

**УПРАВЛЯЕМЫЙ ПУЛЬСИРУЮЩИЙ ДЕТОНАЦИОННЫЙ ДВИГАТЕЛЬ**©2009 Ю. И. Цыбизов<sup>1</sup>, Л. П. Шелудько<sup>2</sup><sup>1</sup>Самарский государственный аэрокосмический университет<sup>2</sup>Самарский государственный технический университет

На основании анализа тенденций применения пульсирующих воздушно-реактивных двигателей для летательных аппаратов предлагается конструкция двигателя периодического детонационного сгорания топлива с управляемыми клапанами.

*Пульсирующий детонационный двигатель, тяговое устройство периодического действия, детонационное горение, камера сгорания, резонатор высокочастотных автоколебаний, кольцевое сопло*

Общими задачами совершенствования силовой установки (СУ) летательного аппарата (ЛА) в настоящее время являются:

- повышение эффективного КПД;
- снижение массы;
- улучшение экологических характеристик (шум, эмиссия вредных веществ продуктов сгорания);
- снижение затрат на изготовление и эксплуатацию.

Анализируя современное состояние развития авиадвигателестроения, необходимо отметить, что конструктивные решения здесь вплотную приблизились к пределам их возможностей вследствие:

- ограничений при использовании освоенного термодинамического цикла с постоянным давлением рабочего процесса и малых скоростей в камере сгорания (цикл Брайтона);
- невозможности существенного повышения степени сжатия компрессора, обуславливающего значительное уменьшение межлопаточного канала, когда размеры его становятся сопоставимыми с размерами радиального зазора, а толщина лопаток близка к толщине лезвия бритвы;
- невозможности достижения требуемых высоких температур газа перед турбиной из-за ограниченных возможностей применяемых материалов;
- дорогостоящих сложных мероприятий по снижению уровня шума и эмиссии до требуемых норм;
- роста стоимости опытно-конструкторских и доводочных работ, стоимости изготовления и эксплуатации.

В связи с этим в качестве перспективного направления развития рассматривается возможность разработки тягового устройства периодического действия с использованием детонационного горения [1, 2]. Такое направление развития связывают с организацией горения при сверхзвуковых скоростях в термодинамическом цикле, близком к  $V = \text{const}$  (цикл Гемфри), простотой конструкции из-за отсутствия подвижных деталей, с низкими затратами на изготовление и т.д. Предполагается, что данный вид пульсирующего детонационного двигателя (ПудД) заменит ГТД, как ГТД в свое время пришел на смену поршневому двигателю в авиации.

На сегодняшний день существуют несколько концепций использования детонационного горения применительно к силовым установкам ЛА:

- создание ПудД в чистом виде для ракеты;
- создание гибридных газотурбинных двигателей (ГТД + ПудД) для дозвуковых и сверхзвуковых самолетов;
- создание детонационно-поршневого двигателя, в котором вместо выхлопных труб установлены детонационные трубы, создающие реактивную тягу;
- использование стационарной детонационной волны горения в камере сгорания гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя.

К ПудД проявляют интерес США, Израиль, Япония и Россия. Два гиганта двигателестроения США фирмы Пратт-Уитни и Дженерал Электрик, вкладывая миллионы долларов, соревнуются в гонке за приори-

тетное освоение нового направления развития двигателестроения. Наибольшие результаты в направлении создания работающего ПуДД достигнуты в США. НИЦ им. Глена (США) занимает лидирующее положение в вопросах исследований проблем детонационного горения. Результаты этих работ почти не публикуются.

В отличие от традиционного процесса горения, где распространение пламени обусловлено медленными процессами диффузии и теплопроводности (дефлаграция), детонация представляет собой комплекс мощной ударной волны и следующей за ее фронтом зоной быстрой экзотермической реакции. Ударная волна сжимает и нагревает топливоздушную смесь, продукты сгорания которой сильно расширяются - происходит взрыв (детонационная волна). В ДВС последствия детонации носят негативный характер. Она разрушает двигатель двумя путями - механическим и тепловым. При ее появлении давление и температура в очаге резко, скачком нарастают до высоких, нерасчетных значений, перегружая детали. Установлено, что энергия, выделяющаяся в результате химической реакции, поддерживает ударную волну, не давая ей затухать.

