

УДК 621.515

А.И. Тарасов, В.А. Щипаков

*ОАО «НПО «Сатурн» НТЦ им. А.Люльки г. Москва, Россия;
Московский Авиационный Институт г. Москва, Россия*

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ПУЛЬСИРУЮЩИХ ДЕТОНАЦИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ ТЯГОВОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ ДВИГАТЕЛЕЙ

На сегодняшний день практически исчерпаны возможности дальнейшего улучшения характеристик авиационных газотурбинных двигателей, что объясняется ограничением по существующим материалам, используемым при производстве ГТД и многими другими причинами. Поэтому, перспективы использования детонационного сгорания топлива, открывшиеся в последние годы, существенно повысили интерес к двигателям периодического сгорания. В статье приводится описание перспективной схемы пульсирующего детонационного двигателя с двухстадийным сгоранием топлива. Рассмотрены преимущества и недостатки различных схем двигателей, аналогичные модели, проблемы проектирования.

Перспективный двигатель, детонационное горение, резонатор, высокочастотные пульсации, конструктивная схема

Одной из главных задач, стоящих при проектировании авиационных двигателей, является повышение тяговой и топливной эффективности самолетов.

Воздушно – реактивные двигатели работающие по циклу $p = \text{const}$ отличаются, той особенностью, что они имеют сравнительно узкий диапазон применения по режимам полета, в пределах которых обеспечивается приемлемая тягово – экономическая эффективность каждого из них. Поэтому для обеспечения двигателями всего самолетного парка требуется иметь большое многообразие двигателей, отличающихся друг от друга не только размерностью, но также схемами и расчетными параметрами рабочего процесса.

Основной особенностью развития авиационных газотурбинных двигателей является то, что повышение значений температуры газов перед турбиной $T_{г^*}$ и суммарной степени сжатия $\pi_{к^*}$ возможно либо при увеличении числа ступеней турбомашин, либо при увеличении окружной скорости в компрессорных и турбинных ступенях. Также увеличение значения $\pi_{к^*}$ возможно при повышении напорности ступеней компрессора.

На сегодняшний день практически исчерпаны возможности дальнейшего повышения $\pi_{к^*}$ и $T_{г^*}$, что объясняется ограничением по существующим материалам, используемым при производстве авиационных газотурбинных двигателей и многими другими причинами.

Одним из возможных путей повышения экономичности авиационных двигателей является переход от цикла с подводом тепла при посто-

янном давлении, к циклу с подводом тепла при постоянном объеме. Обосновано теоретически, что такой переход позволяет повысить термический КПД в 1,3 - 1,5 раза. К двигателям с подводом тепла при постоянном объеме относятся пульсирующие двигатели. Но попытки практической реализации пульсирующих двигателей, работающих по циклу $V = \text{const}$, предпринимались неоднократно на протяжении ряда десятилетий, неизменно заканчивались неудачами. Это объясняется сложностью устройства, инерционностью, низкой пропускной способностью и надежностью работы клапанных механизмов таких двигателей, а также относительно малыми скоростями горения топлива при традиционных дозвуковых скоростях его сгорания. Это все приводит в свою очередь к высоким тепловым и вибрационным нагрузкам, значительному уровню шума, низкой надежности таких двигателей.

В последние годы в связи с открывшимися возможностями использования управляемого детонационного сгорания топлива, существенно повысили интерес к пульсирующим детонационным двигателям. Об этом свидетельствуют появившиеся в печати многочисленные публикации, патенты и проекты пульсирующих детонационных двигателей 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 полусферического объема, и отпадает необходимость в выпускных клапанах.

Несмотря на многообразие предлагаемых схем пульсирующих двигателей, всем им свойственно использование классических детонационных труб значительной длины и механических клапанов, обеспечивающих периодическую подачу рабочего тела [1]. Этим, в конечном итоге, объясняется относительно низкая частота пульсаций, что приводит к снижению среднеинтегральных тяговых характеристик двигателя в целом и всем вышеуказанным недостаткам классических ПуВРД.

