

ИСПЫТАНИЯ МОДЕЛИ ИМПУЛЬСНО-ДЕТОНАЦИОННОГО ПРЯМОТОЧНОГО ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ В СВОБОДНОЙ ВОЗДУШНОЙ СТРУЕ С ЧИСЛОМ МАХА ДО 0,85*

С. М. Фролов¹, В. С. Иванов², И. О. Шамшин³, В. С. Аксёнов⁴

Аннотация: На испытательном стенде с дозвуковой аэродинамической трубой (АТ) проведены огневые испытания моделей импульсного детонационного двигателя (ИДД) с механическим и газодинамическим обратными клапанами в дозвуковых свободных воздушных струях с числом Маха от 0,65 до 0,85. В качестве горючего использовался жидкий пропан. На модели ИДД с механическим клапаном получены рабочие режимы с частотой до 10 Гц, средней тягой до 30 Н и средним удельным импульсом до 1000 с. На модели ИДД с газодинамическим клапаном получены рабочие режимы с частотой до 20 Гц со средней тягой до 10 Н и средним удельным импульсом до 130 с. Мгновенные значения тяги и удельного импульса, определенные осреднением по каждому рабочему циклу, при детонационном горении были значительно выше, чем при дефлаграционном горении. В проведенных огневых испытаниях модель ИДД с механическим клапаном оказалась значительно более эффективной, чем модель ИДД с газодинамическим клапаном. Низкая эффективность газодинамических клапанов объясняется их неспособностью блокировать поток продуктов горения, вытесняемых из камеры зажигания через входное устройство под действием высокого избыточного давления.

Ключевые слова: импульсный детонационный двигатель; механический клапан; газодинамический клапан; дозвуковая аэродинамическая труба; тяга; удельный импульс

Введение

Импульсно-детонационные (ИД) камеры сгорания (КС) активно изучаются с середины 1990-х гг. (см., например, недавний обзор [1]). Циклический рабочий процесс в таких КС включает следующие стадии: заполнение КС горючей смесью; зажигание смеси, ускорение пламени и переход горения в детонацию (ПГД); сжигание смеси в бегущей детонационной волне; опустошение КС от продуктов горения и детонации через сопло. Прямоточные воздушно-реактивные двигатели (ПВРД) с такими КС называют импульсными детонационными двигателями [2]. Циклический рабочий процесс в ИДД может быть вынужденным, когда зажигание смеси производится внешним источником в каждом цикле, и автоколебательным, когда реиницирование детонации происходит самопроизвольно.

Импульсные детонационные двигатели могут иметь механический или «газодинамический» клапан. Двигатели с «газодинамическим» клапаном часто называют бесклапанными. Импульсные дето-

национные двигатели следует отличать от пульсирующих воздушно-реактивных двигателей (ПуВРД), в которых устойчивый автоколебательный рабочий процесс устанавливается благодаря согласованию фазы сгорания топливного заряда в относительно медленном турбулентном пламени с фазой истечения продуктов горения через специальное сопло.

Важнейшая проблема, с которой сталкиваются разработчики при создании ИДД, работающих на штатном топливе (керосин, бензин, дизтопливо, пропан и др.), — низкая детонационная способность таких топлив в воздухе, что приводит к увеличению массогабаритных характеристик силовой установки и усложнению ее конструкции. Однако большинство отечественных и зарубежных экспертов считают, что схема организации ИД-цикла перспективна для воздушно-реактивных двигателей и каких-либо фундаментальных ограничений для практической реализации этой схемы не существует.

По такой важной характеристике двигателя, как удельный импульс, ИДД, перекрывая диапа-

* Работа выполнена в рамках проекта Российского научного фонда № 14-13-00082П.

¹ Институт химической физики им. Н. Н. Семёнова Российской академии наук; Национальный исследовательский ядерный университет «МИФИ», smfrol@chph.ras.ru

² Институт химической физики им. Н. Н. Семёнова Российской академии наук, ivanov.vls@gmail.com

³ Институт химической физики им. Н. Н. Семёнова Российской академии наук; Национальный исследовательский ядерный университет «МИФИ», igor_shamshin@mail.ru

⁴ Институт химической физики им. Н. Н. Семёнова Российской академии наук; Национальный исследовательский ядерный университет «МИФИ»; vaksenov@mail.ru

зон скоростей полета от 0 до числа Маха 8+ [3], теоретически обладает удельным импульсом, сравнимым (при числе Маха полета M от 2 до 5) с ПВРД и существенно превышающим удельный импульс ПВРД при числе Маха полета от 0 до 2. При числах Маха полета от 0 до 3,5 ИДД уступает идеальному турбореактивному двигателю (ТРД) по удельному импульсу, однако превосходит ТРД по этому показателю при $M > 3,5$. Что касается ПуВРД, то его удельный импульс при дозвуковых скоростях полета почти в 2 раза меньше, чем у ИДД. Таким образом, при дозвуковых и низких сверхзвуковых скоростях полета ИДД, уступая ТРД по удельному импульсу, может считаться перспективным ввиду необычайной простоты конструкции и дешевизны. Отметим, что данные по удельному импульсу для ПВРД и ТРД заимствованы из [4], где проведены одномерные расчеты характеристик идеальных ПВРД и ТРД. Данные по удельному импульсу ИДД заимствованы из [5, 6], где проведены многомерные расчеты тяговых характеристик ИДД в условиях полета с дозвуковыми и сверхзвуковыми скоростями на разных высотах. В отличие от расчетов [4] расчеты в [5, 6] проведены с учетом потерь, вызванных диссипативными процессами (турбулентность, вязкость, ударные волны и др.).

Цель данной работы — создание и огневые испытания модели ИДД в дозвуковой свободной воздушной струе. Для достижения этой цели нами созданы испытательный стенд с дозвуковой АТ и модели ИДД с механическим и газодинамическим клапанами.