Гидродинамическая теория детонации позволяет рассчитывать значение скорости, распределение давления, плотности и температуры в детонационной волне на основе законов сохранения массы, импульса и энергии, уравнения состояния вещества, а также требования равенства скорости детонационной волны относительно продуктов реакции скорости звука (гипотеза Чепмена-Жуге) [3]. Скорость фронта детонационной волны  $D$  в газах составляет 1,5...3 км/с, скорость продуктов химической реакции  $u$  в 2...4 раза меньше, а давление определяется из равенства  $P_D = \rho u D$ . Температура же составляет величину от 2000 до 5000 К. Известно, что для перехода от дефлаграции к детонации, а также передаче детонации для данной ТВС необходимо выдерживать определенные геометрические соотношения по длине, диаметру трубы, зависящие от размера ячейки ( $L$ ) детонационного фронта смеси [4].

Однако несмотря на многолетние и многочисленные исследования газодинами-

ки импульсного детонационного горения, проводимые в промышленно развитых странах и в том числе выполненные в СНТК, до сих пор нет приемлемых представлений о физических механизмах явления, о процессах начала и распространения детонации, представлений о факторах формирования сложной структуры детонационной волны и т.д. Отсутствие обоснованных рекомендаций для инженерной практики по созданию конструкции ПуДД обуславливает необходимость дальнейших научно-технических исследований.

Кратко нерешенные научные и технические проблемы, связанные с детонацией, можно сформулировать сегодня следующим образом:

1. Отсутствие обоснованности применения к детонационному процессу ПуДД соотношений термодинамически равновесных процессов (время цикла около 40 мкс, что сравнимо с временами релаксации внутренних степеней свободы молекул, необходимых для установления термодинамического равновесия и протекания химических реакций).

2. Необходимо выполнение основательных фундаментальных исследований по получению:

- данных по кинетике неравновесных физико-химических процессов детонационного горения для различных видов топлива;

- по вопросам смешения при наличии быстротекущего процесса;

- по вопросам высокочастотной регулярности и управляемости процессами применительно к ПуДД;

- обоснованию приемлемого способа инициирования детонации в горючей смеси.

3. Отсутствие решения вопросов термочпрочности реальной конструкции.

Другая проблема – реализация цикла Гемфри. Термодинамический цикл  $V=\text{const}$  практически был реализован еще в двадцатых годах прошлого столетия Хольцвартом в ГТУ с двухклапанными камерами периодического сгорания. Однако из-за ограниченных технических возможностей ГТУ того времени достигнутый КПД не превышал 20%. В связи с этим, очевидно, требуются дальнейшие опытно-конструкторские работы по реализации приемлемого схемного

решения.

Следует особо отметить, что Природа улучшает свои творения, имея какую-то тягу к колебательным и волновым движениям. По принципу периодических движений Природа сотворила самые совершенные энергосберегающие транспортные системы. Поэтому обеспечение устойчивого пульсационного рабочего процесса детонации, составляющего основу работы ПуДД как тягового устройства, находится в полном согласии с принципами развития эффективных технических решений. Тем не менее и до сегодняшнего дня существенных продвижений в деле создания ПуДД пока нет. Это обстоятельство позволило А.Г. Прудникову во вступительном слове к трудам конференции РАН «Прикладные проблемы термодинамики» сделать вывод: «... с момента открытия детонационного горения вскоре после открытия Нобелем динамита (80-е годы 19 века) не было создано ни одного детонационного двигателя, за исключением детонационного устройства для отпугивания комаров».

