

## КОНЦЕПЦИИ ПРИМЕНЕНИЯ ДЕТОНАЦИОННОГО ГОРЕНИЯ В АВИАЦИОННЫХ СИЛОВЫХ УСТАНОВКАХ

© 2007 Р. Б. Сейфетдинов

Самарский государственный аэрокосмический университет

Дано термодинамическое обоснование перспективности применения детонационного горения в авиационных силовых установках. Проведен обзор концепций применения детонационного горения в авиадвигателях и выделены наиболее перспективные направления. Дана краткая информация о состоянии работ по созданию пульсирующего детонационного двигателя. Схематизированы проблемы по основным научным направлениям, развитие которых необходимо для создания опытного образца авиационного пульсирующего детонационного двигателя.

Практически исчерпанные резервы повышения топливной эффективности современных газотурбинных двигателей (ГТД) и открывшиеся перспективы использования детонационного сгорания топлива привели к тому, что за последнее десятилетие наблюдается интенсификация научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ в области разработок пульсирующих детонационных двигателей (ПудД). Применение детонационного горения (ДГ) открывает несколько перспективных направлений в развитии авиадвигателестроения. С одной стороны, реализация ДГ рассматривается как средство повышения экономичности и снижения токсичности ГТД, с другой стороны открывается перспектива создания принци-

пиально новых типов реактивных двигателей. Однако следует отметить, что применение ДГ приводит к повышению уровня шума, создаваемого двигателем. Повышение топливной эффективности и снижение токсичности выбросов реактивных двигателей обусловлено более высокой интенсивностью и быстротечностью процесса горения и, как следствие, получение более высоких термодинамических параметров рабочего тела при детонационном сгорании топлива (рис. 1 и 2). Теоретически доказано, что при реализации ДГ можно обеспечить повышение термического КПД в 1,3-1,5 раза. При этом отношение давлений  $p_3/p_1$  (рис. 1) может составлять 80...330, а температура  $T_3$  достигать 3800...4000 К [1, 2].

