

УДК 621.452

АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТИ РАБОТЫ ПУЛЬСИРУЮЩЕГО ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ В ДЕТОНАЦИОННОМ РЕЖИМЕ

© 2011 Р. Б. Сейфетдинов, М. Б. Сейфетдинов., С. А. Гафуров, Е. В. Шахматов

Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет)

В данной работе рассматривается проблема перехода от дефлаграционного к детонационному горению в пульсирующих двигателях. Условия перехода от дефлаграционного к детонационному горению рассмотрены для углеводородного топлива. Были рассмотрены недостатки предетонации и ударных волн при взрыве.

ПуВРД, дефлаграция, детонация, горючая смесь, топливная система, система управления, лимитирующий фактор, скорость химической реакции.

В последние два десятилетия наблюдается повышение активности в области проведения поисковых научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ по направлению разработки новых типов двигателей для летательных аппаратов. Наиболее активно исследуются технологии волнового ротора и детонационного горения, о чём свидетельствует возросшее количество публикаций и патентов. Проведено значительное количество фундаментальных и прикладных исследований по инициированию и распространению детонации в трубах для различных видов горючих смесей. Однако технический облик полноценного пульсирующего детонационного двигателя (ПудД) пока неясен.

Прообразом бесклапанных ПудД могут послужить пульсирующие воздушно-реактивные двигатели с аэродинамическим клапаном. Фактически для создания бесклапанного ПудД необходимо организовать детонационное горение в ПуВРД с аэродинамическим клапаном.

Из отмеченного выше можно сформулировать концепцию прототипа перспективного пульсирующего детонационного реактивного двигателя. Это должна быть резонансная камера сгорания, реализующая детонационное горение двухфазной топливовоздушной смеси в автоколебательном режиме, то есть процесс ини-

цирования детонации должен происходить при запуске и далее поддерживаться за счёт энергии, полученной на предыдущем цикле. При этом процесс наполнения камеры сгорания должен обеспечиваться разряжением, создаваемым за счёт инерционного истечения продуктов сгорания. Более того, частота пульсаций должна составлять килogerцы, что позволит минимизировать габариты силовой установки и снизить вибрационные нагрузки [1].

В существующих ПуВРД имеет место дозвуковое дефлаграционное горение и детонация горючей смеси пока не достигалась. Это объясняется наличием целого ряда условий на возникновение детонации и режимов течения в проточной части ПуВРД. Некоторые из них будут проанализированы в данной статье.

Исследования времени протекания характерных процессов в рабочем цикле ПуВРД, проведенные Келлером, Барром и Деком, показывают, что лимитирующим фактором в рабочем процессе ПуВРД являются процессы смесеобразования и сгорания, поскольку для их полного протекания требуется длительное время по сравнению с динамикой волновых процессов [2, 3]. Так, расчётное значение времени на протекание химической кинетики процессов горения может достигать 12% от общего времени цикла, а протекание процессов смесеобразования может достигать

45% от общего времени цикла. Таким образом, время протекания процессов сме­сеобразования и сгорания смеси достигает порядка 50% от периода цикла и определяет габаритные размеры ПуВРД, а именно - его общую длину и частоту работы [2].

Известно порядка двух десятков способов инициирования детонации в горючей смеси. Наиболее простой и перспективной считается технология перехода от дефлаграции к детонации посредством самоускорения фронта распространяющегося пламени. Поэтому первым лимитирующим фактором перехода от дефлаграции к детонации в ПуВРД является отношение скорости сгорания заряда к длине камеры сгорания.

Исследования скорости сгорания смеси в ПуВРД были проведены Келлером на основе хемилюминесцентной регистрации образования свободного радикала – гидроксила (рис. 1) [3].

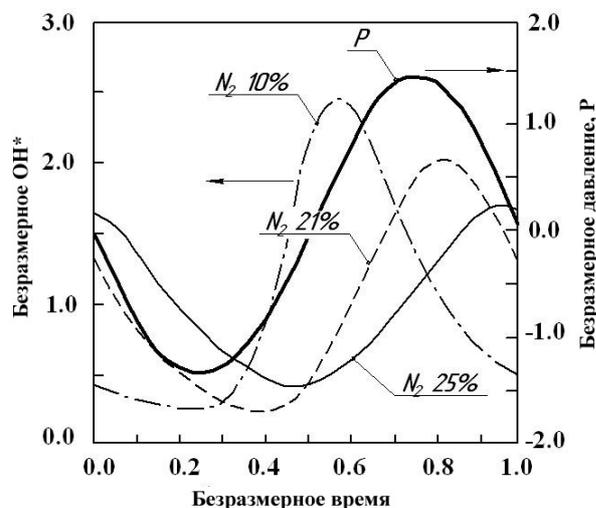


Рис.1. Зависимость хемилюминесценции OH^* в камере сгорания от безразмерного времени для трёх случаев разбавления смеси N_2 [3]