Уже после завершения Второй мировой войны в СССР, США и Франции проводились интенсивные работы по пульсирующим ВРД на основе имеющихся материалов по ФАУ-1. В Казанском авиационном институте этой проблемой занимались В.А. Костерин, В.П. Мигалин, А.В. Ярин, А.А. Потапенко, найденное ими конструктивное решение пульсирующего ВРД с аэродинамическим клапаном было сделано в 1954 году. Оно обеспечило высокие показатели.

В настоящее время в ряде институтов (ЦИАМ, ЦАГИ) и ОКБ (включая ОКБ Самарского научно-технического комплекса имени Н.Д. Кузнецова) проводились и проводятся исследования, опытных образцов ПуДД.

На рис.1. а, б в виде конструктивной схемы представлен возможный вариант нового типа двигателя с периодическим детонационным сгоранием топлива, предложенный Ю.Н. Нечаевым в [1] и исследуемый в настоящее время на ряде ведущих фирм России. Рассматриваемая схема включает:

- газогенератор современного ГТД с каналом отвода воздуха из-за компрессора и подвода его к тяговым модулям ПуДД;

- устройство (заменяющее форсажную камеру) с тяговыми модулями ПуДД.

Здесь же на рис. 1.б показана возможная конструкция резонансной камеры, представляющая собой полусферическую тяговую стенку и кольцевое сопло, предназначенное для организации детонационного горения предварительно подготовленной топливовоздушной смеси (ТВС). За кольцевым соплом располагается обычное выхлопное сопло.

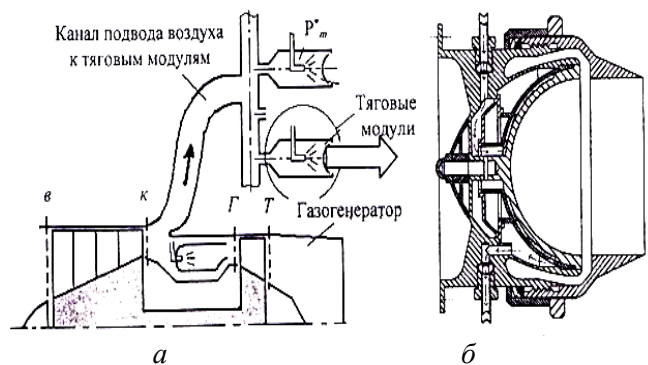


Рис.1. Вариант использования ПуДД

В СНТК испытан демонстрационный модуль ПуДД, подобный тяговому модулю, представленному на рис.1, б и имеющий следующие особенности:

- использование полусферической резонансной камеры (РК) как резонатора высокочастотных автоколебаний при детонационном горении;
- использование кольцевого сопла в качестве источника сверхзвукового потока, направленного к оси РК с целью образования ударной волны, замыкающей выход из РК и служащей газодинамическим затвором;
- организация двухстадийного сгорания керосина, состоящая в предварительном нагреве его и последующем разложении горючих компонентов топлива на высокоактивные составляющие – источники детонации.
- отсутствие в конструкции механических клапанов и запальных систем.

Отработан розжиг ТВС при работе модуля на богатых и бедных смесях.

Неоднократно зафиксированы случаи резкого скачкообразного повышения тяги и давления в полости РК. Максимальная величина заброса тяги в единичных случаях почти в 6 раз превышала исходной (стационар-

ной) уровень. На рис.2 представлена непрерывная запись на одном из режимов изменения величины тяги и давления в РК от времени работы ПудД. Скачкообразное повышение тяги от 100 кг до 168 кг в районе 2-й секунды имело место при полном давлении на входе в кольцевое сопло равном  $4,6 \text{ кг/см}^2$ , температуре ТВС  $400^\circ\text{C}$  и коэффициенте избытка воздуха  $a = 1$ .