Испытательный стенд

На рис. 1 показана принципиальная схема стенда «Аэродинамическая труба». Воздух из ресивера объемом $10,8 \text{ м}^3$ (набор из 54 баллонов емко-

стью 200 л) через 32 электромагнитных клапана (Ду 32 мм) поступает в камеру высокого давления (КВД) и через сопловую решетку попадает в выпрямитель потока, на выходе которого установлено коническое сопло (диаметр среза сопла 200 мм). Давление и температура воздуха в ресивере измеряются датчиком избыточного давления КУРАНТ-ДИ 1,6 МПа и температурным датчиком сопротивления типа Pt100 соответственно. Датчики установлены в глухом торце воздушной магистрали. Давление в КВД также измеряется датчиком избыточного давления КУРАНТ-ДИ 1,6 МПа. Для измерения скорости воздушного потока на срезе сопла установлена трубка Пито–Прандтля. К выходам трубки подключены два датчика абсолютного давления КУРАНТ-ДА 160 кПа для измерения статического и полного давлений. Для измерения температуры воздушного потока на трубке установлена термопара типа ХА. Автоматическая система управления (АСУ) АТ построена на базе программируемого логического контроллера ПЛК110-32 фирмы ОВЕН, дополненного двумя модулями: ввода аналогового сигнала (МВ110-24.8АС) и дискретного вывода (МУ110-220.32Р). К модулю ввода аналогового сигнала подключены датчики давления и температуры, а к модулю дискретного вывода — приводы электромагнитных клапанов.

После поступления команды «пуск» с панели управления оператора АСУ АТ работает в автоматическом режиме по заданной программе.

На рис. 2 показан пример экспериментальной зависимости скорости воздушного потока на срезе сопла АТ от времени. Видно, что после короткого переходного периода длительностью 1–2 с на срезе сопла устанавливается квазистационарное течение воздуха со средней скоростью 240 м/с ($M \approx 0,7$).

Модель ИДД закреплена на тяговом столе и расположена напротив выходного сопла АТ. Тяговый

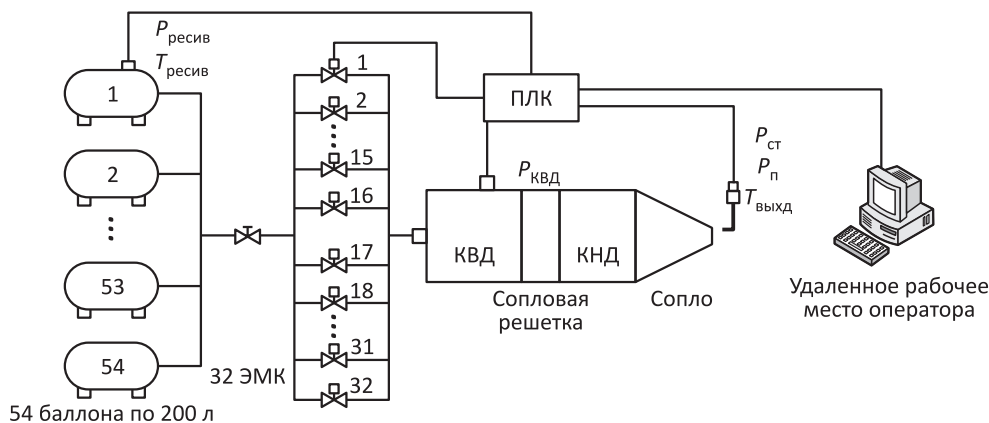


Рис. 1 Принципиальная схема испытательного стенда

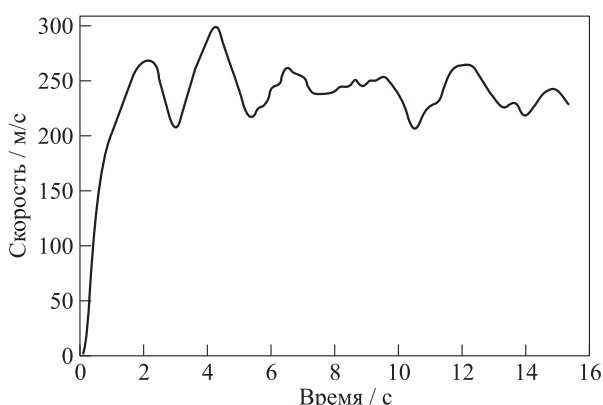


Рис. 2 Пример экспериментальной зависимости скорости воздушного потока на срезе сопла АТ от времени

стол представляет собой специальное устройство для измерения продольного усилия.

Принципиальная схема тягового стола с контрольно-измерительной аппаратурой и системой подачи топлива показана на рис. 3. На неподвижном каркасе закреплена подвижная рама, которая свободно перемещается в продольном (осевом) направлении на специальных роликах с малым трением покоя. На раме расположены две стойки, к которым жестко крепится модель ИДД. Подвижная рама связана с неподвижным каркасом силоизмерительным устройством — тензорезисторным датчиком Т2 балочного типа фирмы Тензо-М с номинальной нагрузкой 1000 Н. Сигнал с датчика ре-

гистрируется аналого-цифровым преобразователем (АЦП) QMS20 фирмы R-Technology. На АЦП также поступают сигналы с датчиков давления КУРАНТ-ДА 2,5 МПа и КУРАНТ-ДИ 2,5 МПа, установленных в головной части модели и в топливной магистрали соответственно. Горючее (жидкий пропан) к форсункам подается из топливного бака, в который перед опытом закачивается азот под давлением. Топливный бак оснащен запорной арматурой для подключения заправочной емкости и сброса газа. Бак подвешен на весах — тензорезисторном датчике Т24А балочного типа фирмы Тензо-М с номинальной нагрузкой 20 кг, закрепленном на П-образном каркасе. Сигнал с датчика регистрируется 24-битным сигма-дельта АЦП LTR212 фирмы L-Card.

Управление топливными форсунками и зажиганием осуществляется с помощью управляющей программы: TTL (transistor–transistor logic) сигнал с компьютера поступает на цифроаналоговый преобразователь (ЦАП) QMS90 фирмы R-Technology, а затем на силовые реле, включающие топливные форсунки и модуль зажигания.

