

УДК 621.515

А.И. ТАРАСОВ¹, В.А. ЩИПАКОВ^{1,2}¹ ОАО «НПО «Сатурн» НТЦ им. А. Люльки, Москва, Россия² Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, Россия

ПРОБЛЕМЫ СОЗДАНИЯ ГАЗОТУРБИННОГО ПУЛЬСИРУЮЩЕГО ДЕТОНАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ

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. В детонационных волнах процесс сгорания топливовоздушной смеси осуществляется практически мгновенно, чем обеспечивается возможность значительного повышения давления в камерах сгорания, имеющих форму полузамкнутого объема, и отпадает необходимость в выпускных клапанах. Поэтому, перспективы использования детонационного сгорания топлива, открывшиеся в последние годы, существенно повысили интерес к двигателям периодического сгорания.

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

Введение

Проблема создания реактивных двигателей, использующих цикл с подводом тепла при постоянном объеме (цикл Гемфри), издавна привлекала внимание изобретателей и исследователей, работающих в области двигателей внутреннего сгорания. В цикле Гемфри изначально заложена возможность значительного повышения давления в процессе сгорания топлива, вследствие чего либо совсем не требуется предварительное сжатие топливовоздушной смеси перед ее подачей в камеру сгорания либо можно ограничить применением компрессора со значительно меньшей степенью повышения давления, чем у ГТД, использующих цикл с подводом тепла при постоянном давлении (цикл Брайтона). При этом, как показали результаты теоретических исследований, переход от цикла Брайтона к циклу Гемфри может обеспечить повышение термического КПД цикла на 30–50% и более.

На сегодняшний день практически исчерпаны возможности дальнейшего улучшения характеристик авиационных газотурбинных двигателей, 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 [1].

Новый подход к созданию ПДД

Пульсирующие детонационные двигатели нового типа, как устройства для получения реактивной тяги, не имеющие аналогов в мировой практике, были впервые предложены, испытаны и запатентованы Р.М. Пушкиным и А.И. Тарасовым в 1991 г. [2 – 4].

Основными ведущими предприятиями, участвующими в разработке создания ПДД, являлись: НТЦ им. А. Люльки ОАО «НПО «Сатурн» и ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, в которых были созданы испытательные стенды и проведен широкий круг параметрических экспериментальных и теоретических исследований тяговых модулей пульсирующих двигателей в широком диапазоне изменения их геометрических и газодинамических параметров. Завершился этот этап исследований показательными демонстрационными испытаниями, которые проводились на стенде НТЦ им. А. Люльки в 2004г. Эти испытания не только подтвердили хорошую работоспособность этих двигателей, но и продемонстрировали высокие значения их удельных параметров, обеспечивающие преимущества в тягово-экономических характеристиках силовых установок с этими двигателями в пределах 30-50 и более % в сравнении с существующими традиционными ТРД.

Так, например, для существующих ТРД с $\pi_k^* = 30$, эквивалентны турбокомпрессорные пульсирующие детонационные двигатели ТКПДД имеющие $\pi_k^* = 7-9$. Поэтому для реализации терми-

ческого КПД свойственных для современных ТРД (порядка 0,5), можно у ТКПДД иметь существенно более низкие величины π_k^* и не потребуются высоконапорные компрессоры, применяемые в существующих ТРД. Встает вопрос о необходимости создания нового более дешевого, экономичного турбокомпрессора. Физически это объясняется тем, что сгорание топлива в детонационных волнах и подвод теплоты в них осуществляется у ТКПДД при значительно больших давлениях и температурах не за компрессором, а в блоке газодинамических резонаторов. Поэтому при более высоких значениях термического КПД их термодинамического цикла, близкого к циклу с подводом теплоты при постоянном объеме.

Тяговые модули являются основными составляющими элементами ТКПДД различных схем. Тщательные экспериментальные и теоретические исследования, проводившиеся на протяжении нескольких лет в НТЦ им. А.Люльки и ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, направленные на оптимизацию газодинамического и конструктивного облика, позволили улучшить основные тягово-экономические характеристики и уточнить условия и области практического применения таких двигателей. Было установлено, что кроме основной области применения – в качестве устройств для детонацион-

ного сгорания топлива, важное практическое значение имеет область режимов их работы в качестве реактивных сопел особого ударно-волнового типа (без сжигания топлива в резонаторе). Возможность применения тяговых модулей как сопловых устройств была обнаружена в НТЦ им. А.Люльки при проведении воздушных продувок тяговых модулей без подачи топлива в резонатор.