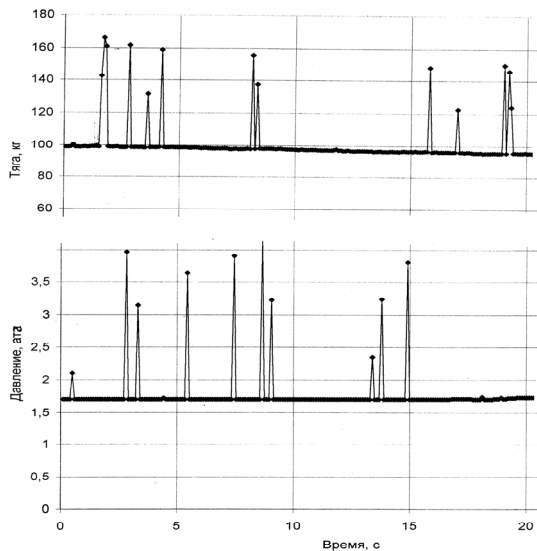


Рис.2. Результаты измерения тяги и давления в РК, зафиксированные ПЭВМ

Следует отметить, что все фиксируемые скачкообразные изменения величины тяги подтверждались скачкообразным изменением величины давления с некоторым некоррелируемым отставанием по времени. В выполненных испытаниях не удалось вызвать регулярные пульсации давления и тяги. Выполнены измерения эмиссионных характеристик. На режиме работы ПудД, представленном данными рис. 3, эмиссия СО составила около 2500 ppm и полное отсутствие эмиссии NOx. К сожалению, отмечены случаи подгара (эрозия) стенки РК.

Новое поколение реактивных двигателей для силовых установок ЛА тесно связано с освоением («укрошением») процесса детонационного горения.

Эффективный КПД тепловой машины с «укрошенным» детонационным (сверхзвуковым) горением больше КПД двигателя с термодинамическим циклом при  $V = \text{const}$ , который, в свою очередь, больше КПД двигателя с термодинамическим циклом при  $P = \text{const}$ .

На основании анализа выполненных и опубликованных работ по вопросам детонационного горения и положительных результатов работы пульсирующих ВРД (клапанного типа) предлагаются дополнительные экспериментальные исследования и конструктивные проработки по следующим направлениям.

Обычно в качестве топлива для ПудД стараются использовать те виды топлив, которые используются в авиации. Кроме того предусматривается использование топлив и присадок к ним, вызывающих детонацию. (Западные аналоги ПудД используют газобразные топлива: водород, этилен и пропан).

Одним из путей совершенствования рабочего процесса ПудД, намеченных СНТК и сотрудниками ИПРИМ РАН (Т.Н. Кузнецова и В.А. Елизаров), является отработка рабочего процесса на микропузырьковом керосиново-воздушном топливе [4]. Для осуществления таких испытаний в ИПРИМ РАН проведены лабораторные исследования по приготовлению микропузырьковой керосиново-воздушной смеси. Насыщенный воздухом керосин подвергался воздействию разрежения в специальной форсунке, в результате чего он вскипал с образованием кавитационных микропузырьков. Ожидается, что даже при слабом воздействии ударных волн на пузырьковую среду генерируется мощный импульс давления в виде детонации. В ходе стендовой отработки процесса предполагается решение следующих задач:

- определение условий инициирования детонационного горения;
- отработка цикличности, т.е. обеспечение устойчивых регулярных резонансных пульсаций высокой частоты.

Наряду с таким подходом может быть реализован и другой процесс конверсии керосина, основанный на аномальном свойстве повышенной сжимаемости микропузырьковой среды по сравнению с сжимаемостью обычных газов [4].

В качестве конструктивного мероприятия предлагается реактивный двигатель периодического детонационного сгорания (рис. 3) с управляемыми клапанами, выполненными в виде двух – входного и выходного вращающихся дисков, снабженных отвер-

