

УДК 621.515

А.И. ТАРАСОВ<sup>1</sup>, И.А. ХОТЕЕНКОВ<sup>1,2</sup><sup>1</sup> ОАО «НПО «Сатурн» НТЦ им. А. Люльки, Москва, Россия<sup>2</sup> Московский Авиационный Институт, Москва, Россия

## МОДЕЛЬ ДВИГАТЕЛЯ С ДВУХСТАДИЙНЫМ СГОРАНИЕМ ТОПЛИВА

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 модели двигателя с двухстадийным сгоранием топлива. Рассмотрены преимущества и недостатки различных схем двигателей, аналогичные модели, проблемы проектирования.

**Ключевые слова:** перспективный двигатель, двухстадийное сгорание топлива, детонационное горение, резонатор, высокочастотные пульсации, конструктивная схема.

### Введение

Одной из главных задач, стоящих при проектировании авиационных двигателей, является повышение топливной эффективности самолетов. Она оценивается расходом топлива в граммах на один тонно-километр пути транспортируемого груза. Этот параметр зависит как от аэродинамического и конструктивного совершенства планера самолета, так и, главным образом, от экономичности силовой установки, характеризующейся удельным расходом топлива.

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.

В связи с этим в последние годы наметилась тенденция к исследованию и развитию принципиально новых схем силовых установок, которые могли бы составить конкуренцию существующим ныне авиационным газотурбинным двигателям.

Исследования проводятся в двух основных направлениях: разработка новых схем двигателей с подводом тепла при постоянном давлении и разра-

ботка двигателей с подводом тепла при постоянном объеме.

Первое направление – это улучшение характеристик газотурбинных двигателей традиционных схем путем увеличения числа управляемых параметров проточной части этих двигателей.

Второе направление – разработка двигателей с изменением самой схемы в зависимости от условий полета, которое осуществляется путем применения дополнительных газогенераторов, компрессоров, камер сгорания и специальных переключающих устройств.

Несмотря на видимый положительный эффект от применения указанных двигателей они не получили особенного развития, что обусловлено сложностью конструкции и сложностью схемы регулирования, которые значительно влияют на массу, экономические характеристики и безотказность работы этих двигателей.

### Результаты исследований

Улучшить характеристики двигателей позволил переход от цикла с подводом тепла при постоянном 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 и двигатели с двухстадийным сгоранием топлива.

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 топливоздушной смеси осуществляется практически мгновенно, чем обеспечивается возможность значительного повышения давления в камерах сгорания, имеющих форму полузамкнутого объема, и отпадает необходимость в выпускных клапанах.

Но, как показывает анализ имеющихся публикаций, несмотря на многообразие предлагаемых схем двигателей, всем им свойственно использование в качестве резонансных устройств детонационных труб значительной длины и наличие клапанов на всасывании.

Двигатель с двухстадийным сгоранием топлива рассматриваемый в данной работе отличается отсутствием каких-либо механических клапанов и прерывистых запальных устройств. Пульсирующий процесс осуществляется за счет возбуждения резонансных высокочастотных автоколебаний в газоди-

намическом резонаторе, периодически заполняемый специально подготовленной экзотермически активной топливоздушной смесью, а выделение тепла, увеличивающее амплитуду этих колебаний, происходит в пересжатых детонационных волнах, формируемых в резонаторе (рис. 2, 3). Сочетание высокой частоты пульсаций и малых размеров является основным отличием и достоинством двигателя с двухстадийным сгоранием топлива предлагаемой схемы.

Конструктивная схема одной из возможных моделей для проведения таких исследований показана на рис. 4.

Она отличается оригинальностью устройства реактора. Активация ТВС достигается в ней путем специальной конверсии топлива, осуществляемой за счет предпламенных экзотермических реакций, осуществляемых при минимальном выделении тепла. С этой целью воздух, поступающий в реактор, разделен на три потока в соотношении 10×30×60 %.

