

УДК 621.515

А.И. ТАРАСОВ¹, В.А. ЩИПАКОВ^{1,2}¹ОАО «НПО «Сатурн» НТЦ им. А.Люльки, Москва, Россия²Московский авиационный институт (ГТУ), Москва, Россия

ПЕРСПЕКТИВЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ПУЛЬСИРУЮЩИХ ДЕТОНАЦИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ В ТУРБОРЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЯХ

Перспективы использования детонационного сгорания топлива, открывшиеся в последние годы, существенно повысили интерес к двигателям периодического сгорания. Об этом свидетельствуют появившиеся в печати многочисленные публикации, патенты и проекты двигателей с двухстадийным сгоранием топлива различных схем. Это объясняется тем, что в детонационных волнах процесс сгорания топливовоздушной смеси осуществляется практически мгновенно, чем обеспечивается возможность значительного повышения давления в камерах сгорания, имеющих форму полузаткнутого объема, и отпадает необходимость в выпускных клапанах.

Ключевые слова: пульсирующий двигатель, периодическое сгорание топлива, резонатор, детонационная волна, автоколебания.

Введение

Пульсирующий детонационный двигатель (ПДД) – новый тип двигателя для авиации. В нем реализуется термодинамический цикл, близкий к циклу со сгоранием топлива при постоянном объеме, а поэтому более экономичный, чем цикл Брайтона, используемый в существующих газотурбинных двигателях.

Проблема разработки таких двигателей является крайне актуальной, так как ее решение позволяет существенно улучшить удельные тяговые параметры по сравнению, например, с существующими авиационными двигателями традиционных схем. Области применения пульсирующих детонационных двигателей могут стать дозвуковые и сверхзвуковые самолеты всех типов и авиационные ракеты.

Основной особенностью развития авиационных газотурбинных двигателей является то, что повышение значений температуры газов перед турбиной T_t^* и суммарной степени сжатия π_k^* возможно либо при увеличении числа ступеней турбомашин, либо при увеличении окружной скорости в компрессорных и турбинных ступенях. Также увеличение значения π_k^* возможно при повышении напорности ступеней компрессора. На сегодняшний день практически исчерпаны возможности дальнейшего повышения π_k^* и T_t^* , что объясняется ограничением по существующим материалам, используемым при производстве авиационных газотурбинных двигателей и многими другими причинами.

Перспективы использования детонационного сгорания топлива, открывшиеся в последние годы,

существенно повысили интерес к двигателям периодического сгорания.

Однако, как показывает анализ имеющихся публикаций, несмотря на многообразие предлагаемых схем ПДД, всем им свойственно использование в качестве резонансных устройств детонационных труб значительной длины и применение клапанов, обеспечивающих периодическую подачу рабочего тела [1]. Типичный рабочий процесс протекающий в детонационной трубе представлен на рис. 1.

Следует отметить, что ПДД, созданным на базе традиционных детонационных труб, свойственны, несмотря на высокую термодинамическую эффективность в единичной пульсации, недостатки, характерные для классических пульсирующих воздушно-реактивных двигателей, а именно:

- низкая частота (до 100 Гц) пульсаций, что и определяет относительно невысокий уровень средней тяговой эффективности;
- высокие тепловые и вибрационные нагрузки;
- значительный уровень шума и т.д.