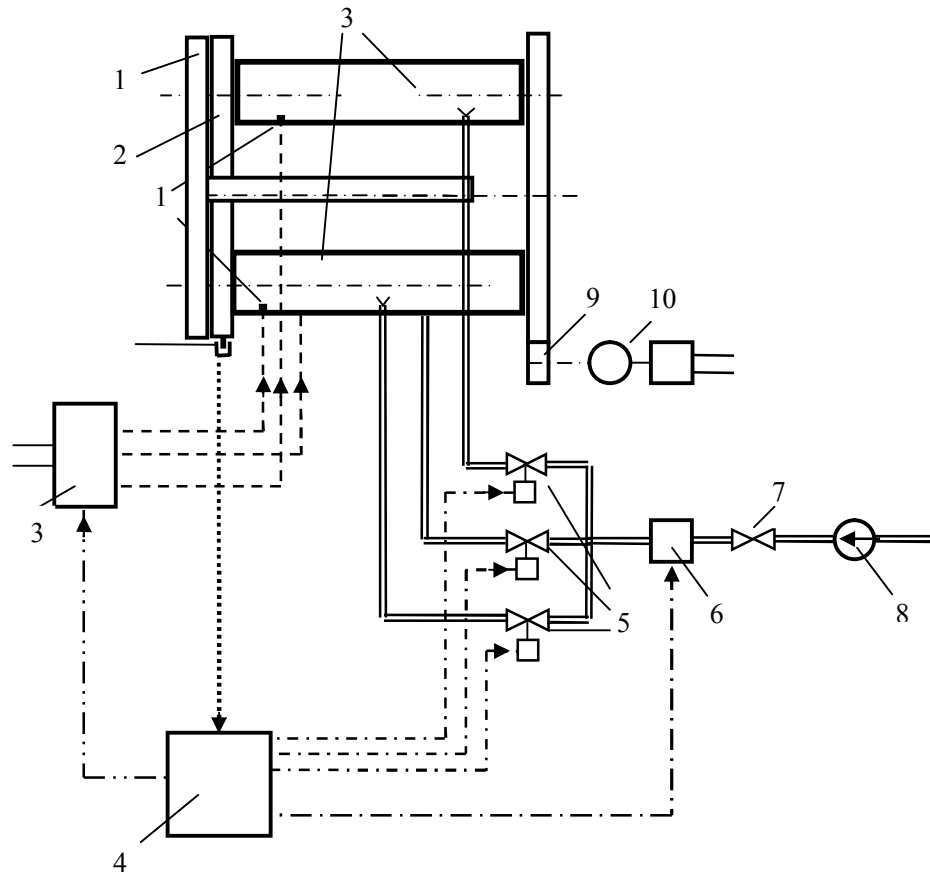


Рис.3. Принципиальная схема регулирования пульсирующего воздушно-реактивного двигателя: 1 – свечи; 2 - электромагнитный датчик; 3 – блок зажигания; 4 – командно-топливный агрегат; 5 – отсечные топливные клапаны камер сгорания; 6 – импульсный топливный клапан; 7 – запорный топливный клапан; 8 – топливный насос; 9 – дисковый клапан

- |             |   |
|-------------|---|
| .....       | Импульсная линия от электромагнитного датчика       |
| -----       | Сигнал на свечи зажигания                           |
| - . - . - . | Управляющий сигнал на отсечные топливные клапаны КС |
| — . — . — . | Управляющий сигнал на импульсный топливный клапан   |
| — . — . — . | Управляющий сигнал на блок зажигания                |

ствиями для входа в камеры сгорания воздуха и выхода горячих газов. Оба диска связаны общим валом. Двигатель снабжен командно-топливной системой регулирования, включающей синхронизированные системы привода вращающихся дисков, впрыска топлива и электроискрового зажигания. Система регулирования двигателя работает по сигналам электромагнитного датчика частоты вращения входного диска. Изменение нагрузки и тяги двигателя производится путем варьирования числом оборотов обоих дисков, приводимых от внешнего электродвигателя постоянного тока. Дополнительное использование на входе воздушного потока неподвижного перфорированного диска позволяет осуществлять внешнее охлаждение камер сгорания и вращающихся дисков, что

способствует повышению их надежности и ресурса двигателя. Положительными сторонами предлагаемой конструкции ПуДД являются его повышенная удельная мощность, возможность регулирования тяги и обеспечение большего ресурса. Таким образом, намечаемые экспериментально-теоретические работы по вопросам детонационного горения и опытно-конструкторские работы по созданию ПуДД являются актуальнейшими и требуют специальной отработки рабочего процесса в хорошо оснащенных лабораторных условиях с надлежащим финансированием.