Экспериментальные модели ТКПДД, 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.

Там же приведена аналогичная расчетная зависимость для идеального сопла Лавала (рис. 1). Видно, что для заданного размера резонатора существует область, где значения силы тяги модели превышают значения, полученные для сопла Лавала. в той же области давления на входе.

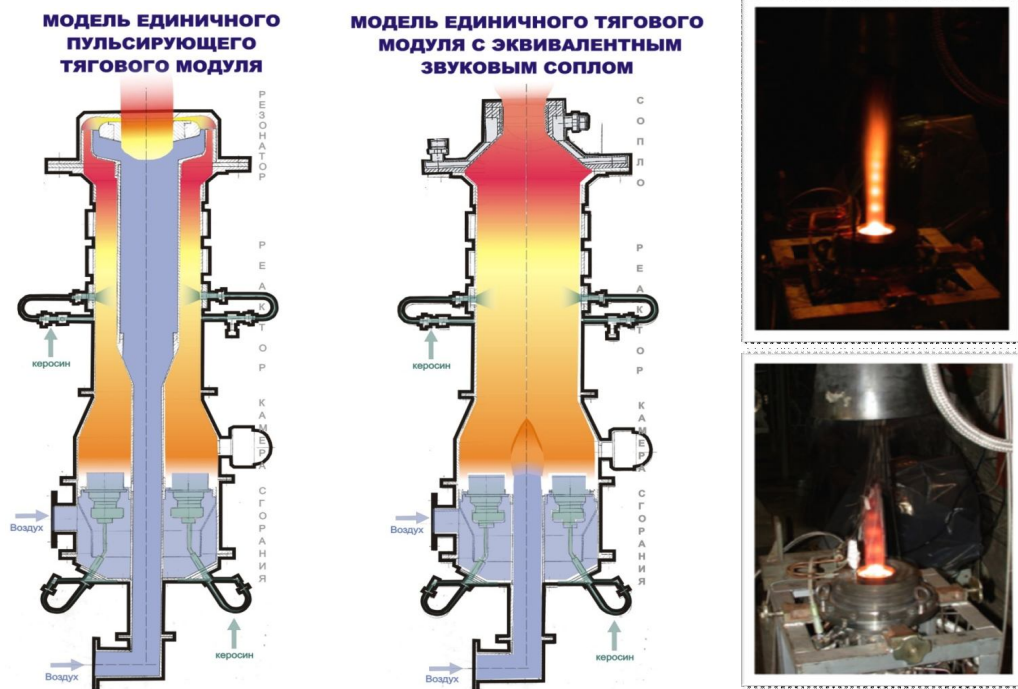


Рис. 1. Различные конфигурации резонаторов

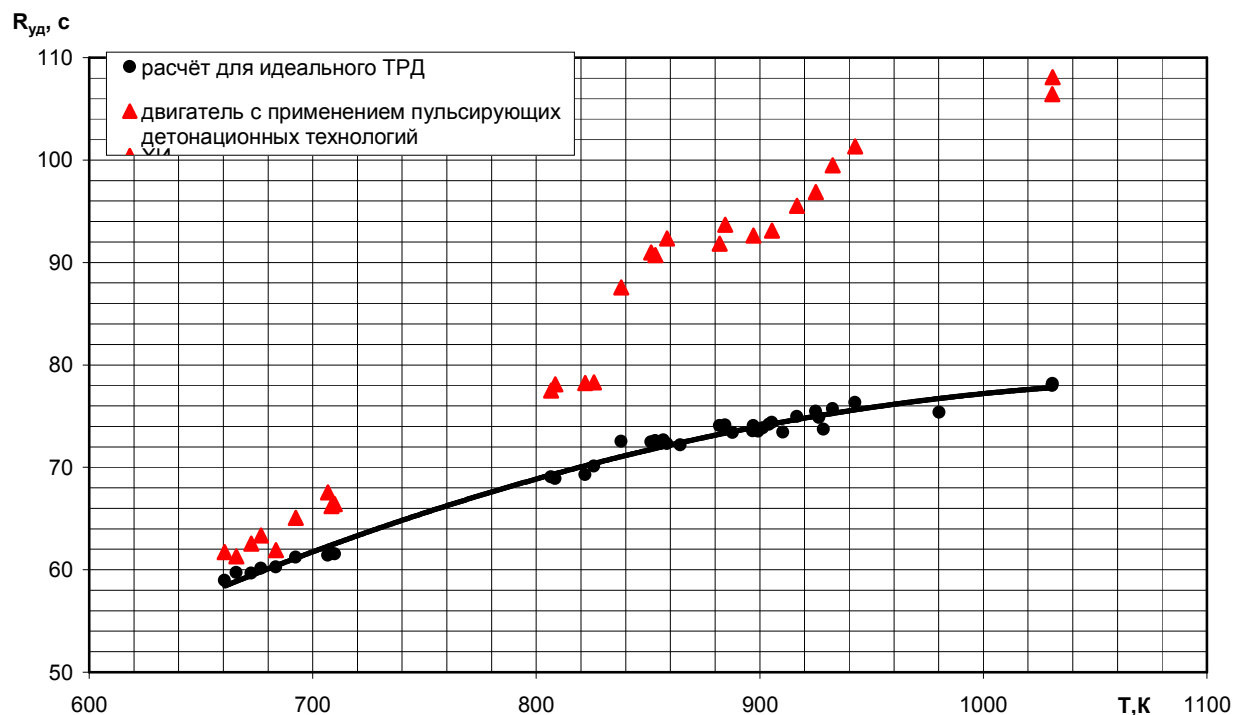


Рис. 2. Зависимость удельной тяги от температуры на входе в резонатор

На рис. 2 представлены экспериментальные зависимости удельной тяги от температуры на выходе в резонатор [5].

При высоких температурах и давлениях подаваемого воздуха прирост тяги в сравнении с тягой сопла Лавалья достигал 60-70%.

Это явление можно объяснить присоединением дополнительной массы воздуха к реактивной струе из окружающей атмосферы и созданием дополнительной тяги при его истечении.

Практическое использование этого явления открывает возможности простой и дешевой модернизации существующих двигателей – за счет замены обычных сопел на резонансно-пульсирующие сопла нового типа.

На основании результатов проведенных расчетно-теоретических исследований и стендовых модельных испытаний [6, 7] в НТЦ им А. Люльки дают основание рассчитывать на существенное улучшение тягово-экономических и массогабаритных показателей, упрощение конструкции, снижение стоимости таких двигателей в сравнении с существующими ГТД.