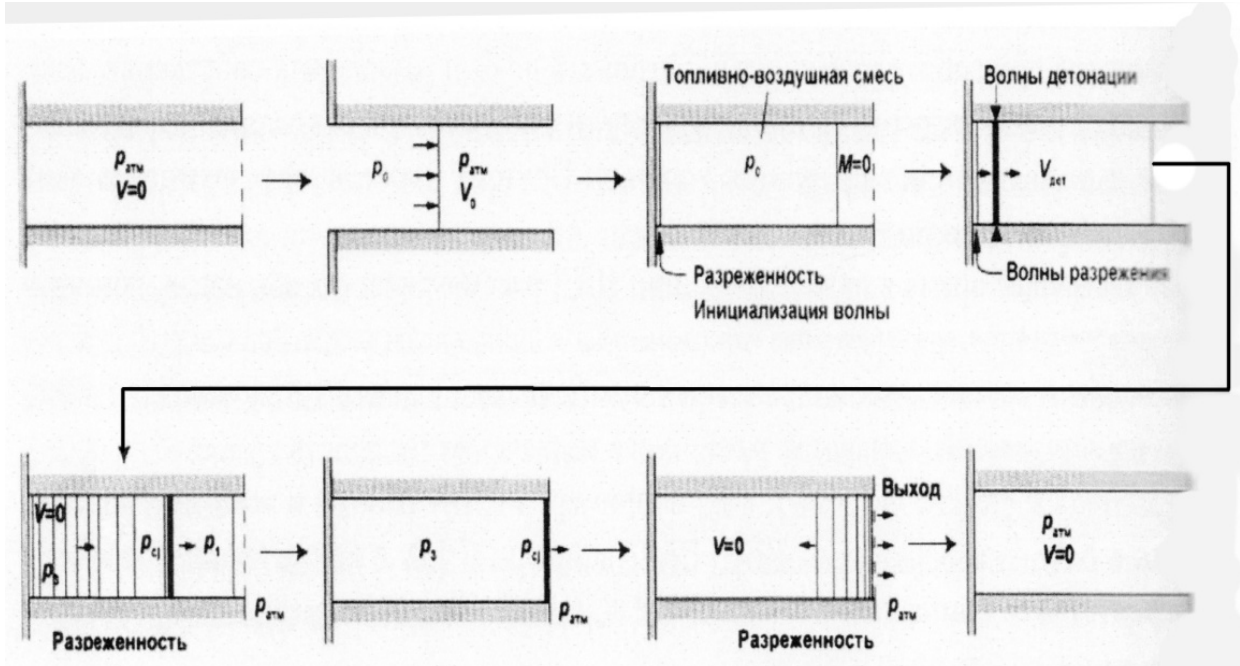
Устранение этих недостатков возможно при использовании вместо длинных труб иных газодинамических устройств, в частности кольцевых камер [2] и газодинамических резонаторов [3 – 6], для организации эффективного периодического (пульсирующего) рабочего процесса.

Основной материал

При всей важности теоретических исследований и математического моделирования рабочего

процесса ПДД, приоритетным направлением являются экспериментальные исследования моделей таких устройств. В данной статье рассматриваются результаты экспериментальных исследований моде-

лей высокочастотных ПДД оригинальной схемы, работающих на керосиновоздушных топливных смесях, и предварительный анализ эффективности применения таких устройств.



Основные фазы рабочего цикла в пульсирующей детонационной трубке: заполнение свежей горючей смесью; воспламенение у закрытого конца; распространение детонационной волны и следующей за ней волны разрежения по направлению к открытому концу; выход детонационной волны из трубки; вытекание продуктов сгорания из трубки; заполнение трубки воздухом из окружающей среды (направление обхода сверху по часовой стрелке)

Рис. 1. Основные фазы рабочего цикла в пульсирующей детонационной трубке

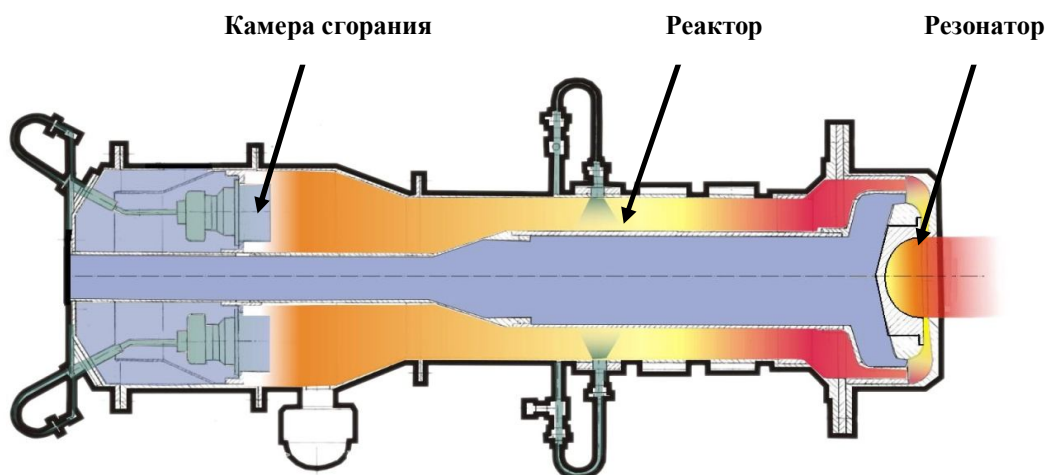


Рис. 2. Схема ПДД с высокочастотным резонатором

Рассмотренная схема ПДД с высокочастотным резонатором (рис. 2), отличающаяся отсутствием каких-либо механических клапанов и прерывистых запальных устройств и представляет собой последовательно соединенные камеру сгорания, реактор и газодинамический резонатор (детонационную каме-

