

УДК 621.515

**В.А. ЩИПАКОВ***Компания «ОКБ им. А. Люльки»; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, Россия***РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ  
ТУРБОКОМПРЕССОРНОГО АГРЕГАТА С БЛОКОМ ПУЛЬСИРУЮЩИХ  
ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ РЕЗОНАТОРОВ**

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

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

**Введение**

Одной из главных задач, стоящих при проектировании авиационных двигателей, является повышение тягово-экономических характеристик, а также улучшение их габаритно-массовых параметров. У ГТД традиционных схем снижение  $C_{уд}$  как правило, сопровождается возрастанием лобовых размеров и удельной массы двигателя. И, наконец, воздушно-реактивные двигатели, работающие по циклу  $p=const$ , отличаются той особенностью, что они имеют сравнительно узкий диапазон применения по режимам полета (по  $M_n$  и  $H_n$ ), 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.

Перспективы использования детонационного сгорания топлива, открывшиеся в последние годы, существенно повысили интерес к двигателям периодического сгорания[1].

Одним из возможных путей улучшения экономичности авиационных двигателей является переход от цикла с подводом тепла при постоянном давлении ( $p=const$ ) к циклу с подводом тепла при постоянном объеме ( $v=const$ ). Теоретически доказано, что при таком переходе можно обеспечить повышение термического КПД в 1,3...1,5 раза.

Так, в общей практике проектирования применяются математические модели расчета основных параметров двигателей, но отсутствуют методики совместного расчета основных параметров турбокомпрессорного агрегата с блоком пульсирующих газодинамических резонаторов.

Совершенствование методик расчета различных схем двигателей с блоками пульсирующих газодинамических резонаторов является актуальной научной проблемой.

**Методика для расчета основных параметров турбокомпрессорного агрегата с блоком пульсирующих газодинамических резонаторов**

Для расчета основных параметров тяговых модулей, в качестве исходных данных используются параметры воздуха на выходе из наружного контура двигателя.

$G_{вых.нк}$  – расход воздуха на выходе из наружного контура

$P_{вых.нк}$  – давление на выходе из наружного контура

$T_{вых.нк}$  – температура на выходе из наружного контура

Так же для расчета цикла детонационного сгорания топлива необходимо знать условия подвода теплоты  $q_1$  в детонационной волне сгорания.

Главной целью расчета цикла с детонационным сгоранием топлива является определение величин

$l_{ц}$  и  $\eta_t$ . Работа цикла  $l_{ц}$  характеризует тяговую эффективность цикла, а его термический КПД  $\eta_t$  оценивает термодинамические потери и характеризует экономичность цикла.

1. Определим подвод теплоты.

Подводимая теплота  $q_1$  зависит от теплотворной способности применяемого топлива  $H_u$  и коэффициента избытка воздуха, а в детонационной камере сгорания определяется из соотношения:

$$q_1 = \frac{H_u}{\alpha L_0} \quad (1)$$

2. Затем определяем скорость распространения сверхзвуковой ударной волны по еще несгоревшей топливу – воздушной смеси характеризуется числом  $M_2$ :

$$M_2^2 = A + \sqrt{A^2 + 1}, \quad (2)$$

где  $A = \left(k^2 - 1\right) \frac{q_1}{a_2^2} + 1;$  (3)

$$a_2^2 = kRT_2, \quad (4)$$

где  $T_2 = T_{ввых.нк}$  температура на входе в тяговый модуль;

3. Теперь по известным величинам  $M_2$  и  $q_1$

$$\eta_t = 1 - \frac{C_p T_1}{q_1} \left[ \frac{1}{M_2^2} \left( \frac{1 + kM_2^2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k}} - 1 \right]. \quad (5)$$

4. Работа цикла выводится на основе известного термодинамического соотношения:

$$l_{ц} = q_1 \eta_t. \quad (6)$$

После того как определили работу и КПД цикла можно рассчитать удельные параметры цикла детонационного сгорания топлива – удельную тягу  $R_{уд}$  и удельный расход топлива  $C_{уд}$ .