На рис. 4 показана рабочая циклограмма ИДД. Время рабочего цикла $t_{\text{ц}} = 1/f$, где f — частота, состоит из времени задержки t_1 , необходимой для опустошения ИДД от продуктов детонации предыдущего цикла и для изоляции горячих продуктов предыдущего цикла от новой порции топливно-воздушной смеси (ТВС), и интервала времени подачи горючего t_2 , в течение которого тракт

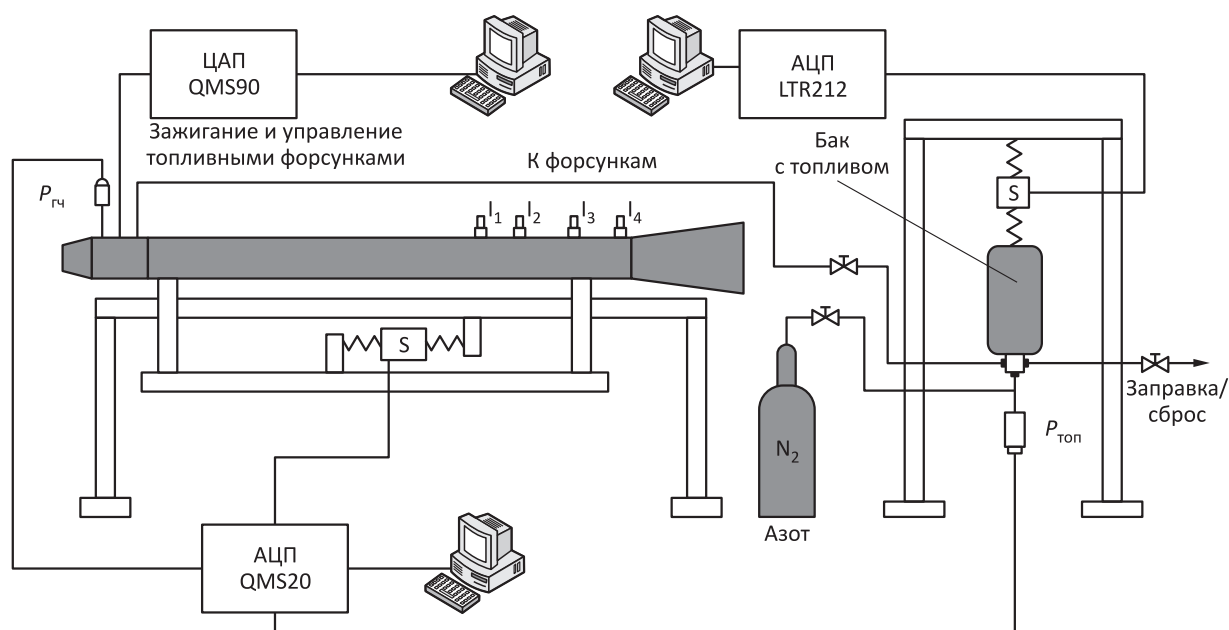


Рис. 3 Принципиальная схема тягового стола испытательного стенда с моделью ИДД

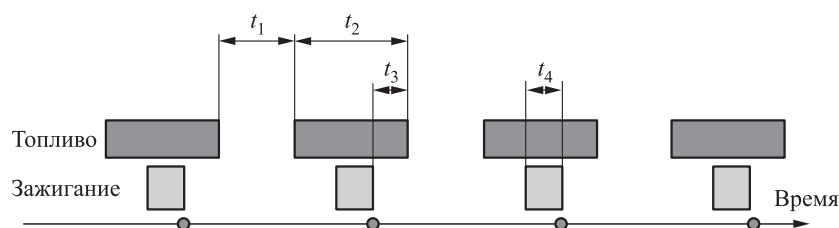


Рис. 4 Циклограмма работы ИДД

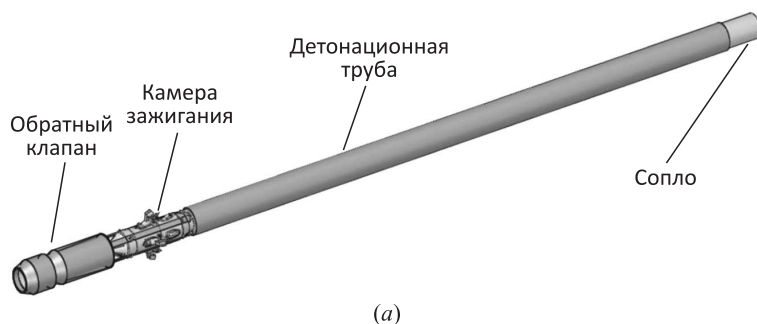
ИДД заполняется новой порцией ТВС. Зажигание ТВС производится с опережением на интервал времени t_3 по отношению к моменту прекращения подачи горючего. Этот интервал времени в основном определяется задержкой форкамерного зажигания ТВС. В течение интервала времени t_4 происходит накопление энергии в индуктивном преобразователе модуля зажигания, который генерирует высоковольтный импульс, поступающий на свечи зажигания.

Моменты времени, соответствующие искровому зажиганию, отмечены кружками на временной шкале рис. 4.

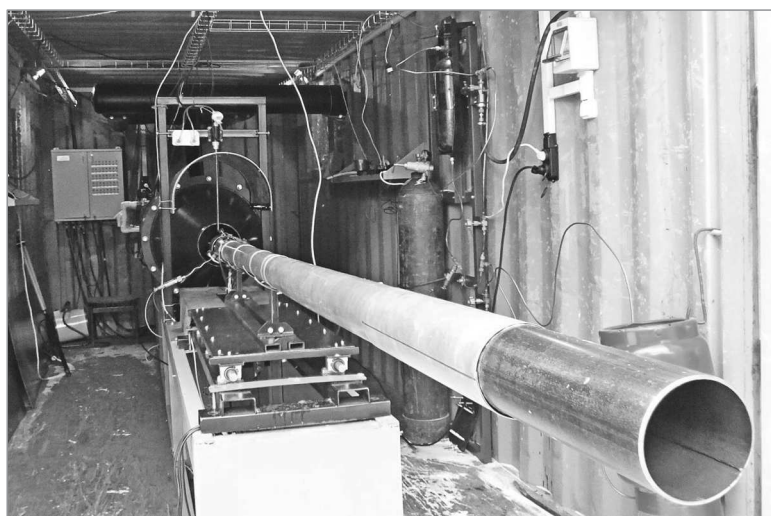
Модель импульсного детонационного двигателя

На рис. 5 показаны модель ИДД и фотография испытательного стенда с моделью, установленной на тяговом столе.