ру), в которых реализуется двухстадийное сгорание топливовоздушной смеси [7]. Пульсирующий процесс осуществляется за счет возбуждения резонансных высокочастотных автоколебаний в газодинамическом резонаторе, периодически заполняемый специально подготовленной экзотермически активной

топливоздушную смесь, а выделение тепла, увеличивающее амплитуду этих колебаний, происходит в пересжатых детонационных волнах, формируемых в резонаторе. Сочетание высокой частоты пульсаций и малых размеров является основным отличием и достоинством пульсирующего детонационного двигателя предлагаемой схемы.

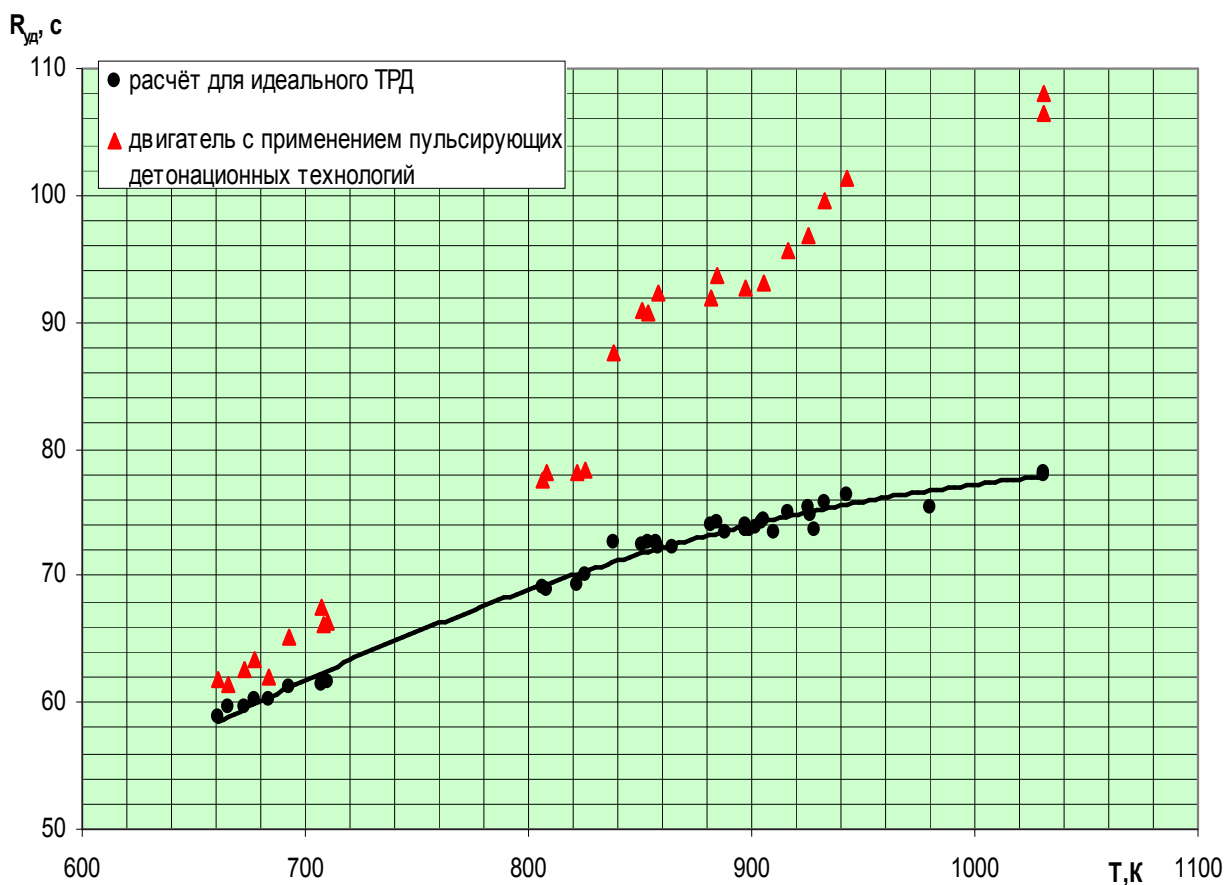
Экспериментальные модели ПДД, работающие на керосиновоздушных топливных смесях, исследовались на испытательном стенде непрерывного действия.