В основе расчетных исследований детонационного сгорания лежит разработанная ранее методика [2] расчета работы и термического КПД двигателей, использующих цикл с детонационным сгоранием топлива. Цикл детонационного сгорания топлива с предварительным повышением давления рабочего тела перед подачей его тяговые модули представлен на рис. 1 в $T - S$ координатах (сплошные линии). Он состоит из четырех процессов: процесса 1-2 – предварительного адиабатического повышения давления топлива – воздушной смеси перед подачей ее в тяговые модули; процесса 2-3 – подвода теплоты q_1 в детонационной волне сгорания; 3-4 – адиабатического расширения продуктов сгорания до атмосферного давления и процесса 4-1 отвода теплоты q_2 в окружающую атмосферу.

На рис. 1 для сравнения изображены в $T - S$ координатах также циклы Брайтона ($p = \text{const}$) и Гемфри ($V = \text{const}$) при равенстве подводимой теплоты q_1 и одинаковые значения параметра $\pi = p_2/p_1$, характеризующего степень предварительного повышения давления воздуха перед его подачей в тяговые модули.

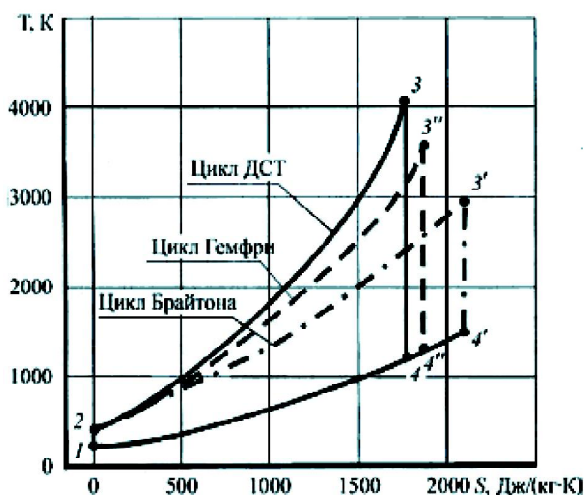


Рис. 1. Термодинамический цикл ДСТ и его сравнение с циклами Брайтона и Гемфри

Для расчета цикла детонационного сгорания топлива нужно знать параметры и условия подвода теплоты в процессе 2-3.

В данной статье рассматривается оригинальная схема пульсирующего детонационного двигателя (ПудД) с высокочастотным резонатором, отличающаяся отсутствием каких-либо механических клапанов и прерывистых запальных устройств [3,4].

Пульсирующий процесс осуществляется за счет возбуждения резонансных высокочастотных автоколебаний в газодинамическом резонаторе, периодически заполняемый специально подготовленной экзотермически активной топливовоздушной смесью, а выделение тепла, увеличивающее амплитуду этих колебаний, происходит в пересеченных детонационных волнах, формируемых в резонаторе. Сочетание высокой частоты пульсаций и малых размеров является основным отличием и достоинством пульсирующего детонационного двигателя предлагаемой схемы.

Схемно-конструктивная проработка различных вариантов силовых установок с ПудД заключается в расчетах тяговых характеристик, газодинамических и геометрических параметров основных элементов, их эскизном проектировании и весовой оценке и, в конечном счете, в формировании конструктивного облика с учетом установки ПудД на рассматриваемом ЛА. Такая двигательная установка может включать в себя, например, ПудД выполненный в виде блока отдельных тяговых модулей (ТМ) [5].

Главными элементами рассматриваемого двигателя являются его тяговые модули (рис. 2). В ТМ, схема которых показана в [6], подается сжатый воздух, отбираемый из-за компрессора (или подогретый газ, если тяговые модули устанавливаются на выходе из турбины). Каждый ТМ состоит из реактора и резонатора. В ряде случаев тяговые модули могут быть снабжены эжекторными усилителями тяги (ЭУТ).

Нами рассматриваются тяговые модули особой схемы, в которых возбуждение детонационного горения топлива осуществляется в газодинамическом резонаторе. В реакторе, в который попадает практически все топливо G_t и только часть воздуха G_{v1} , осуществляется первая стадия процесса горения: частичное сжигание топлива, необходимое для его конверсии – разложение на химически активные составляющие. Этот процесс осуществляется за счет экзотермических реакций, происходящих в переобогащенной топливовоздушной смеси (ТВС).