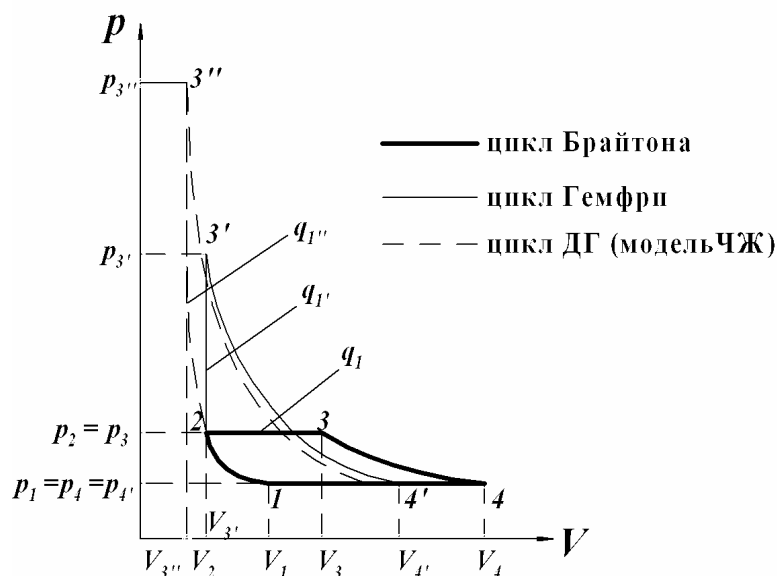


Рис. 1. PV-диаграмма термодинамических циклов авиадвигателей

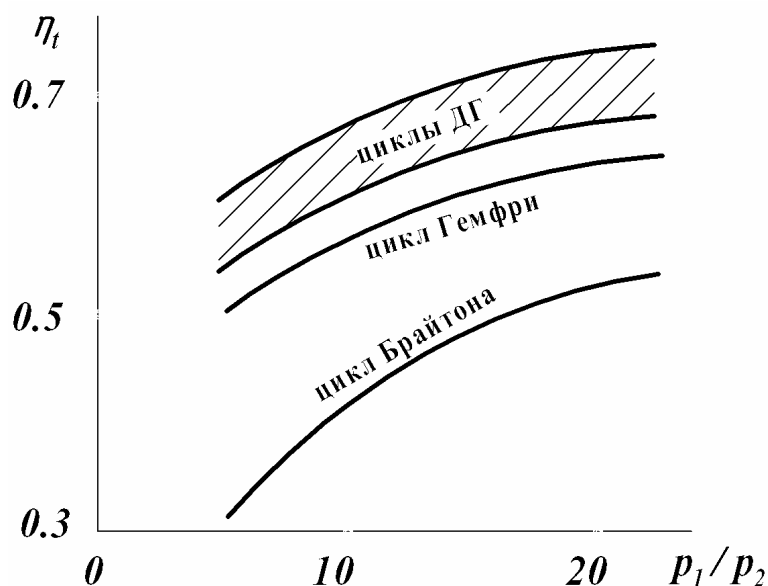


Рис. 2. Сравнение термодинамических циклов по идеальным термическим КПД для керосина при  $\alpha=1$

Процессы горения можно проклассифицировать с точки зрения скорости распространения фронта пламени и характера протекания процесса горения (рис. 3). Левая ветка схемы (рис. 3) представляет процессы горения, которые нашли применение в авиационных силовых установках на данный момент, левая ветка представляет процессы горения, которые считаются перспективными, но не получившие практического применения на сегодняшний день.

В данной статье внимание уделяется основным направлениям, которые нашли наиболее широкое отражение в зарубежной и отечественной литературе, однако особое внимание будет уделено наиболее перспективному направлению.

На данный момент существует три основные концепции применения детонационного горения в силовых установках ЛА.

Во-первых, это концепция создания гибридных газотурбинных двигателей. Дан-

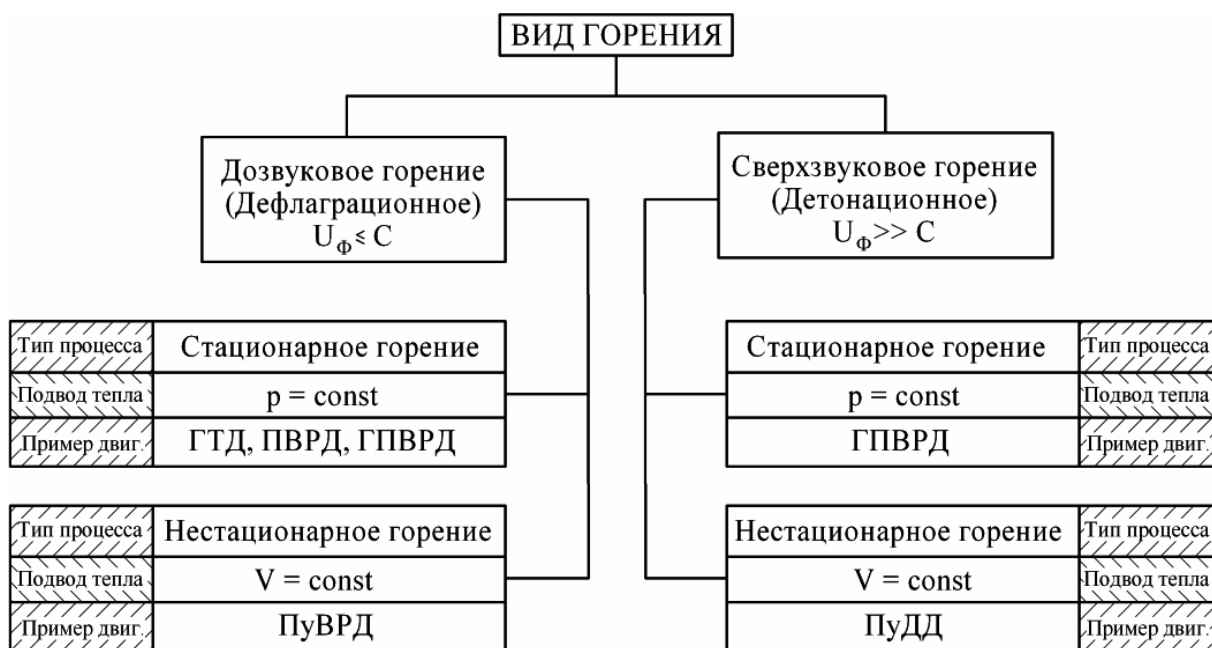


Рис. 3. Классификация процессов горения в авиадвигателях

ная концепция рассматривает реализацию ДГ в основных камерах сгорания ГТД или в дополнительных камерах сгорания – тяговых модулях (рис. 4).