В процессе испытаний измерялись расходы воздуха и керосина, их температуры и давления, а также температура и давление газовой смеси на входе в газодинамический резонатор. Тяга модели

измерялась с помощью тензометрического датчика, а для исключения влияния входного импульса модель располагалась ортогонально воздушным трубопроводам.

Были исследованы различные конфигурации резонаторов и схемы подачи в них горючей смеси.

На рис. 3 представлены экспериментальные зависимости удельной тяги от температуры на входе в резонатор [8]. Там же приведена аналогичная расчетная зависимость для идеального сопла Лавалья. Видно, что для заданного размера резонатора существует область, где значения силы тяги модели превышают значения, полученные для сопла Лавалья в той же области давления на входе.



Зависимость удельной тяги от температуры на входе в резонатор при $P^* = 3,2 \pm 0,5$ атм

Рис. 3. Зависимость удельной тяги от температуры на входе в резонатор

На основании результатов расчетно-экспериментальных исследований и стендовых испытаний пульсирующего детонационного двигателя на керосиновоздушной топливной смеси, проведенных в НТЦ им А.Люльки, при термодинамических параметрах, соответствующих параметрам за турбиной типичных ТРД, предложена схема турбокомпрессорного ПДД (ТКПДД), которая может быть использована, например, для модернизации двигателя МД-120.

Предложена компоновочная схема пульсирующего детонационного двигателя рис. 4, состоит из последовательно соединенного газогенератора двигателя МД-120 и выходного устройства с блоком газодинамических резонаторов, установленным вместо удлинительной трубы с реактивным соплом.

Блок газодинамических резонаторов представляет собой корпус, выполненный в виде усеченного конуса, с углом раскрытия 15° . На выходном основании, непосредственно за турбиной двигателя

МД-120 закреплен блок из 8 резонаторов.

Каждый газодинамический резонатор соответствует схеме представленной на рис. 2 и результатам испытаний приведенных на рис. 3.

Площадь проходного сечения кольцевых сопел блока газодинамических резонаторов соответствует площади за турбиной двигателя МД-120.

Расчеты показали, что без конструктивной доработки газогенератора двигателя МД-120, то есть в

штатной компоновке с температурой газа до 1280К на режиме $H = 0$, $M = 0,8$ возможно получить тягу двигателя до 240 кгс, при этом удельный расход топлива уменьшается на 30%.

Расчеты также проводились с увеличением температуры $T_r^* = 1327K$ и улучшенными характеристиками компрессора (новая центробежная ступень, которая позволяет незначительно улучшить КПД при неизменном уровне расхода воздуха).

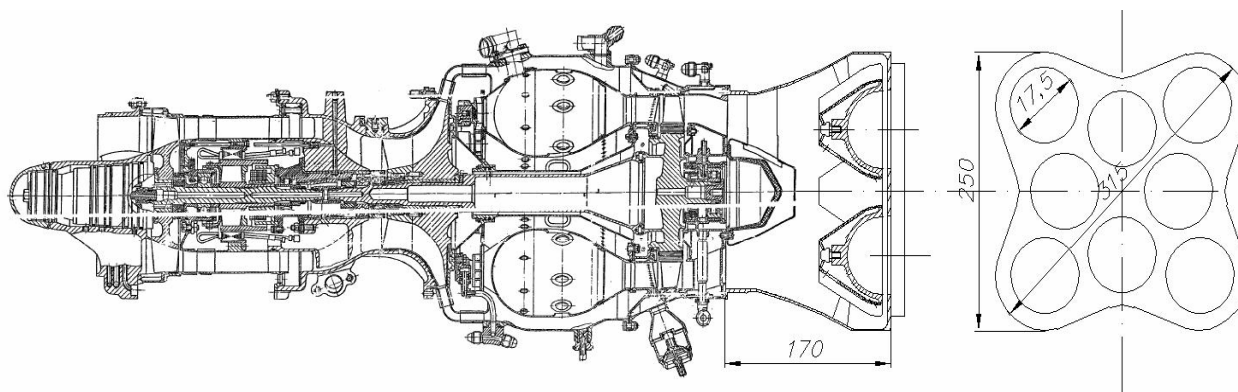


Рис. 4. Компоновочная схема пульсирующего детонационного двигателя на базе газогенератора МД-120

Выводы

Основными недостатками существующих газогенераторов для применения на ПудД является их высокая стоимость.