Модель ИДД длиной 2,5 м состоит из входного устройства с обратным клапаном, камеры зажигания внутренним диаметром 80 мм, детонационной трубы внутренним диаметром 50 мм и расширяющегося сопла с выходным диаметром 80 мм. В модели ИДД использовались два типа обратного



(а)



(б)

Рис. 5 Модель ИДД (а) и фотография испытательного стенда с моделью ИДД, установленной на тяговом столе (б)

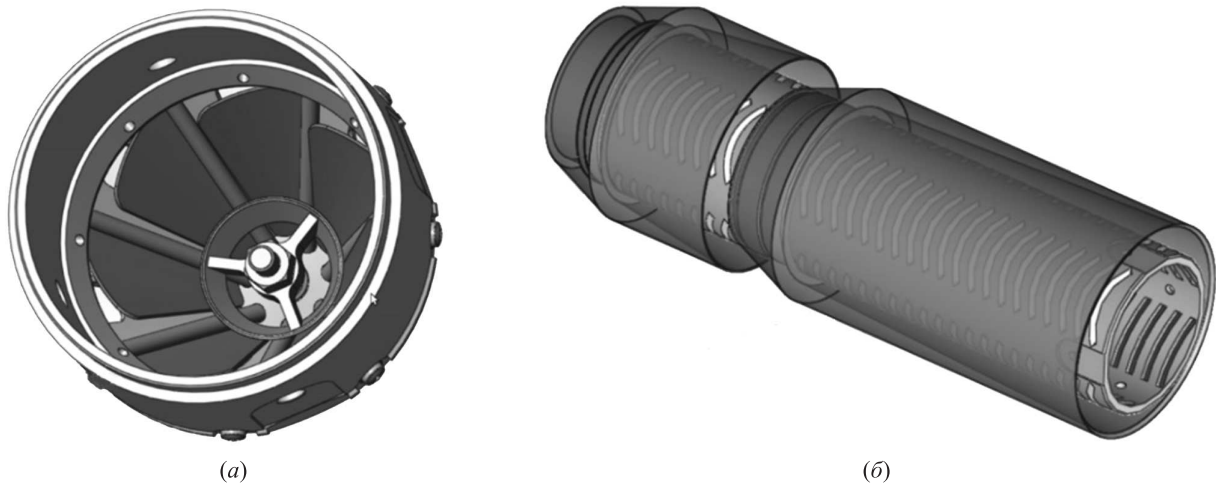


Рис. 6 Схемы лепесткового (а) и газодинамического (б) обратных клапанов

клапана — лепестковый (механический) и газодинамический (рис. 6). Камера зажигания состоит из блока топливных форсунок и блока форкамерного зажигания со стандартными автомобильными свечами. Детонационная труба состоит из секции ускорения пламени с препятствиями-турбулизаторами специальной формы и секции с гладкой трубой. Конструкция модели ИДД разработана на основе параметрических трехмерных расчетов, моделирующих рабочий процесс в дозвуковом ИДД [7].

Для измерения избыточного давления и для мониторинга режима горения в модели ИДД используются датчик избыточного давления и четыре ионизационных зонда I_1 – I_4 (см. рис. 3). Датчик давления размещен в головной части камеры зажигания. Расстояние между зондами I_1 и I_2 , I_2 и I_3 , I_3 и I_4 соответственно равны: $L_{12} = 170$ мм, $L_{23} = 300$ мм и $L_{34} = 320$ мм. Методика использования ионизационных зондов подробно описана в [8].

Результаты испытаний

Цель огневых испытаний модели ИДД — определить условия, при которых достигаются максимальные значения тяги, развиваемой моделью, при минимальном расходе горючего в детонационном цикле, т. е. достигается максимальный удельный импульс. В огневых испытаниях, описанных ниже, скорость воздушного потока на срезе сопла АТ изменялась в пределах от 220 до 290 м/с (число Маха $M = 0,65$ – $0,85$), а рабочая частота детонационных импульсов достигала 20 Гц. В качестве горючего использовался сжиженный пропан.

В таблице приведены примеры значений параметров циклограммы (см. рис. 4) при работе модели

Временные параметры рабочего цикла модели ИДД

Настройка	Частота, Гц	t_1 , мс	t_2 , мс	t_3 , мс	t_4 , мс
№ 1	10	30	70	10	10
№ 2	20	15	35	5	10

ИДД с частотой 10 и 20 Гц при числе Маха воздушного потока на срезе сопла АТ $M \approx 0,8$. Отметим, что уменьшение времени подачи горючего t_2 приводит к уменьшению длины заряда ТВС, т. е. к неполному заполнению детонационной трубы свежей ТВС и, в конечном итоге, к срыву детонационного горения, причем с уменьшением t_2 тяга уменьшается. При увеличении времени подачи горючего длина заряда ТВС возрастает и происходит выброс части свежей ТВС через сопло.

На рис. 7 в качестве примера приведены записи ионизационных зондов в одном из рабочих циклов модели ИДД с механическим клапаном при $f = 10$ Гц (временные интервалы в циклограмме, как в таблице). На первых трех зондах I_1 – I_3 виден сигнал большой амплитуды с крутым фронтом, характерный для детонационной волны. Сигнал на зонде I_4 имеет существенно меньшую амплитуду и пологий фронт, характерные для воздействия высокотемпературных продуктов горения за турбулентным пламенем [7]. По расстояниям L_{12} , L_{23} и L_{34} и по моментам прихода фронта ионизации на зонды I_1 – I_4 можно определить скорости фронта реакции D_{12} , D_{23} и D_{34} на измерительных базах I_1 – I_2 , I_2 – I_3 и I_3 – I_4 . Так, $D_{12} = 1620$ м/с, $D_{23} = 1765$, а $D_{34} = 840$ м/с (погрешность определения скорости $\sim 3\%$), т. е. на измерительных базах I_1 – I_2 и I_2 – I_3 фронт реакции распространяется со скоростью, характерной для детонации ТВС при атмосферном