Кроме того, ведутся работы по испытаниям гибридного детонационно-поршневого двигателя, в котором вместо выхлопных труб установлены детонационные трубы, создающие реактивную тягу (рис. 5) [6].

Вторым направлением применения ДГ является создание стационарной детонационной волны горения в камере сгорания гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя.

Из всех существующих концепций применения ДГ перспективным направлением считается создание нового типа реактивного двигателя – детонационного пульсирующего двигателя. Как ожидается, данный тип двигателя будет обладать не только высокими характеристиками по расходу топлива и эмиссии вредных веществ, но также малым удельным весом, низкой стоимостью и возможностью эффективной работы в большом диапазоне рабочих условий. В перспективе считается, что данный тип двигателя, называемый пульсирующим детонационным двигателем (ПудД), придет на смену ГТД, как ГТД, в свое

время, пришел на смену поршневым двигателям.

Наибольшие результаты в направлении создания ПудД достигнуты за рубежом. Фирма Пратт-Уитни в 2003 году провела испытания демонстрационного образца пятитрубчатого ПудД [3]. Рабочая частота каждой трубы составляла 80 Гц. Трубы этого двигателя имели 101,6 мм в диаметре и 762 мм в длину, а сам двигатель был способен развивать тягу порядка 6,7 кН на имитируемой высоте, равной 15 км (рис. 6). В 2008 году фирма Пратт-Уитни совместно с НАСА и ВВС США планирует начать новый этап исследований, направленных на проведение летных испытаний ПудД [4].

Простейший лабораторный детонационный пульсирующий двигатель представляет собой детонационную трубу. Его рабочий цикл схематично можно представить следующим образом (рис. 7). Сначала в трубу с атмосферными условиями подается горючая смесь и происходит зарядка камеры. Когда горючая смесь заполняет определенный объем камеры, инициируется детонационная волна, которая распространяется по смеси, сжигая ее. Временной интервал между началом зарядки камеры горючей смесью и нача-

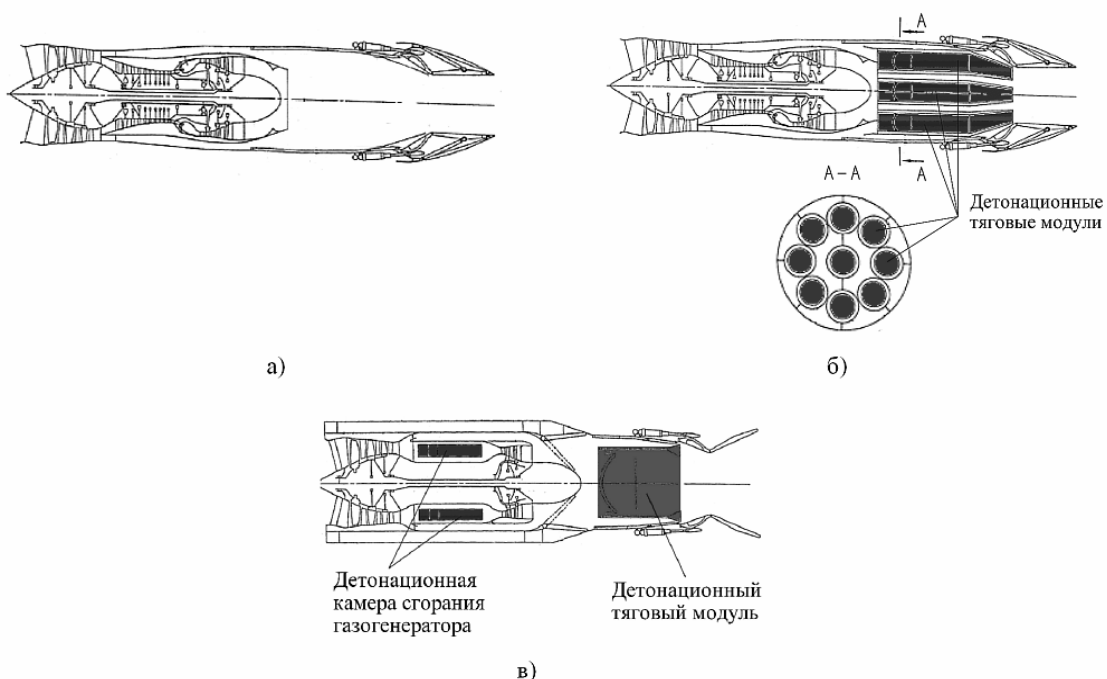


Рис. 4. Схемы гибридных газотурбинных двигателей:

а) традиционный двухконтурный ТРДДФ; б) ТРДД с девятью детонационными тяговыми модулями вместо форсажной камеры; в) ТРДД с детонационными камерами сгорания и детонационным тяговым модулем

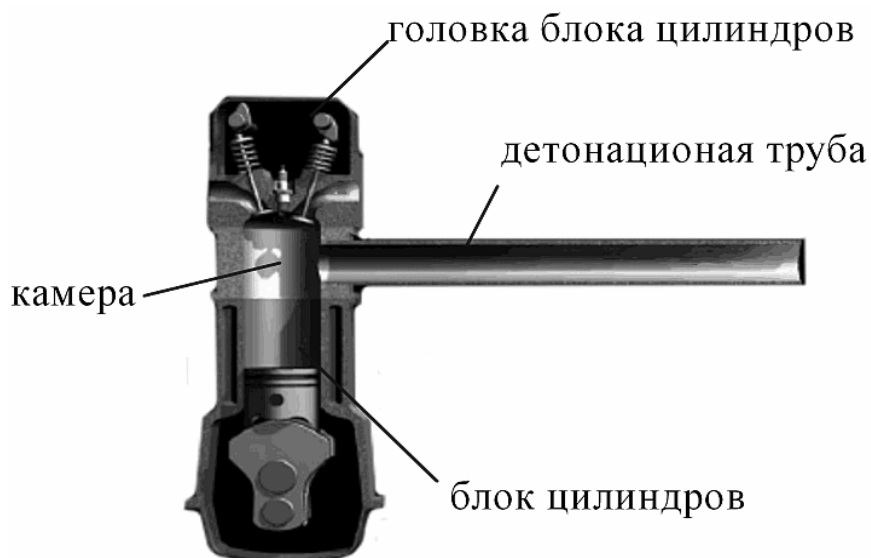
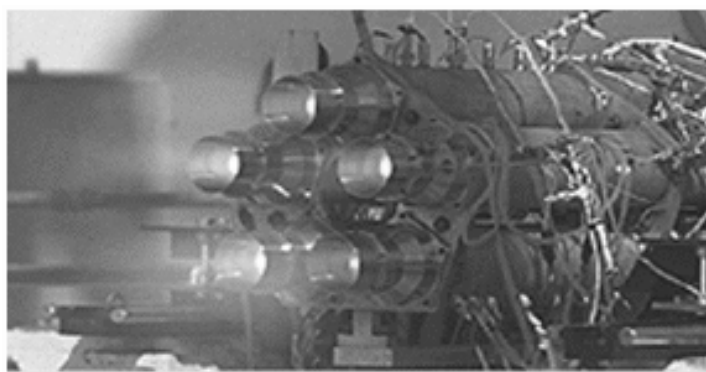


Рис. 5. Гибридный детонационно-поршневой пульсирующий реактивный двигатель

лом инициирования детонационной волны рассчитывается с учетом скоростей  $U_1$  и  $U_2$  фронтов смеси и детонационной волны соответственно таким образом, чтобы фронты достигли открытого конца камеры одновременно. Далее начинается истечение продуктов сгорания в атмосферу и понижение давления в камере до атмосферного, при этом в

камеру распространяется волна разряжения [5].

За последние десятилетия проведено множество теоретических и экспериментальных исследований в области детонационного горения. Однако до сих пор создание прототипа полноценного пульсирующего детонационного двигателя затруднено.