Сейчас разработка детонационного двигателя является новым направлением в развитии авиадвигателестроения, заслуживающим особого внимания. Встает вопрос о необходимости создания нового более дешевого турбокомпрессора, который сможет поддерживать постоянное давление на входе в блок с газодинамическими резонаторами на всех режимах полета.

Литература

1. Импульсные детонационные двигатели / Под редакцией С.М. Фролова. – М.: Торус Пресс, 2006. – 592 с.
2. Детонационный двигатель для космических приложений / Э. Даню, Ф. Фалемпа, Ф.А. Быковский, С.А. Ждан. – М.: Торус Пресс, 2006. – 568 с.
3. Патент СССР. Способ получения тяги и устройство для получения тяги / Пушкин Р.М.,

Тарасов А.И. – № 1672933 от 22.04.91г., с приоритетом от 30.11.89г.

4. Патент РФ. Способ получения тяги и устройство для его осуществления / Антоненко В.Ф., Пушкин Р.М., Тарасов А.И. и др. – №2034996 от 10.05.95г., с приоритетом от 11.10.93г.

5. Левин В.А. Новый подход к организации рабочего процесса пульсирующих детонационных двигателей / В.А. Левин, Ю.Н. Нечаев, А.И. Тарасов // Химическая физика. – 2001. – Т. 20, № 6.

6. Нечаев Ю.Н. Результаты экспериментальных исследований керосиновоздушных пульсирующих детонационных двигателей и вопросы их практического применения / Ю.Н. Нечаев, А.С. Полев, А.И. Тарасов // Химическая физика. – 2003. – Т. 22, № 8.

7. Патент РФ. Пульсирующий детонационный двигатель / Гойхенберг М.М., Марчуков Ю.Н., Тарасов А.И., Смирнов В.И. – № 2249121 от 25.03.2005г., с приоритетом от 05.08.2003г.

8. Марчуков Е.Ю. Результаты стендовых испытаний / Е.Ю. Марчуков, С.В. Евстигнеев, А.И. Тарасов // Материалы доклада на конференции пульсирующих детонационных двигателей. – ЦИАМ, 10-11 ноября 2009г.

Поступила в редакцию 28.05.2011

Рецензент: д-р техн. наук, доцент кафедры авиационных двигателей А.А. Мохов, Военный учебный научный центр ВВС РФ, Москва, Россия.

**ПЕРСПЕКТИВИ ВИКОРИСТАННЯ ПУЛЬСУЮЧИХ
ДЕТОНАЦІЙНИХ ТЕХНОЛОГІЙ В ТУРБОРЕАКТИВНИХ ДВИГУНАХ**

О.І. Тарасов, В.А. Щипаков

Перспективи використання детонаційного згорання палива, що відкрилися останніми роками, істотно підвищили інтерес до двигунів періодичного згорання. Про це свідчать численні публікації, що з'явилися у пресі, патенти і проекти двигунів з двохстадійним згоранням палива різних схем. Це пояснюється тим, що в детонаційних хвилях процес згорання паливоповітряної суміші здійснюється практично миттєво, чим забезпечується можливість значного підвищення тиску в камерах згорання, що мають форму напівзамкненого об'єму, і відпадає необхідність у випускних клапанах.

Ключові слова: пульсуючий двигун, періодичне згорання палива, резонатор, детонаційна хвиля, автоколивання.

**USING PULSE DETONATION TECHNOLOGY TO INCREASE TRACTION
THE EFFICACY ENGINES**

A.I. Tarasov, V.A. Shchipakov

The description happens to in article to perspective model of the engine with two-stage combustion fuel. The Considered advantage and defect of the different schemes of the engines, similar models, problems of the designing. For present day practically exhausted possibility of the further improvement of the features aircraft gas-turbine engines that is explained by restriction on existing materials, using at production GTE and many other reasons. Opened at the last years perspective of the using two-stage combustion fuel have greatly raised the interest to engines of periodic combustion fuel.

Key words: pulse engine, periodic fuel combustion, resonator, detonation waves, autooscillation.

Тарасов Александр Иванович – канд. тех. наук, Главный конструктор ОАО «НПО «Сатурн» НТЦ им. А. Люльки», Москва, Россия.

Щипаков Владимир Андреевич – инженер-конструктор 3 кат. ОАО «НПО «Сатурн» НТЦ им. А. Люльки», Москва, Россия; аспирант кафедры «Теория и расчет ВРД» Московского авиационного института (государственный технический университет), Москва, Россия.