В данных экспериментах в качестве гомогенной горючей смеси использовалась смесь метан-воздух. Для оценки влияния концентрации инертного газа в смеси дополнительно подавался азот [3]. Данные эксперименты показали, что увеличение содержания в смеси инертного газа приводит к увеличению задержки воспламенения и растягиванию во време-

ни протекания химических процессов горения. Из рис.1 видно, что с увеличением количества азота ширина кривой хемилюминесценции OH^* также увеличивается. Данный результат объясняется замедлением химической кинетики процессов горения. При этом происходит снижение амплитуды кривой OH^* , что обусловлено снижением коэффициента наполнения камеры сгорания горючей смесью вследствие добавления N_2 . Представленная на рисунке кривая давления для первого случая также подтверждает тот факт, что для перехода к детонации в ПуВРД скорость сгорания смеси метан-воздух слишком мала.

В экспериментах, проведённых Мазланом, исследовалось распространение пламени в цилиндрической ударной трубе диаметром 100 мм для смеси пропана и кислорода при различных коэффициентах избытка воздуха и степени разбавления азотом [4]. Для регистрации перехода от дефлаграции к детонации использовалось измерение скорости фронта пламени по двум датчикам пульсаций давления. Воспламенение происходило от искровой свечи, установленной в закрытой стенке трубы. Первый датчик пульсаций давления отстоял от стенки трубы на расстоянии 560 мм, а второй - на расстоянии 380 мм от первого. Известно, что плоская детонационная волна имеет трёхмерную ячеистую структуру, характерным параметром которой является размер ячейки λ . Также известно, что для осуществления перехода от детонации к дефлаграции необходимо расстояние более 7λ . В экспериментах [4] расстояние 560 мм для осуществления перехода к детонации соответствует размеру ячейки 80 мм, что характерно для углеводородных топлив. Поэтому для трубы диаметром $d=100$ мм выполняется условие предела распространения детонационной волны: $d > \lambda$.

Экспериментальные исследования по распространению пламени в гладких трубах для смеси газов $C_2H_4+O_2+N_2$, проведённые Купером, Фроловым, Замашковым, также подтверждают, что при

концентрации азота в смеси более 30 % перехода к детонации не наблюдается [5, 8, 9].

Таблица 1. Измеренная скорость пламени (м/с) для различных коэффициентов избытка воздуха и концентрации N_2 [4]

$N_2, \%$	Коэффициент избытка воздуха		
	1.3	1	0.8
10	2638	3114	2878
25	380	3166	3166
50	307	368	447

Таким образом, при горении гомогенной стехиометрической смеси, при атмосферном давлении в гладкой трубе с содержанием азота в окислительной смеси (O_2+N_2) более 30 % переход к детонации не наблюдается даже на дистанции более 2.5 м, а при концентрации N_2 10% переход к детонации наблюдается на дистанции около 500 мм и измеренная скорость фронта пламени составляет порядка 3000 м/с.

В качестве горючего в ПуВРД используются традиционные углеводородные топлива (бензин, керосин, пропан, бутан), а в качестве окислителя - атмосферный воздух, содержащий более 75 % инертного газа – азота.

Из отмеченного выше ясно, что достижение прямого перехода от дефлаграции к детонации в камерах сгорания ПуВРД при использовании традиционных видов топлива невозможно. Для этого необходимо разработать новые виды топлива, обладающие высокой скоростью сгорания при атмосферных условиях. В противном случае потребуется использовать вспомогательные устройства, например преддетонаторы или другие технологии инициирования детонации, что существенно усложняет рабочий процесс и снижает основное достоинство ПуВРД – простоту конструкции.

Технология использования преддетонаторов различных схем и принципов работы известна достаточно давно. Данная технология подразумевает двухступенчатый процесс инициирования детонации посредством использования дополнитель-

ной горючей смеси с высокой реакционной способностью, заключённой в небольшом объёме и обладающей способностью детонировать от маломощного источника энергии, например искры электрического разряда. При срабатывании преддетонатор генерирует детонационную волну и передаёт её в основную камеру сгорания, содержащую горючую смесь с меньшей реакционной способностью. Использование преддетонатора требует применения отдельной топливной системы и системы управления. На рис.2 представлена схема преддетонатора, работающего на смеси этилена и кислорода.