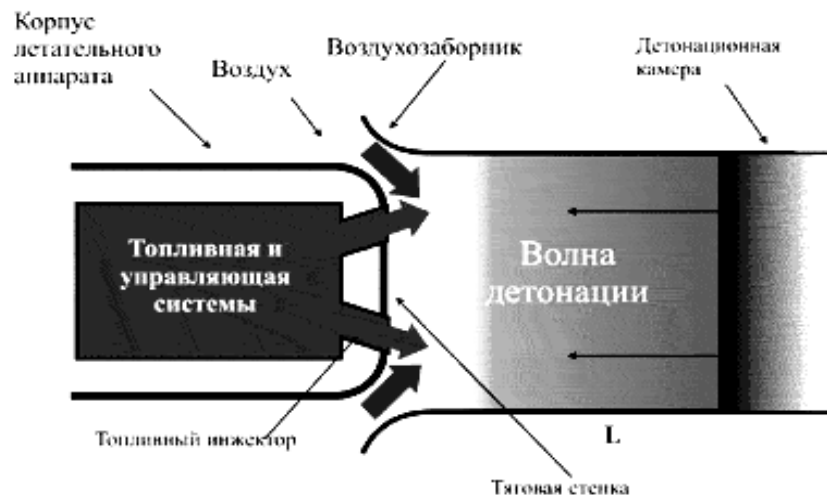


Рис. 1. Принципиальная схема пульсирующего детонационного двигателя

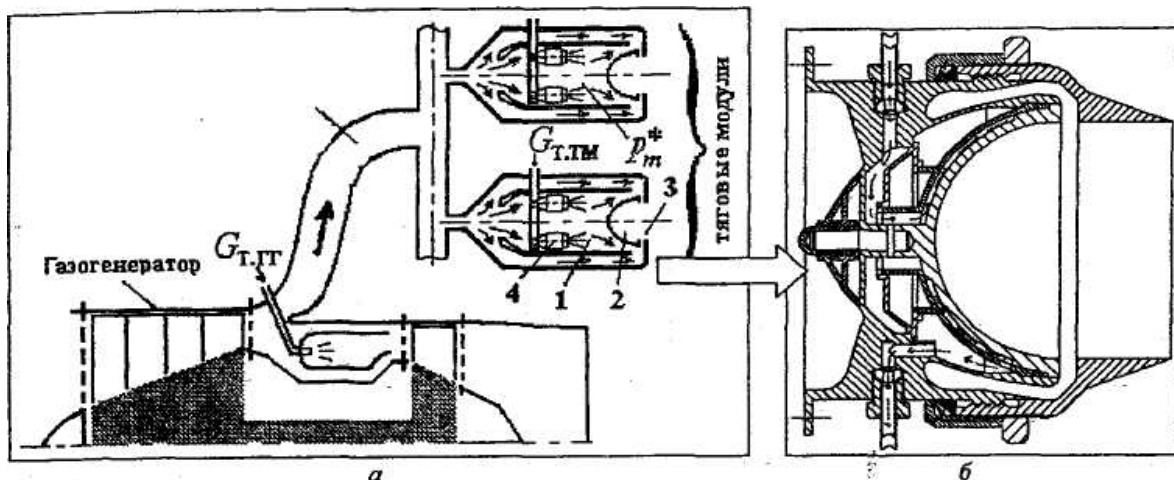


Рис. 2. Схема устройства двигателя с двухстадийным сгоранием топлива: а – газогенератор с тяговыми модулями (1 – реактор; 2 – резонатор; 3 – кольцевое сопло; 4 – топливный смеситель); б – резонатор в сборе

Первичный поток воздуха с расходом ~10 % подается в центральную часть реактора. Он является вспомогательным и служит для облегчения розжига и предварительного подогрева вторичного воздуха перед основными топливными форсунками. Величина коэффициента избытка воздуха  $\alpha$  в первичной зоне назначается около 1,1, чем обеспечивается температура ~2000 К. Эта разогретая струя газа перед основными топливными

форсунками перемешивается с вторичным воздухом в количестве, необходимом для получения  $\alpha=0,35...6,40$ , и этим обеспечивает подогрев вторичного воздуха до температуры ~ 900 К. Основное топливо впрыскивается в эту вторичную зону разогретой смеси, где и осуществляется его конверсия, в результате которой температура смеси достигает значений, не превышающих 1000...1100 К.