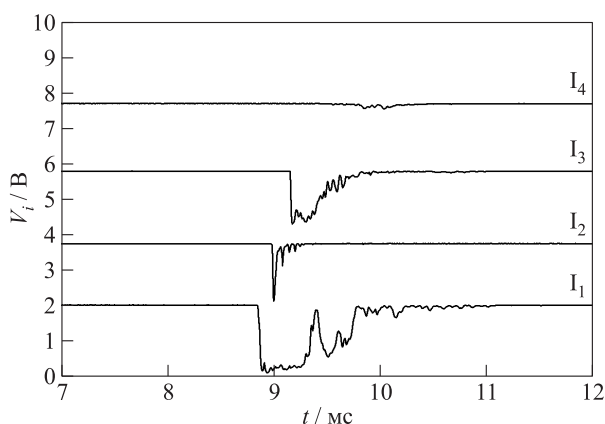


Рис. 7 Записи сигналов ионизационных зондов в одном из рабочих циклов при огневом испытании модели ИДД с механическим клапаном при $f = 10$ Гц. Время отсчитывается от момента зажигания в цикле

давлении. Действительно, расчетная скорость детонации Чепмена–Жуге D_{CJ} для стехиометрической пропановоздушной смеси при начальном давлении $P_0 = 0,1$ МПа и начальной температуре $T_0 = 298$ К равна $D_{CJ} \approx 1800$ м/с. Тот факт, что значения D_{12} несколько ниже, чем D_{CJ} , объясняется распространением детонационной волны на участке трубы с препятствиями-турбулизаторами. На измерительной базе I_2 – I_3 , расположенной на участке трубы с гладкими стенками, $D_{23} \approx D_{CJ}$. Ввиду неполного заполнения тракта ИДД свежей ТВС измеренная скорость фронта реакции D_{34} на последней измерительной базе I_3 – I_4 оказалась значительно меньшей, чем D_{CJ} . Эта скорость (840 м/с) близка к скорости звука в высокотемпературных продуктах горения (~ 900 м/с) и, по-видимому, соответствует средней

скорости течения продуктов горения за ударной волной, образованной после выхода детонационной волны из заряда ТВС. При частотной работе модели ИДД кроме циклов с детонационным горением наблюдались циклы с пропуском детонации. Под циклом с пропуском детонации подразумевается цикл, в котором скорость фронта реакции на всех измерительных базах не превышает 1000 м/с. Приведенный пример показывает, что, анализируя записи ионизационных зондов, можно определить оптимальное время подачи горючего при заданной скорости набегающего воздушного потока.

На рис. 8 представлены типичные экспериментальные зависимости избыточного давления P в камере зажигания от времени, полученные в одном рабочем цикле при огневом испытании модели ИДД с механическим (рис. 8, а) и газодинамическим (рис. 8, б) клапанами. Благодаря тому, что механический клапан почти полностью (см. вставку на рис. 8, а) перекрывает истечение продуктов горения через входное устройство, для модели ИДД с механическим клапаном кривая давления имеет колоколообразную форму с достаточно большими амплитудой давления (достигает 550 кПа) и длительностью фазы цикла с повышенным давлением (близка к 15 мс), хорошо воспроизводится от цикла к циклу, а циклов с пропуском детонации очень мало. Из рис. 8, а видно, что давление в камере начинает быстро возрастать приблизительно через 6 мс после зажигания и имеет несколько пиков. Первый подъем давления связан с ускорением пламени на участке с препятствиями-турбулизаторами. Второй резкий подъем давления связан с приходом волны ретонации от «взрыва во взрыве» (по терминологии А. К. Оппенгейма), сопровождающего ПГД, и с последующим приходом волны ретона-

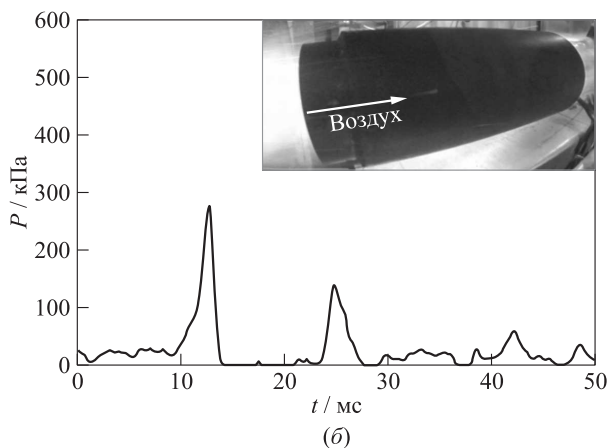
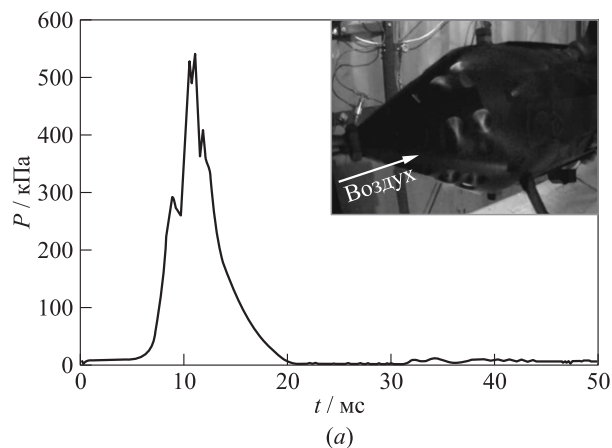


Рис. 8 Экспериментальные зависимости избыточного давления в камере зажигания модели ИДД с механическим (а) и газодинамическим (б) клапанами. Время отсчитывается от момента зажигания в цикле: (а) $f = 10$ Гц; (б) $f = 20$ Гц. На вставках показаны фотографии входных устройств во время испытаний

ции, отраженной от закрытых лепестков обратного клапана. Остальные пики связаны с последующими отражениями волн давления от сужений сечения в тракте ИДД и от препятствий-турбулизаторов.