### Библиографический список

1. Нечаев, Ю.Н. Новый тип двигателя с периодическим сгоранием топлива - пульси-

рующий детонационный двигатель / Ю.Н. Нечаев // Вестн. академии наук авиации и космонавтики. -№2.- 2002.- С. 28 -32.

2. Елисеев, Ю.С. Исследование возможности увеличения тяги двухконтурного турбореактивного двигателя с помощью выносных пульсирующих детонационных форсажных камер / Ю.С. Елисеев, Ю.Н. Нечаев, В.А. Левик [и др.] //Двигатели 21 века: тез. докладов. М.: ЦИАМ, 2000. -С.16-17.

3. Курант, Г. Сверхзвуковое течение и ударные волны/ Г. Курант, К. Фридрихс.- М.; ИИЛ,1950. - С. 426.

4. Елизаров, В.А. Некоторые аспекты стендовой отработки пульсирующего детонационного двигателя, работающего на керосиново - воздушном топливе / В.А. Елизаров [и др.] // Сб. научных докладов РАН. М.: ИМАШ, РАН, 2002.- С.338-343.

## References

1. Nechaev Y.N. New type of engine with periodic fuel burning – pulsed detonation engine. Vestnik of science academia of aviation and space №2, 2002, p. 28 -32.

2. Eliceev Y.S., Nechaev Y.N., Levik V.A. and other Investigation of by-pass turbojet engine power increasing possibility with offset pulsed detonation afterburner duct. Moscow, TSIAM, «Engines of a 21 age». Theses of lectures.2000. p. 16-17.

3. Kurant G., Fridrihs K. Supersonic flows and impact waves. M. IIL.1950. p. 426.

4. Elizarov V.A., Kuznetsova T.N., Lavrov V.N., Rogalev V.V., Tsibisov Yu.I. Some aspects of bench-top optimization of pulsed detonation engine, working on kerosine oil –air fuel. Collection of scientific lectures of RAS. Moscow. IMASH, RAS. 2002. p. 338-343.

## MANIPULATE PULSED DETONATION ENGINE

© 2009 Yu. I. Tsibisov<sup>1</sup>, L. P. Chelydko<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Samara State Aerospace University

<sup>2</sup>Samara State Technical University

In this paper, executed with participation of doctor of engineering sciences, professor of Biryuka Vladimir Vasil'evicha, according to application's trends of pulsed air-breather engine for aircrafts it is shown a design of engine with periodic fuel detonation burning and manipulated valves.

*Pulsed detonation engine, fuel detonation burning, combustion chamber, resonator of high frequency self-oscillation, ring jet pipe*

### Информация об авторах

**Цыбизов Юрий Ильич**, доктор технических наук, профессор кафедры теплотехники и тепловых двигателей Самарского государственного аэрокосмического университета, начальник отдела Самарского научно-технического комплекса им Н.Д.Кузнецова. Тел. (846) 335-18-12. E-mail: [Teplotex\\_ssau@bk.ru](mailto:Teplotex_ssau@bk.ru). Область научных интересов: тепломассообмен, термодинамика.

**Шелудько Леонид Павлович**, кандидат технических наук, доцент Самарского государственного технического университета. Тел. (846) 310-03-91. Область научных интересов: тепломассообмен, термодинамика.

**Tsibisov Yurii Ilich**, doctor of engineering science, professor of Samara State Aerospace University, head of section of JSC “SNTK named after N.D. Kuznetsov”. Phone: (846)335-18-12. Area of research: teplomassoobmen, thermodynamics.

**Chelydko Leonid Pavlovich**, candidate of technical science, docent of Samara State Technical University. Phone: (846) 310-03-91. Area of research: teplomassoobmen, thermodynamics.