К настоящему времени проработаны различные схемы газогенераторов совместно с блоками газодинамических резонаторов.

На рис. 3 представлены возможные схемы построения пульсирующих детонационных двигателей на базе турбокомпрессорных агрегатов.

Выводы

Разработанный ТКПДД новой схемы может получить реальное применение в составе силовых установок самолетов различных типов, поскольку он обеспечивает лучшие тягово-экономические и габаритно-массовые характеристики по сравнению с существующими авиационными двигателями.

Тяговые устройства таких ТКПДД в модульном исполнении отличаются универсальностью и могут быть использованы на всех типах летательных аппаратов.

Одним из наиболее надежных путей обеспечения стабильности работы тяговых устройств ТКПДД в условиях полета является поддержание постоянного давления воздуха на входе. Этим определяется в значительной мере облик и условия регулирования газогенераторов для таких двигателей.

Учитывая высокую экономичность, малый вес и габариты тяговых устройств ТКПДД и систем подвода к ним сжатого воздуха, целесообразна в ближайшей перспективе разработка комбинированных силовых установок на основе интеграции существующих авиационных газотурбинных двигателей различных типов с тяговыми устройствами ТКПДД, используемыми в качестве усилителей тяги, для решения ряда частных задач (замена форсажных камер сгорания, подъемных двигателей).