По сравнению с испытаниями модели ИДД с механическим клапаном в испытаниях модели с газодинамическим клапаном (см. рис. 8, б) повышение давления в камере зажигания существенно меньшее, форма кривой давления менее регулярна, воспроизводимость кривой давления от цикла к циклу значительно нарушена и наблюдаются частые пропуски детонации. Эти отличия связаны с тем, что газодинамический клапан практически не препятствует истечению продуктов горения через входное устройство (см. вставку на рис. 8, б).

На рис. 8, б давление в камере начинает быстро возрастать приблизительно через 10 мс после зажигания, длительность фазы цикла с повышенным давлением составляет от 4 до 6 мс, а амплитуда давления в камере в среднем не превышает 150–300 кПа. Число циклов с относительно высоким

избыточным давлением в камере не превышает 10% от общего числа циклов: как правило, за циклом с относительно высокой амплитудой давления следуют 1–2 цикла с пропуском детонации.

Основные характеристики воздушно-реактивных двигателей — создаваемая ими тяга и их удельный импульс. Удельный импульс определяется как отношение тяги двигателя к секундному весовому расходу горючего.

Тягу модели ИДД определяли двумя способами: (1) по избыточному давлению в камере зажигания (см. рис. 8) и (2) как сумму эффективной тяги и абсолютного значения силы аэродинамического сопротивления. В первом способе вычисляли интеграл осевой проекции сил давления по обе стороны механического клапана в течение времени одного цикла. Во втором способе сначала измеряли эффективную тягу — среднюю осевую силу, действующую на модель ИДД во время огневого испытания (измеряется тягоизмерительным устройством), а затем среднюю силу аэродинамического сопро-

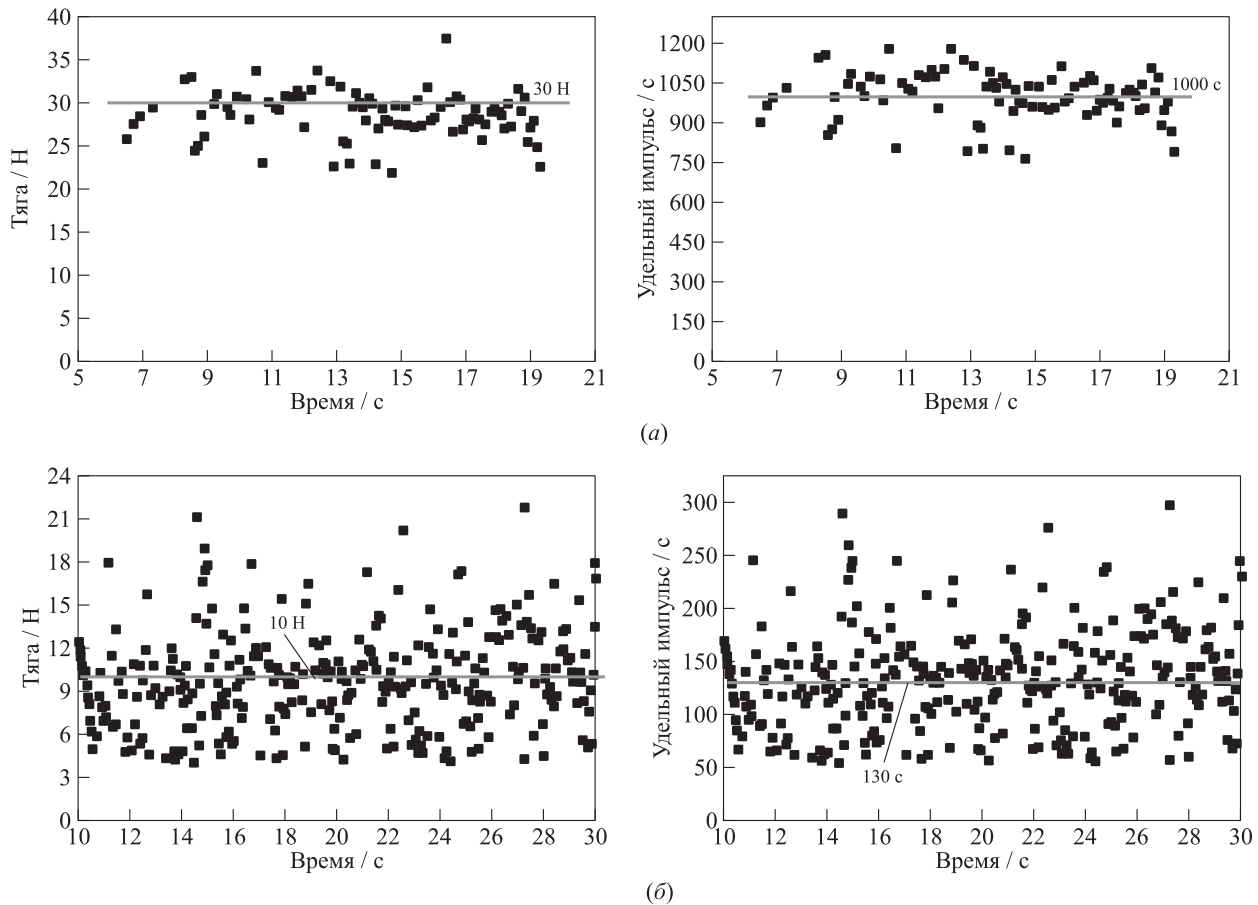


Рис. 9 Экспериментальные зависимости тяги и удельного импульса от времени для модели ИДД с механическим клапаном при работе с частотой 10 Гц (а) и для модели ИДД с газодинамическим клапаном при работе с частотой 20 Гц (б)

тивления, действующую на модель ИДД при «холодной» (без зажигания) продувке модели на испытательном стенде (измеряется тягоизмерительным устройством) при тех же условиях. Значения тяги, полученные обоими способами, совпадали в пределах ошибки измерений.

Секундный весовой расход горючего также определяли двумя способами [9]: (1) по весу горючего, израсходованного в огневом испытании (измеряется тензорезисторным датчиком), и по продолжительности испытания и (2) по известному секунднему расходу топливной форсунки при заданном давлении, который определялся по калибровочной кривой, полученной в предварительных «проливочных» экспериментах. Значения секундного весового расхода горючего, полученные обоими способами, совпали в пределах ошибки измерений (2%).