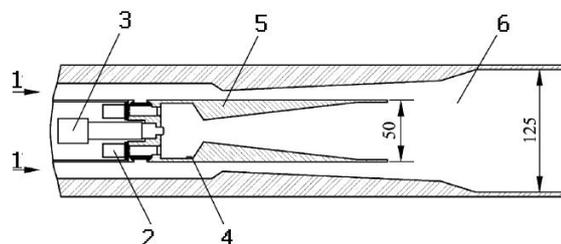


Рис.2. Схема преддетонатора камеры сгорания [6]:

- 1-горючая смесь; 2-кислород; 3-этилен;
- 4-воспламенитель; 5-преддетонатор;
- 6-основная камера сгорания

В случае использования преддетонатора в ПуВРД возникает сложная техническая задача согласования рабочих частот и фазового сдвига между переддетонатором и основной камерой ПуВРД.

Следует отметить технологию инициирования детонации посредством импловивной ударной волны, получаемой, например, в результате мощного электрического разряда. На рис.3 представлена схема ПуВРД с данной технологией. При работе горючая смесь 1 поступает в камеру сгорания 6 и сначала воспламеняется от искрового источника зажигания 4 или от остаточных продуктов сгорания. После воспламенения турбулентный фронт пламени распространяется по камере сгорания и достигает электрода 4, находящегося под высоким напряжением от мощного электрического источника. Поскольку пламя является слабоионизированной средой и проводит электрический ток,

происходит кольцевой электрический разряд, создающий сходящуюся ударную волну в горючей смеси. Оставшаяся смесь сгорает в детонационном режиме.

Основным недостатком данной технологии является необходимость наличия мощного источника электрической энергии.

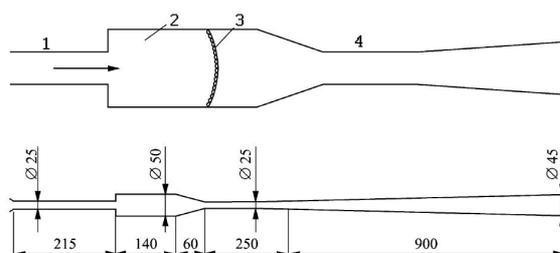


Рис.3. Схема ПуВРД с технологией имплозивной ударной волны [7]:
1-аэродинамический клапан; 2-камера сгорания; 3-электрод разряда; 4-резонансная труба

Известно, что важным аспектом рабочего процесса ПуВРД является граничное условие на срезе резонансной трубы. Отсутствие сверхзвукового течения на срезе резонансной трубы обеспечивает отражение волны сжатия, генерируемой процессом сгорания, волной разрежения, интенсивность которой определяет величину разрежения в камере сгорания. В ПуВРД, работающих на традиционном углеводородном топливе и использующих в качестве окислителя атмосферный воздух, пиковое давление в камере сгорания, как правило, не превышает 0,12-0,18 МПа. В случае реализации детонационного режима горения можно ожидать давление более 2,0-3,0 МПа и появление ударных волн. Кроме того, при наполнении камеры сгорания свежим зарядом имеет место подсос атмосферного холодного воздуха в резонансную трубу. Таким образом, возможно появление сверхзвукового течения на срезе резонансной трубы при выхлопе. Это изменит условия отражения на срезе резонансной трубы и перестроит динамику волновых процессов в ПуВРД. Данный аспект нуждается в подробном теоретическом изучении.

Основываясь на отмеченном, можно сделать следующие выводы: при исполь-

зовании традиционных видов топлива и технологии перехода от дефлаграции к детонации длина камеры сгорания ПуВРД будет превышать 3 м, в противном случае необходимо использовать специализированные виды топлива; при использовании технологий инициирования детонации от вспомогательных устройств существенно усложняется организация рабочего процесса ПуВРД и теряется основное его преимущество – простота конструкции.

Поэтому ключом к решению данной проблемы может стать создание специализированного вида топлива для ПуВРД.