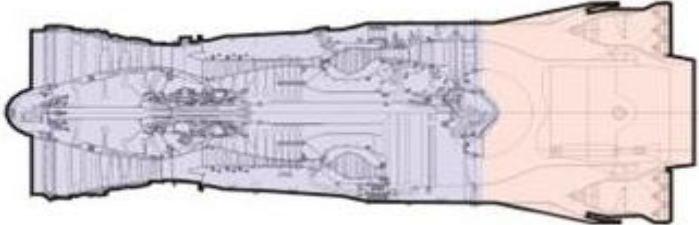
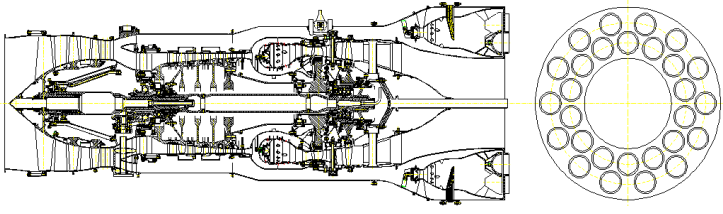
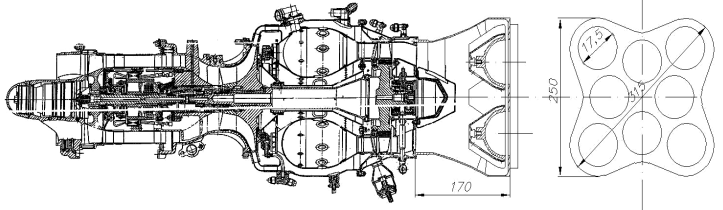
Конструктивная схема двигателя с блоком газодинамических резонаторов	Двигатель-прототип	Основные параметры двигателя-прототипа	Основные параметры двигателя с блоком газодинамических резонаторов
	Турбореактивный двигатель с пульсирующей ФК (на базе изд. АЛ-31Ф)	Суд=1,98 кг/кг*час R= 12500 кгс (форсажный режим)	Суд=1,24 кг/кг*час R=16000 кгс (форсажный режим)
	Турбореактивный двигатель с установкой ТМ в наружном контуре (на базе изд. АЛ-55)	Суд=2,27 кг/кг*час R=2700 кгс (форсажный режим)	Суд=1,18 кг/кг*час R=3300 кгс (форсажный режим)
	Турбокомпрессорный ПДД на базе газогенератора изд. МД-120	R= 122кгс (без форсажный режим)	R=230кгс (без форсажный режим)

Рис. 3. Конструктивные схемы двигателей с блоком газодинамических резонаторов

Литература

1. Тарасов, А.И. Перспективы использования пульсирующих детонационных технологий в турбореактивных двигателях [Текст] / В.А. Щипаков, А.И. Тарасов // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2011. – № 9 (86). – С. 46 – 50.
2. Пат. СССР № 1672933 от 22.04.91г., с приоритетом от 30.11.89 г. Способ получения тяги и устройство для получения тяги / Пушкин Р.М., Тарасов А.И. – 5 с.
3. Пат. СССР №1796040 от 8.10.92г., с приоритетом от 22.07.91г. Устройство для получения тяги / Левин В.А., Пушкин Р.М., Тарасов А.И. и др. – 7 с.
4. Пат. Российская Федерация №2034996 от 10.05.95г., с приоритетом от 11.10.93г. Способ получения тяги и устройство для его осуществления /

Антоненко В.Ф., Пушкин Р.М., Тарасов А.И. и др. – 6 с.

5. Марчуков, Е.Ю. Результаты стендовых испытаний [Текст] / Е.Ю. Марчуков, С.В. Евстигнеев, А.И. Тарасов // *Материалы доклада на конференции пульсирующих детонационных двигателей*. – ЦИАМ. – 10-11 ноября 2009 г. – С. 122 – 124.
6. Левин, В.А. Новый подход к организации рабочего процесса пульсирующих детонационных двигателей [Текст] / В.А. Левин, Ю.Н. Нечаев, А.И. Тарасов // *Химическая физика*. – 2001. – Т. 20, № 6. – С. 48 – 52.
7. Нечаев, Ю.Н. Результаты экспериментальных исследований керосиновоздушных пульсирующих детонационных двигателей и вопросы их практического применения [Текст] / Ю.Н. Нечаев, А.С. Полев, А.И. Тарасов // *Химическая физика*. – 2003. – Т. 22, №8. – С. 56 – 61.

Поступила в редакцию 30.05.2012

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

ПРОБЛЕМЫ СТВОРЕННЯ ГАЗОТУРБІННОГО ПУЛЬСУЮЧЕГО ДЕТОНАЦІЙНОГО ДВИГУНА

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.

PROBLEMS OF CREATION PULSE DETONATION GAS TURBINE ENGINES

A.I. Tarasov, V.A. Shchipakov

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. 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.

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 ОАО «НПО «Сатурн» НТЦ им. А. Люльки», Москва, Россия; аспирант кафедры «Теория и расчет ВРД» Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, Россия.