На рис. 9, а представлены примеры экспериментальных зависимостей тяги и удельного импульса от времени, полученные для модели ИДД с механическим клапаном при работе с частотой 10 Гц, а на рис. 9, б — для модели ИДД с газодинамическим клапаном при работе с частотой 20 Гц в огневых испытаниях со средней скоростью набегающего воздушного потока 240 м/с ($M = 0,7$). На рис. 9, а среднее значение тяги составило около 30 Н, а среднее значение удельного импульса — около 1000 с. Мгновенные значения удельного импульса лежат в диапазоне от 800 до 1200 с, причем нижняя граница мгновенных значений удельного импульса соответствует циклам с пропуском детонации. Средние значения тяги и удельного импульса на рис. 9, б значительно ниже, чем на рис. 9, а: ~ 10 Н и 130 с соответственно. Кроме того, наблюдается большой разброс мгновенных значений тяги (от 4 до 22 Н) и удельного импульса (от 50–100 до 150–250 с), причем нижняя граница мгновенных значений удельного импульса соответствует циклам с пропуском детонации.

В целом, во всех проведенных огневых испытаниях модель ИДД с механическим клапаном оказалась значительно более эффективной, чем модель ИДД с газодинамическим клапаном. Сравнение рис. 9, б и 9, а показывает, что применение газодинамического клапана приводит к значительному снижению средней тяги и среднего удельного импульса. Несмотря на удвоенное значение рабочей частоты (20 Гц вместо 10 Гц), среднее значение тяги оказалось в 3 раза ниже, чем при использовании механического клапана, а средний удельный импульс оказался в 7–8 раз меньше. Низкая эффективность газодинамического клапана объясняется прежде всего низкой эффективностью торможения потока продуктов горения, вытесняемых из камеры

зажигания через входное устройство под действием достаточно высокого избыточного давления. В обеих моделях ИДД удельный импульс циклов с детонационным горением был выше, чем удельный импульс циклов с пропуском детонации: 1200 с вместо 800 с для модели ИДД с механическим клапаном и 150–250 с вместо 50–100 с для модели с газодинамическим клапаном.

Заключение

В результате работы созданы модели ИДД с механическим и газодинамическим обратными клапанами и проведены их огневые испытания в дозвуковых свободных воздушных струях с числом Маха от 0,65 до 0,85. Для проведения испытаний создан испытательный стенд с дозвуковой АТ. В качестве горючего использовался жидкий пропан.

На модели ИДД с механическим клапаном получены устойчивые режимы работы с частотой до 10 Гц со средней тягой до 30 Н и средним удельным импульсом до 1000 с. Мгновенные значения тяги и удельного импульса, определенные осреднением по каждому рабочему циклу, достигали 40 Н и 1200 с.

На модели ИДД с газодинамическим клапаном получены режимы работы с частотой до 20 Гц со средней тягой до 10 Н и средним удельным импульсом до 130 с. Мгновенные значения тяги и удельного импульса, определенные осреднением по каждому рабочему циклу, достигали 12–22 Н и 150–250 с.

В целом, во всех проведенных огневых испытаниях модель ИДД с механическим клапаном оказалась значительно более эффективной, чем модель ИДД с газодинамическим клапаном. Низкая эффективность газодинамического клапана объясняется прежде всего низкой эффективностью торможения потока продуктов горения, вытесняемых из камеры зажигания через входное устройство под действием достаточно высокого избыточного давления.

Литература

1. *Kasahara J., Frolov S.* Present status of pulse and rotating detonation engine research // 25th ICDERS Proceedings. — Leeds, U.K., 2015. Paper No. 304.
2. Импульсные детонационные двигатели / Под ред. С. М. Фролова. — М.: ТОРУС ПРЕСС, 2006. 592 с.
3. *Фролов С. М., Звезгинцев В. И., Иванов В. С., Аксёнов В. С., Шамшин И. О., Внучков Д. А., Наливайченко Д. Г., Берлин А. А., Фомин В. М.* Огневые испытания модели прямоточного воздушно-реактивного двигателя с детонационным горением водорода в аэродина-

- мической трубе при числах Маха от 5 до 8 // Горение и взрыв, 2017. Т. 10. № 3. С. 26–35.
4. Kurzke J. The mission defines the cycle: Turbojet, turbofan and variable cycle engines for high speed propulsion. — RTO-AVT-VKI lecture ser. — Von Karman Institute for Fluid Dynamics, 2010. Vol. 185. P. 2.1–2.33.
 5. Иванов В. С., Фролов С. М. Математическое моделирование рабочего процесса и тяговых характеристик воздушно-реактивного импульсного детонационного двигателя в условиях сверхзвукового полета // Хим. физика, 2011. Т. 30. № 7. С. 48–61.
 6. Зангиев А. Э., Иванов В. С., Фролов С. М. Тяговые характеристики воздушно-реактивного импульсного детонационного двигателя в условиях сверхзвукового полета на разных высотах // Хим. физика, 2013. Т. 32. № 5. С. 62–67.
 7. Зангиев А. Э., Иванов В. С., Фролов С. М. Тяговые характеристики воздушно-реактивного импульсного детонационного двигателя в условиях полета с числом Маха от 0,4 до 5,0 // Хим. физика, 2016. Т. 35. № 3. С. 65–76.
 8. Фролов С. М., Аксенов В. С., Дубровский А. В., Зангиев А. Э., Иванов В. С., Медведев С. Н., Шамшин И. О. Хемионизационная и акустическая диагностика рабочего процесса в непрерывно-детонационных и импульсно-детонационных камерах сгорания // Докл. РАН, 2015. Т. 465. № 1. С. 62–67.
 9. Фролов С. М., Аксенов В. С., Иванов В. С., Шамшин И. О. Тяговые характеристики импульсно-детонационного двигателя, работающего на жидком углеводородном топливе // Хим. физика, 2016. Т. 35. № 4. С. 40–47.

