

УДК 621.515

Проблемы создания газотурбинного пульсирующего детонационного двигателя

Щипаков В. А.

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), МАИ,

Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия

e-mail: Vova_beavis@mail.ru

Аннотация

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 полузакнутого 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 1991г. [2,3,4].

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 термического 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 детонационного 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 Лавалея рис.1. Видно, что для заданного размера резонатора существует область, где значения силы тяги модели превышают значения, полученные для сопла Лавалея в той же области давления на входе.

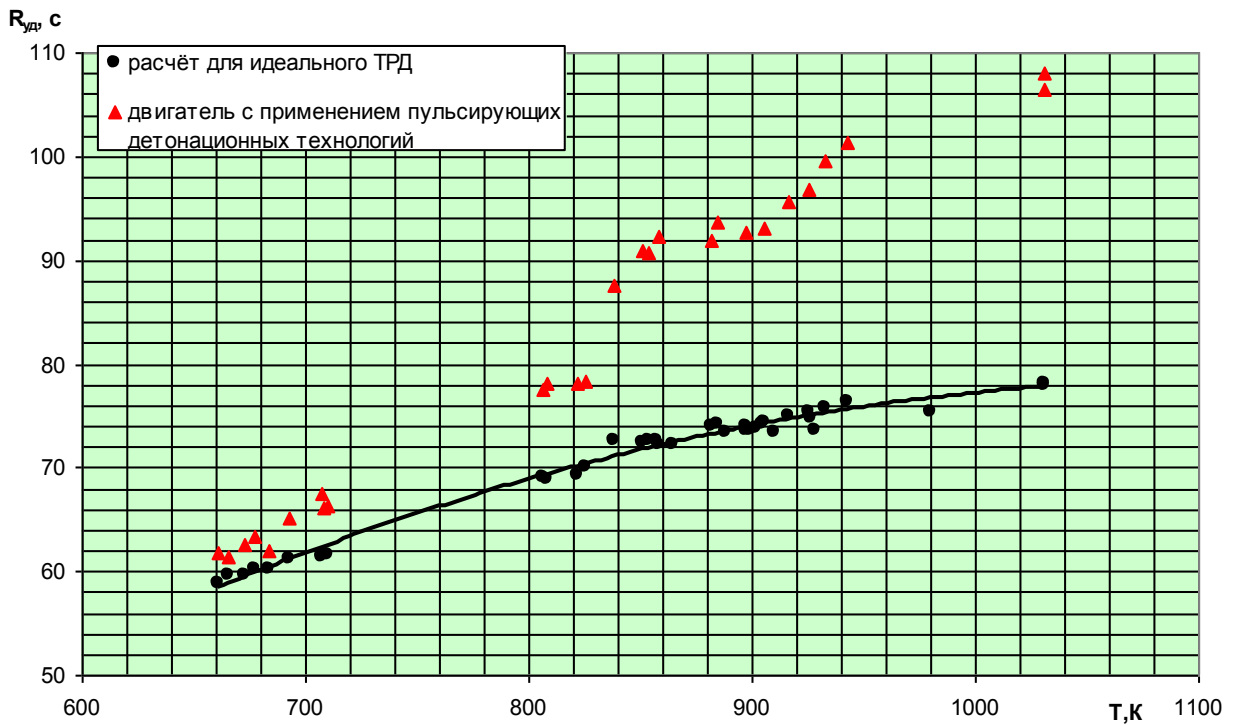
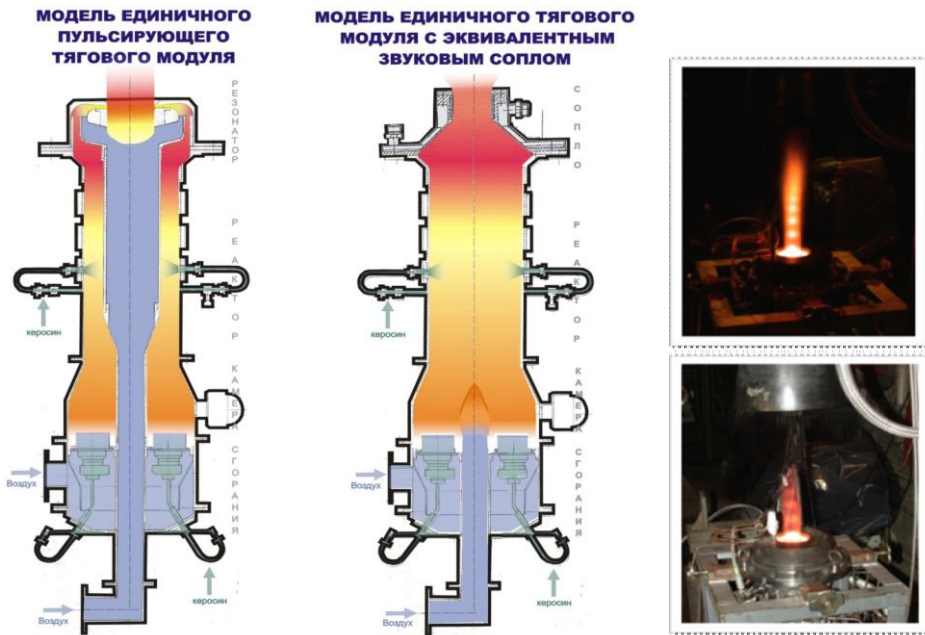


Рисунок 1. Различные конфигурации резонаторов

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

На рисунке 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 Лаваля 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.

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).

Работа выполнена при поддержке Минобрнауки РФ.

Библиографический список

1. Щипаков В.А., Тарасов А.И. Перспективы использования пульсирующих детонационных технологий в турбореактивных двигателях // "Авиационно-космическая техника и технология", 2011 №9(86), с 46-50.
2. 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.
3. Левин В. А., Пушкин Р. М., Тарасов А. И. и др. Устройство для получения тяги. Патент СССР №1796040 от 8.10.92г., с приоритетом от 22.07.91г.
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. Марчуков Е. Ю., Евстигнеев С.В., Тарасов А. И., "Результаты стендовых испытаний". Материалы доклада на конференции пульсирующих детонационных двигателей. ЦИАМ, 10-11 ноября 2009г. С 122-124.
6. Левин В. А., Нечаев Ю. Н., Тарасов А. И. Новый подход к организации рабочего процесса пульсирующих детонационных двигателей // "Химическая физика", т.20, 2001. №6, с 48-52.
7. 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, с.85-90