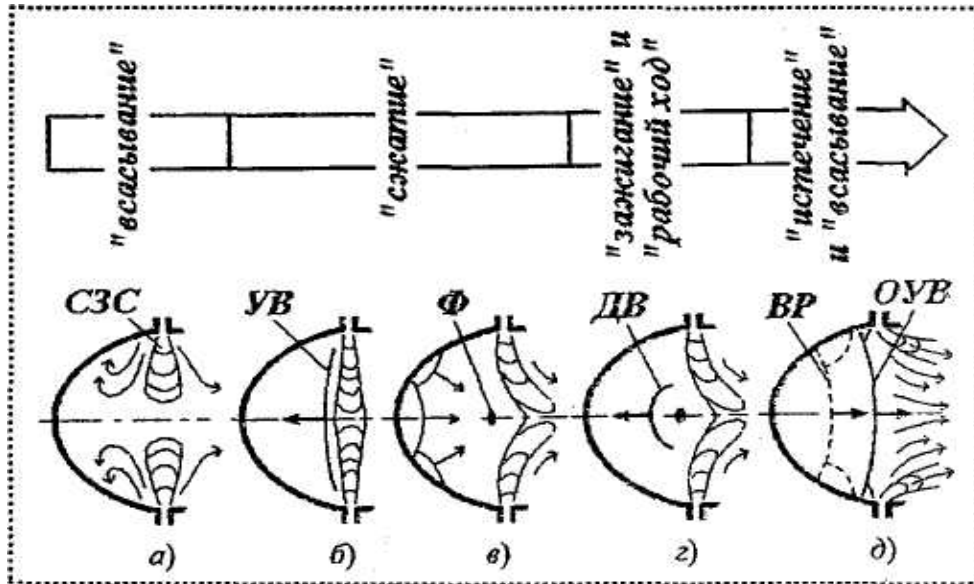


Рис. 3. Физическая модель рабочего процесса в резонаторе

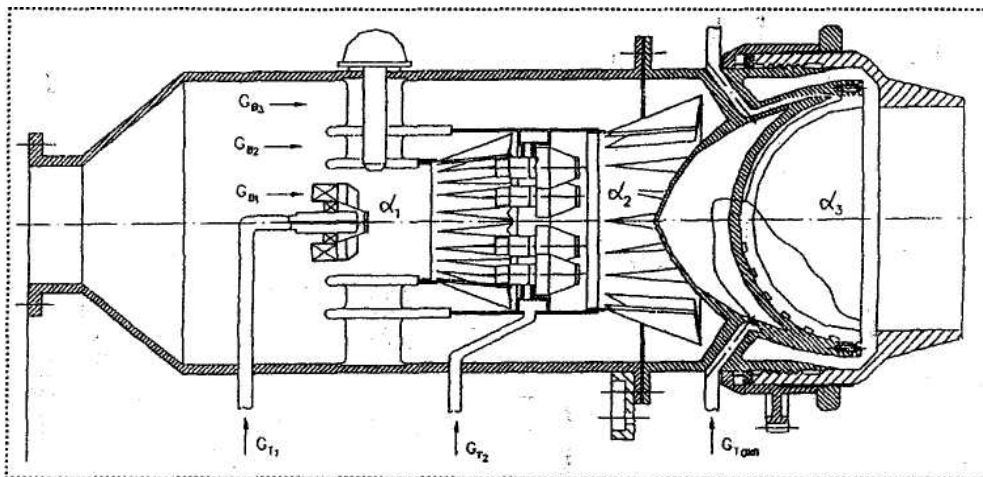


Рис. 4. Модель двигателя с двухстадийным сгоранием топлива

Третичный воздух в количестве ~60 %, подаваемый через внешний кольцевой канал, перемешивается с продуктами неполного сгорания. Происходит резкое снижение температуры смеси до ~700...750 К и ее "замораживание". С такой температурой газовая смесь поступает через кольцевое сопло в резонатор. Она содержит химически активные составляющие  $H_2$ ,  $CO$ ,  $OH$  и др. В области "Ф" резонатора из-за резкого повышения давления и

температуры осуществляется самовоспламенение и инициируется детонационное сгорание экзотермически активной смеси заданного состава. Параметрия данной схемы состоит в возможности изменения: соотношения расходов воздуха в контурах, составов смеси, площади кольцевого сопла и формы выходного насадка. Таким образом, удалось совместить в предлагаемой схеме двигателя с двухстадийным сгоранием топлива высокую эффективность

детонационного процесса в единичных импульсах с большой частотой их повторения, что продемонстрировано на технически приемлемом уровне при испытаниях экспериментальных моделей.