Поступила в редакцию 19.06.17

TESTS OF THE PULSED-DETONATION RAMJET MODEL IN A FREE AIR JET WITH MACH NUMBER UP TO 0.85

S. M. Frolov^{1,2}, V. S. Ivanov¹, I. O. Shamshin^{1,2}, and V. S. Aksenov^{1,2}

¹N. N. Semenov Institute of Chemical Physics, Russian Academy of Sciences, 4 Kosygin Str., Moscow 119991, Russian Federation

²National Research Nuclear University MEPhI (Moscow Engineering Physics Institute), 31 Kashirskoe Sh., Moscow 115409, Russian Federation

Abstract: Firing tests of the pulsed-detonation ramjet models equipped with mechanical and gasdynamic check valves were conducted in free subsonic air jets with a Mach number ranging from 0.65 to 0.85. The fuel used was liquid propane. At operation of the ramjet model with a mechanical valve at a frequency of up to 10 Hz, the average thrust of up to 30 N, and the average fuel-based specific impulse of up to 1000 s were demonstrated. At operation of the ramjet model with a gasdynamic valve at a frequency of up to 20 Hz, the average thrust of up to 10 N, and the average fuel-based specific impulse of up to 130 s were demonstrated. The instantaneous values of thrust and specific impulse, determined by averaging over each operating cycle, were significantly higher if detonative rather than deflagrative combustion occurred in the cycle. The ramjet model with a mechanical valve proved to be much more efficient than the model with a gasdynamic valve. The low efficiency of gasdynamic valves is explained by their poor capability of decelerating the flow of combustion products displaced from the ignition chamber through the model intake under the action of high overpressures.

Keywords: pulsed-detonation ramjet; mechanical valve; gasdynamic valve; subsonic wind tunnel; thrust; fuel-based specific impulse

Acknowledgments

This work was supported by the Russian Science Foundation (grant No. 14-13-00082P).

References

1. Kasahara, J., and S. Frolov. 2015. Present status of pulse and rotating detonation engine research. *25th ICDERS Proceedings*. Leeds, U.K. Paper No. 304.
2. Frolov, S. M., ed. 2006. *Impul'snye detonatsionnye dvigateli* [Pulsed detonation engines]. Moscow: TORUS PRESS. 592 p.
3. Frolov, S. M., V. I. Zvegintsev, V. S. Ivanov, V. S. Aksenov, I. O. Shamshin, D. A. Vnuchkov, D. G. Nalivaichenko, A. A. Berlin, and V. M. Fomin. 2017. Ognevye ispytaniya modeli pryamotochnogo vozduшно-reaktivnogo dvigatelya s detonatsionnym gorenem vodoroda v aerodinamicheskoy trube pri chislakh Makha ot 5 do 8 [Firing tests of the ramjet model with the detonative combustion of hydrogen in a wind tunnel at approach air stream Mach

- number from 5 to 8]. *Goren. Vzryv (Mosk.) — Combustion and Explosion* 10(3):26–35.
4. Kurzke, J. 2010. *The mission defines the cycle: Turbojet, turbofan and variable cycle engines for high speed propulsion*. RTO-AVT-VKI lecture ser. Von Karman Institute for Fluid Dynamics. 185:2.1–2.33.
 5. Ivanov, V. S., and S. M. Frolov. 2011. Numerical simulation of the operation process and thrust performance of an air-breathing pulse detonation engine in supersonic flight conditions. *Russ. J. Phys. Chem. B* 5(4):597–609.
 6. Zangiev, A. E., V. S. Ivanov, and S. M. Frolov. 2013. Thrust characteristics of an airbreathing pulse detonation engine in supersonic flight at various altitudes. *Russ. J. Phys. Chem. B* 7(3):276–289.
 7. Zangiev, A. E., V. S. Ivanov, and S. M. Frolov. 2016. Thrust characteristics of an air-breathing pulse detonation engine in flight at Mach numbers of 0.4 to 5.0. *Russ. J. Phys. Chem. B* 10(2):272–283.
 8. Frolov, S. M., V. S. Aksenov, A. V. Dubrovskii, A. E. Zangiev, V. S. Ivanov, S. N. Medvedev, and I. O. Shamshin. 2015. Chemiionization and acoustic diagnostics of the process in continuous- and pulse-detonation combustors. *Dokl. Phys. Chem.* 465(1):273–278.
 9. Frolov, S. M., V. S. Aksenov, V. S. Ivanov, and I. O. Shamshin. 2016. Thrust characteristics of a pulse detonation engine operating on a liquid hydrocarbon fuel. *Russ. J. Phys. Chem. B* 10(2):291–297.

Received June 19, 2017

Contributors

Frolov Sergey M. (b. 1959) — Doctor of Science in physics and mathematics, head of department, N. N. Semenov Institute of Chemical Physics, Russian Academy of Sciences, 4 Kosygin Str., Moscow 119991, Russian Federation; professor, National Research Nuclear University MEPhI (Moscow Engineering Physics Institute), 31 Kashirskoe Sh., Moscow 115409, Russian Federation; smfrol@chph.ras.ru

Ivanov Vladislav S. (b. 1986) — Candidate of Science in physics and mathematics, senior research scientist, N. N. Semenov Institute of Chemical Physics, Russian Academy of Sciences, 4 Kosygin Str., Moscow 119991, Russian Federation; ivanov.vls@gmail.com

Shamshin Igor O. (b. 1975) — Candidate of Science in physics and mathematics, senior research scientist, N. N. Semenov Institute of Chemical Physics, Russian Academy of Sciences, 4 Kosygin Str., Moscow 119991, Russian Federation; associate professor, National Research Nuclear University MEPhI (Moscow Engineering Physics Institute), 31 Kashirskoe Sh., Moscow 115409, Russian Federation; igor_shamshin@mail.ru

Aksenov Victor S. (b. 1952) — Candidate of Science in physics and mathematics, senior research scientist, N. N. Semenov Institute of Chemical Physics, Russian Academy of Sciences, 4 Kosygin Str., Moscow 119991, Russian Federation; associate professor, National Research Nuclear University MEPhI (Moscow Engineering Physics Institute), 31 Kashirskoe Sh., Moscow 115409, Russian Federation; v.aksenov@mail.ru