Библиографический список

1. Сейфетдинов, Р.Б. Концепции применения детонационного горения в авиационных силовых установках [Текст] / Р.Б. Сейфетдинов // Вестн. Самар. гос. аэрокосм. ун-та. Сер. Процессы горения, теплообмена и экология тепловых двигателей. – 2007. – № 2(13). – С. 161-167.
2. Pulse combustor modeling. Demonstration of the importance of characteristic times [Text] / P.K. Barr, J.O. Keller, T.T. Bramlette [et al.]// Combustion and flame. – 1990. -№ 82. - P. 252-269.
3. Keller, J.O. Pulse combustion: the quantification of characteristic times [Text] / J.O. Keller, T.T. Bramlette, J.E. Dec, C.K. Westbrook.// Combustion and flame. – 1990, № 79. - P. 151-161.
4. Mazlan, A.W. Impulse Measurement of Pulse Combustion Tube using Accelerometer [Text] / A.W. Mazlan, U. Mohd Haffis, M.S. Mohsin // 9th Asia-Pacific International Symposium on Combustion and Energy Utilization. – 1992 – P. 1465-1472.
5. Cooper, M. Effect of deflagration-to-detonation transition on pulse detonation engine impulse [Text] / M. Cooper, S. Jackson, J. E. Shepherd // GALCIT Report FM00-3, Graduate Aeronautical Laboratories, California Institute of Technology, Pasadena, CA 91125, 2000.
6. Brophy, C.M. Proceedings of the 14th ONR Propulsion Meeting [Text] / C.M. Brophy, J.O. Sinibaldi, D.W. Netzer // Chi-

cago, IL: University of Illinois at Chicago, 2001. -P.171–176.

7. High-speed deflagration and detonation [Text] / V.P. Korobeinikov, V.V. Markov, I.V. Semenov [et al.] // Fundamentals and control. Moscow: Elex-KM Publ. – 2001. - P. 289–302.

8. Фролов, С.М. Импульсные детонационные двигатели [Текст] / С.М. Фролов. - М.: Торус пресс, 2006. -592 с.

9. Замащиков, В.В. Особенности механизма распространения пламени в богатых смесях водород-пропан-воздух [Текст] / В.В. Замащиков, И.Г. Намятов, В.А. Бунев // Физика горения и взрыва. – 2004. - Т.40. - №5.

ANALYSIS ESTIMATION OF PULSE JET ENGINE OPERATION IN DETONATION MODE

© 2011 R. B. Seyfedinov, M. B. Seyfedinov, S. A Gafurov, E. V. Shakhmatov

Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov
(National Research University)

The problem of deflagration-to-detonation transition in pulse jet engines is described in this work. The conditions of deflagration-to-detonation transition have been considered for hydrocarbon fuel. The disadvantages of technologies of predetonator and shock implosion are discussed.

Pulsejet engine, deflagration, detonation, fuel mixture, fuel system, control system, limiting factor, rate of chemical reaction.

Информация об авторах

Сейфетдинов Руслан Бафаевич, кандидат технических наук, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). Область научных интересов: горение, рабочие процессы пульсирующих и термоакустических двигателей. E-mail: fagott@bk.ru.

Сейфетдинов Марат Бафаевич, магистрант кафедры автоматических систем энергетических установок, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). Область научных интересов: энергоэффективные двигатели, рабочие процессы пульсирующих и термоакустических двигателей. E-mail: aeromach@mail.ru.

Гафуров Салимжан Азатович, аспирант кафедры автоматических систем энергетических установок, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). Область научных интересов: энергоэффективные двигатели, рабочие процессы термоакустических двигателей. E-mail: sa.gafurov@gmail.com.

Шахматов Евгений Владимирович, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой автоматических систем энергетических установок, ректор, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). Область научных интересов: виброакустические процессы тепловых двигателей. E-mail: shakhm@ssau.ru.

Seyfedinov Ruslan Bafaevich, Ph. D., Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). Area of research: combustion, working processes of pulse and thermoacoustic engines. E-mail: fagott@bk.ru.

Seyfedinov Marat Bafaevich, master of the department of power plant automatic systems, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). Area of research: energy-efficient engines, working processes of pulse and thermoacoustic engines. E-mail: aeromach@mail.ru.

Gafurov Salimzhan Azatovich, post-graduate student of the department of power plant automatic systems, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). Area of research: energy-efficient engines, working processes of thermoacoustic engines. E-mail: sa.gafurov@gmail.com.

Shakhmatov Evgeniy Vladimirovich, doctor of technical sciences, professor of the department of power plant automatic systems. Head of the department of power plant automatic systems. Rector of Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). Area of research: vibroacoustic processes of heat engine. E-mail: shakhm@ssau.ru.