkov** is a Doctor of Sciences in the field of Physics and Mathematics, senior lecturer at the Kingston University (London, United Kingdom). Areas of scientific interests: computational fluid dynamics, heat transfer, multiphase flows, combustion, detonation, numerical methods, engines. In 1996 he graduated with honours from Baltic State Technical University (specialty – “Aviation and space-rocket heat engineering”) and in 1997 – from Saint Petersburg State University (specialty – “Mathematics and Informatics”). In 1998 he defended his PhD thesis, and in 2006 – his doctoral thesis (specialty – “Mechanics of fluid, gas and plasma”). From 1996 to 2002 he was working and delivering lectures at Baltic State Technical University and then in the UK – at University of Central Lancashire and University of Surrey. Nowadays, he is working and teaching at University of Kingston in London. He took part in the development and optimization of various examples of modern engineering (numerical simulation of gas-dynamic processes). He is a principal investigator and co-investigator of a number of fundamental and applied projects supported by grants from the Russian Foundation for Basic Research, Royal Academy of Engineering, Royal Society, the UK Department of Trade and Industry and the European Commission. He is a Member of Institute of Physics, Institution of Mechanical Engineers, Combustion Institute and the European Mechanics Society. He is a Chartered Engineer and an Expert of the European Commission for Research and Technological Development. He is the author of 9 monographs, as well as a number of textbooks and more than 120 other scientific publications. He is included in the publication “Who is Who in Science and Engineering” and “Who is Who in the World”.