Затем эта ТВС перемешивается с воздухом G_{v2} , подаваемым в обход реактора и обедняется для осуществления второй (основной) стадии процесса горения – детонационного сгорания топлива.

Окончательно подготовленная ТВС поступает в резонатор через специальное кольцевое сопло.

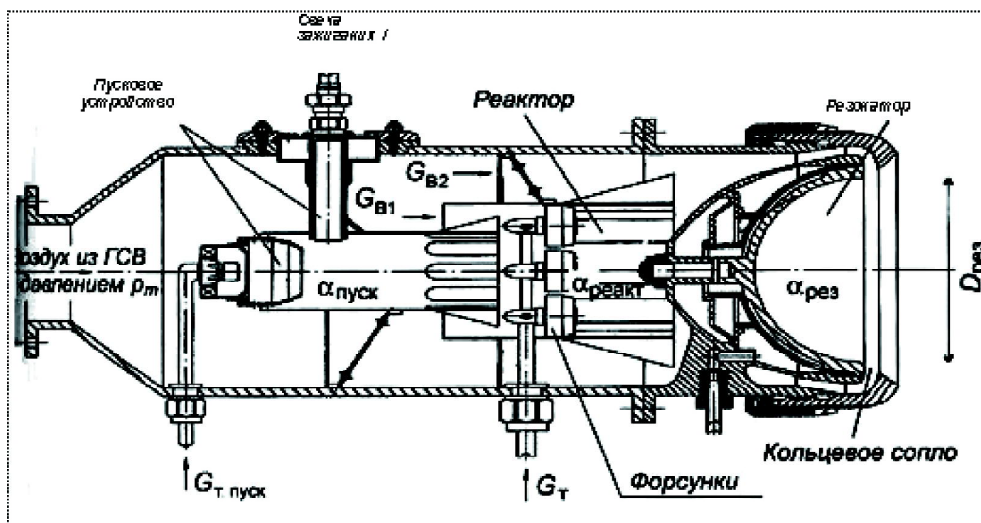


Рис. 2. Высокочастотный пульсирующий тяговый модуль ПудД

В резонаторе, например, имеющем полусферическую форму (рис.3), осуществляется ударно – волновое инициирование детонационного горения. В нем возникают высокочастотные пульсации давления и температуры. При этом происходит значительное локальное повышение давления и температуры в газодинамическом “фокусе” резонатора, которое оказывается достаточным для самовоспламенения и детонационного сгорания подготовленной ТВС.

В каждом одиночном цикле после опустошения полости резонатора в ней возникает волна разряжения, способствующая заполнению резонатора новым зарядом ТВС. Опытно установлено, что волна разряжения способствует подосу воздуха в резонатор из окружающей атмосферы, что вызывает некоторое повышение тяги за счет присоединения к реактивной струе дополнительной массы воздуха.

Влияние условий полета на устойчивость и стабильность рабочего процесса ПудД еще в пол-

ной мере не исследовано. Однако во время испытаний в барокамере было установлено, что при условии постоянства давления на входе в тяговые модули, снижение давления P_n в барокамере (имитация условий полета) не вызвало заметного изменения параметров и характеристик тяговых модулей. В то время как при изменении постоянства давления на входе в тяговые модули устойчивость нарушалась. Следовательно, рассматриваемые тяговые модули при условии постоянства давления на входе в них могут сохранять свою работоспособность в различных условиях полета.

Разработка детонационного двигателя является новым направлением в развитии авиадвигателестроения, заслуживающим особого внимания.