а)



б)

Рис. 6. 5-трубчатый ПуДД во время испытаний в Чайна Лейк [3]:  
а) с отдельными соплами; б) с общим соплом

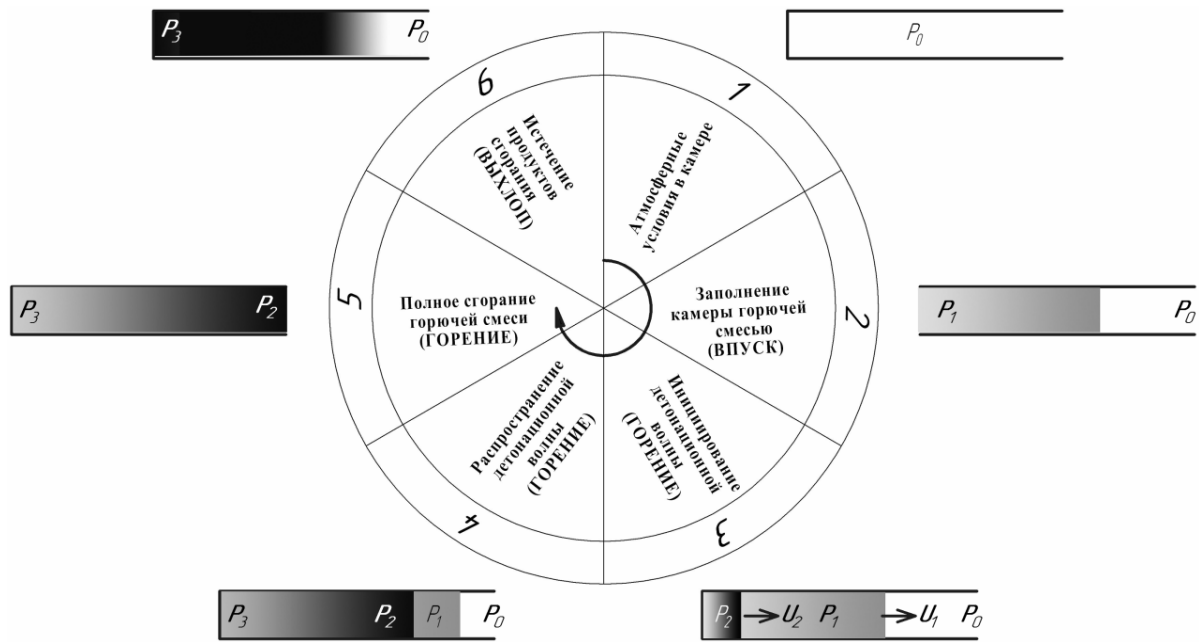


Рис. 7. Схематичное представление рабочего цикла простейшего ПуДД

Интенсивному созданию экспериментальных и серийных образцов ПуДД препятствует недостаточное развитие целого ряда критических технологий и направлений в науке и технике. Круг задач, которые необходимо решить для создания опытного образца ПуДД, приблизительно обозначен на рис. 8.

На сегодняшний день наиболее активно ведутся исследования по направлению фундаментальных исследований детонационного горения (рис. 8). Наиболее остро стоит проблема с разработкой метода и средств

иницирования детонационной волны необходимой интенсивности. Разработано около десятка различных методов инициирования детонации. Однако вопрос о методе инициирования подходящем для практического применения в ПуДД остается открытым. Среди известных методов наиболее привлекательными для дальнейшего развития, с точки зрения последующего практического применения, являются два метода инициирования детонационной волны: метод перехода от дефлаграции к детонации и метод фокусировки ударных волн.



Рис. 8. Критические области исследований и разработок при создании ПуДД

Концепция организации рабочего цикла ПудД аналогична пульсирующим воздушно-реактивным двигателям, то есть рассматривается два основных направления ПудД с механическим клапаном и так называемые бесклапанные ПудД.

На рис. 9 представлена принципиальная схема сверхзвукового ПудД с дисковым механическим вращающимся клапаном. Теоретический анализ характеристик такой схемы проведен в работе [7] и показал рабочую частоту 244 Гц.