При диаметре резонатора 70 мм зафиксирована частота повторения импульсов 24...25 кГц, что делает работу таких двигателей практически бесшумной. При этом повышение давления в процессе сгорания достигает сотен атмосфер. Это дает очень высокую степень последующего расширения продуктов истечения, недостижимую в традиционно применяемых циклах большинства двигателей. Этим определяется более высокая степень преобразования химической энергии топлива в полезную работу. Разработка детонационного двигателя является новым направлением в развитии авиадвиглестроения, заслуживающим особого внимания.

Полученные опытные данные и теоретические исследования дают основание рассчитывать на существенное улучшение тягово-экономических и массогабаритных показателей, упрощение конструкции, снижение стоимости таких двигателей в сравнении с существующими ГТД.

## Литература

1. Марчуков Е.Ю. Второе рождение реактивных двигателей с периодическим сгоранием топлива / Е.Ю. Марчуков, Ю.Н. Нечаев, А.С. Полев, А.И. Тарасов // *Фундаментальные и прикладные проблемы космонавтики*. – 2002. – № 12.
2. Levin V.A. A new approach to organizing operation cycles in pulsed detonation engines High-Speed Deflagration and Detonation / V.A. Levin, J.N. Netchaev, A.I. Tarasov. – ELEX-KM Publishers, Moscow, 2001.
3. Власенко В.В. Состояние и проблемы разработки детонационного пульсирующего ВРД / В.В. Власенко, В.В. Иванов, Н.Х. Ремеев, Р.А. Хакимов // *Всероссийская НТК «Фундаментальные проблемы аэротермодинамики силовых установок летательных аппаратов»*. – М.: ЦАГИ, 1999.
4. Работы ведущих авиадвиглестроительных компаний по созданию перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор) / Под общ. ред. д.т.н. В.А. Скибина, к.т.н. В.И. Солонина. – М.: ЦИАМ, 2004. – 424 с.

Поступила в редакцию 15.05.2009

**Рецензент:** д-р техн. наук, профессор кафедры «Конструкция двигателей летательных аппаратов» М.К. Леонтьев, Московский авиационный институт (государственный технический университет), Москва, Россия.

### МОДЕЛЬ ДВИГУНА З ДВОХСТАДІЙНИМ ЗГОРАННЯМ ПАЛИВА

*О.І. Тарасов, І.О. Хотєєнков*

На сьогоднішній день практично вичерпані можливості подальшого поліпшення характеристик авіаційних газотурбінних двигунів, що пояснюється обмеженням за існуючими матеріалами, що використовуються при виробництві ГТД і багатьма іншими причинами. Тому перспективи використання детонаційного згорання палива, що відкрилися останніми роками, істотно підвищили інтерес до двигунів періодичного згорання. У статті приводиться опис перспективної моделі двигуна з двохстадійним згоранням палива. Розглянуті переваги і недоліки різних схем двигунів, аналогічні моделі, проблеми проектування.

**Ключові слова:** перспективний двигун, двохстадійне згорання палива, детонаційне горіння, резонатор, високочастотні пульсації, конструктивна схема.

### MODEL OF THE ENGINE WITH TWO-STAGE COMBUSTION FUEL

*A.I. Tarasov, I.A. Hoteenkov*

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:** perspective engine, two-stage combustion fuel, pulse engine, detonating combustion, resonator.

**Тарасов Алексей Иванович** – д-р техн. наук, Главный конструктор по исследованиям и разработкам ОАО «НПО «Сатурн» НТЦ им. А. Люльки», Москва, Россия.

**Хотєєнков Иван Алексеевич** – начальник стенда ОАО «НПО «Сатурн» НТЦ им. А. Люльки», Москва, Россия; аспирант кафедры «Конструкция двигателей летательных аппаратов» Московский авиационный институт (государственный технический университет), Москва, Россия.