Результаты проведенных расчетно - теоретических исследований и стендовых модельных испытаний [7,8] дают основание рассчитывать на существенное улучшение тягово-экономических

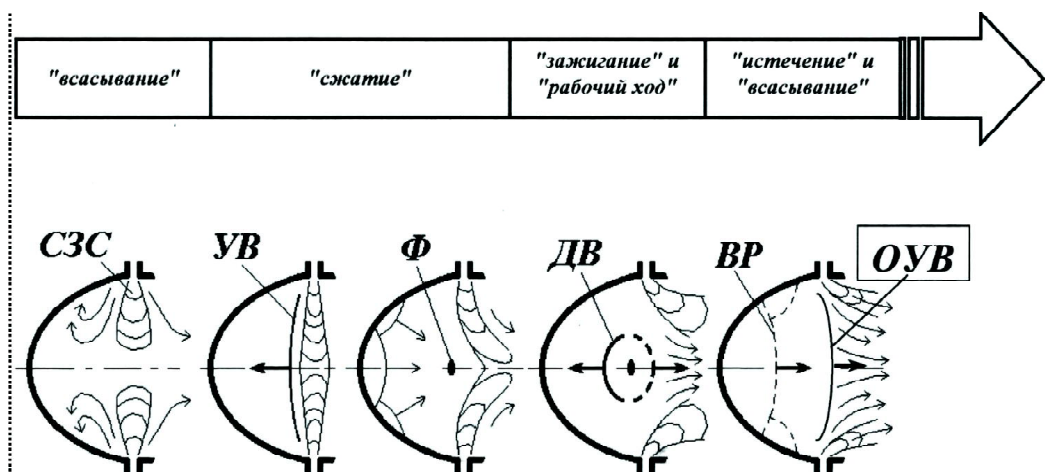


Рис. 3. Физическая модель рабочего процесса в резонаторе

и массогабаритных показателей, упрощение конструкции, снижение стоимости таких двигателей в сравнении с существующими ГТД.

Перечень ссылок

1. Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний по созданию перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор) / Под общей редакцией д.т.н. В.А. Скибина, к.т.н. В.И. Солонина. – Москва.: ЦИАМ, 2004. – 424 с.
2. Нечаев Ю. Н. Расчет термодинамического цикла и удельных параметров пульсирующих детонационных двигателей // Общероссийский научно – технический журнал “Полет”. 2006. №11.
3. Пушкин Р. М., Тарасов А. И. Способ получения тяги и устройство для получения тяги. Патент СССР № 1672933 от 22.04.91г., с приоритетом от 30.11.89г.
4. Антоненко В. Ф., Пушкин Р.М., Тарасов А.И. и др. Способ получения тяги и устройство для

его осуществления. Патент РФ №2034996 от 10.05.95г., с приоритетом от 11.10.93г.

5. Анакин А. Т., Близнюк В. И., Тарасов А. И. и др. Летательный аппарат с комбинированной двигательной установкой. Патент РФ №2130407 от 20.05.99г., приоритет от 14.04.98г.

6. Нечаев Ю. Н. Параметрические исследования характеристик тяговых модулей пульсирующих детонационных двигателей // Общероссийский научно – технический журнал “Полет”. 2008. №12.

7. Левин В. А., Нечаев Ю. Н., Тарасов А. И. Новый подход к организации рабочего процесса пульсирующих детонационных двигателей // “Химическая физика”, т.20, 2001. №6

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

Поступила в редакцию 28.05.2010 г.

A.I. Tarasov, V.A.Shchipakov

USING PULSE DETONATION TECHNOLOGY TO INCREASE TRACTION THE EFFICACY ENGINES

Сьогодні практично вичерпано можливості подальшого покращення характеристик авіаційних газотурбінних двигунів, що зумовлено обмеженнями існуючих матеріалів, які використовуються при виробництві ГТД та багатьма іншими причинами. Тому перспективи використання детонаційного згорання палива, які відкрилися в останні роки, суттєво підняли інтерес до двигунів періодичного згорання. В статті приводиться опис перспективної схеми пульсуючого детонаційного двигуна із двохстадійним згоранням палива. Розглянуто переваги і недоліки різних схем двигунів, аналогічні моделі, проблеми проектування.

Перспективний двигун, детонаційне згорання, резонатор, високочастотні пульсації, конструктивна схема

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.

Perspective engine, pulse engine, detonating combustion, resonator