Наибольшие результаты достигнуты в области разработок клапанных механизмов ПудД. Существует большое количество патентов и разработок конструктивных решений клапанов. Однако общая концепция

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

Из выше сказанного 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 инициирования детонации должен происходить при запуске и далее инициироваться или поддерживаться за счет энер-

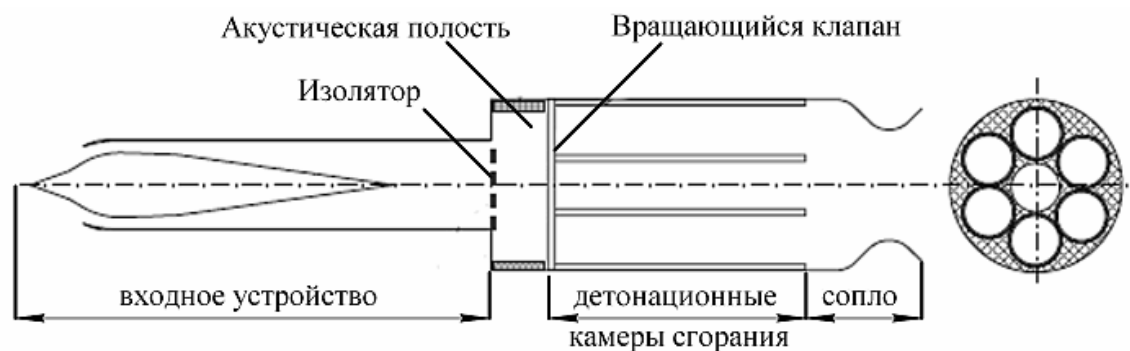


Рис. 9. Принципиальная схема сверхзвукового ПудД с дисковым механическим клапаном [7]

ПудД с механическим клапаном остается неизменной – это серия детонационных труб, в которых посредством клапано-распределительного механизма с определенной последовательностью происходит детонационное горение. Применение нескольких детонационных труб обусловлено стремлением повысить рабочую частоту двигателя.

Несмотря на достигнутые успехи по созданию ПудД с механическим клапаном, перспективными остаются бесклапанные ПудД. Наличие подвижных частей требует наличия привода, а также приводит к снижению надежности двигателя и простоты конструкции, что противоречит основным потенциальным достоинствам ПудД – простота и надежность.

гии, полученной на предыдущем цикле. При этом процесс наполнения камеры сгорания должен обеспечиваться разряжением, создаваемым за счет инерционного истечения продуктов сгорания. Более того, частота пульсаций должна составлять десятки килогерц, что позволит минимизировать габариты силовой установки, снизить вибрационные нагрузки и решить проблему шума ПудД.

#### Список источников

1. Марчуков Е. Ю., Нечаев Ю. Н., Полев А. С., Тарасов А. И. Второе рождение авиационных пульсирующих двигателей // Полет. 2003. - №4. – С. 43-50.
2. Нечаев Ю. Н., Тарасов А. И. Новый подход к организации рабочего процесса

пульсирующих детонационных двигателей / Полет. 2000. - №8. – С. 3-9.

3. Работы по пульсирующему детонационному двигателю, проводимые фирмами Дженерал-Электрик, Пратт-Уитни и Роллс-Ройс // Э.И. Авиационное двигателестроение / ЦИАМ. – 2004. - № 29. – С. 3-6.

4. Продолжение работ по программе создания детонационного двигателя в США // Аэронавтика и космос. 2006. - №14. – С. 60-61.

5. Bussing T. R., Hinkey J. B., Kaye, L. “Pulse Detonation Engine Preliminary Design

Considerations”. AIAA 94-3200, 30th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, June 1994.

6. Frankey B., Schauer F., Bradley R., Hoke J. “Evaluation of a hybrid-piston pulsed detonation engine”. AIAA 2002-0474, 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, 14-17 January 2002.

7. Ma, F., Choi, J-Y, Wu, Y., Yang, V. In: Roy G, Frolov, S., Santoro, R., Tsyganov, S., editors. Advances in confined detonations. Moscow: Torus Press; 2002. p. 231–4.

## **DETONATION BURNING CONCEPCIA APPLICATION IN AVIATION POWER-PLANTS**

© 2007 R. B. Seyfedinov

Samara State Aerospace University

The advantages of a detonation application in aviation power-plant were proved with the thermodynamics point of view. The review of detonation utilization in aviation engine were performed, also the advanced conceptions were selected. Quick information about state of pulse detonation engine research was reported. The issues of pulse detonation engine development were structured and schematically show.