5. Для расчета величины  $R_{удТМ}$ , для ТМ ПудД выведена формула[3]:

$$R_{удТМ} = \sqrt{2(l_{ц} - l_k) + V_n^2} - V_n, \quad (7)$$

где  $l_k$  работа, сообщаемая воздуху в компрессоре ГСВ;  $V_n$  - скорость полета;

$l_k = C_p (T_{ввых.нк} - T_{вх})$ ,  $T_{вх}$  здесь температура на входе в двигатель;

6. Зная удельную тягу можем определить тягу тягового модуля:

$$R_{ТМ} = R_{удТМ} \cdot G_{ввых.нк} \quad (8)$$

7. Теперь рассчитываем удельный расход топлива в тяговом модуле:

$$C_{удТМ} = \frac{3600}{\alpha L_0 R_{удТМ}}. \quad (9)$$

8. Найдем суммарную тягу двигателя, она складывается из тяги тяговых модулей и тяги через внутренний контур двигателя:

$$R_{\Sigma} = R_{ТМ} + R_{ВК}, \quad (10)$$

где  $R_{ВК}$  – тяга внутреннего контура двигателя и она рассчитывается:

$$R_{ВК} = \left[ (G_{ГВЫХ} \cdot C_c) - (G_{ВДВ} - G_{ВВЫХ.НК}) \cdot V_{п} \right] + (P_{сстат} - P_n) \cdot F_c, \quad (11)$$

где  $C_c$  - скорость истечения из сопла она находится по формуле:

$$C_c = \sqrt{2 \cdot \frac{k}{k+1} R \cdot T_{ГВЫХ.НК}}; \quad (12)$$

$$F_c = \frac{G_{ГВЫХ} \cdot \sqrt{T_{ГВЫХ.НК}}}{P_{ГВЫХ.НК} \cdot q(\lambda) \cdot m_b}; \quad (13)$$

9. После того как смогли определить тягу всего двигателя можем посчитать теперь суммарный удельный расход двигателя с тяговыми модулями:

$$C_{уд\Sigma} = \frac{C_{удТМ} \cdot R_{ТМ} + G_{кс}}{R_{\Sigma}}, \quad (14)$$

где  $G_{кс}$  – расход топлива через основную камеру сгорания.

10. Можно также определить полный расход топлива в тяговом модуле:

$$G_{ТМ} = C_{удТМ} \cdot R_{удТМ} \quad (15)$$

11. Часовой расход топлива двигателя с тяговыми модулями находится следующим образом:

$$G_{\Sigma} = C_{уд\Sigma} \cdot R_{\Sigma} \quad (16)$$

В изложенной методике дается расчет удельных параметров для идеальных термодинамических циклов. Но в цикле детонационного сгорания топлива при этом учтены потери, связанные с необратимостью подвода теплоты в детонационной волне. В реальном цикле детонационного сгорания топлива, как и во всех существующих ГТД, имеются гидравлические потери в элементах и потери, вызванные неполнотой сгорания топлива. И хотя эти потери сравнительно невелики, расчеты должны корректироваться, например, по данным стендовых испытаний моделей ТМ ПудД. Сравнение результатов расчетов с опытными данными для схемы ПудД

показывает приемлемую их сходимость. Опытные данные по величинам  $P_{удТМ}$  и  $C_{удТМ}$  даже несколько превышают расчетные, что объясняется, по-видимому, подсосом в резонатор ПуДД рассматриваемой схемы некоторого количества воздуха из окружающей атмосферы. Кроме того, сама модель расчета параметров ДВ является приближенной. Она не учитывает ряда особенностей процесса детонационного сгорания, таких как неравновесность процесса, зависимость свойств реагентов и продуктов реакции от температуры и давления и др. Учет этих и ряда других факторов должен осуществляться в моделях более высокого уровня, основанных на численном моделировании процессов детонационного сгорания. Но простота предлагаемого метода, его частичная экспериментальная проверка, а также подтверждение имеющимися более точными расчетными данными делают этот метод приемлемым для инженерных расчетов.

Приведенная методика, доведенная до расчета тягово-экономических характеристик ПуДД, может использоваться в ряде последующих исследований при формировании облика силовой установки с ПуДД для ЛА различного целевого назначения.

### Сравнительный анализ рассчитанных тягово-экономических характеристик

Выполнено сравнение двухконтурного турбореактивного двигателя с форсажной камерой на базе АЛ-55 (рис. 1, а) и турбокомпрессорного агрегата АЛ-55 в компоновке с блоком пульсирующих газодинамических резонаторов, установленных в наружном контуре (рис. 1, б).

Предложенная компоновочная схема пульсирующего детонационного двигателя-демонстратора, состоит из последовательно соединенного газогенератора двигателя АЛ-55 и блока газодинамических резонаторов, установленных в наружном контуре. Расчет турбокомпрессорного агрегата АЛ-55 в компоновке с блоком пульсирующих газодинамических резонаторов выполнен по разработанной методике. Исходными данными для расчета основных параметров турбокомпрессорного агрегата АЛ-55 в компоновке с блоком пульсирующих газодинамических резонаторов являются данные за наружным контуром турбокомпрессорного агрегата АЛ-55  $G_{ввых.нк}^*$ ,  $P_{ввых.нк}^*$ ,  $T_{вх. гдр}^*$  на режиме  $N = 0$ ,  $M = 0,8$ .

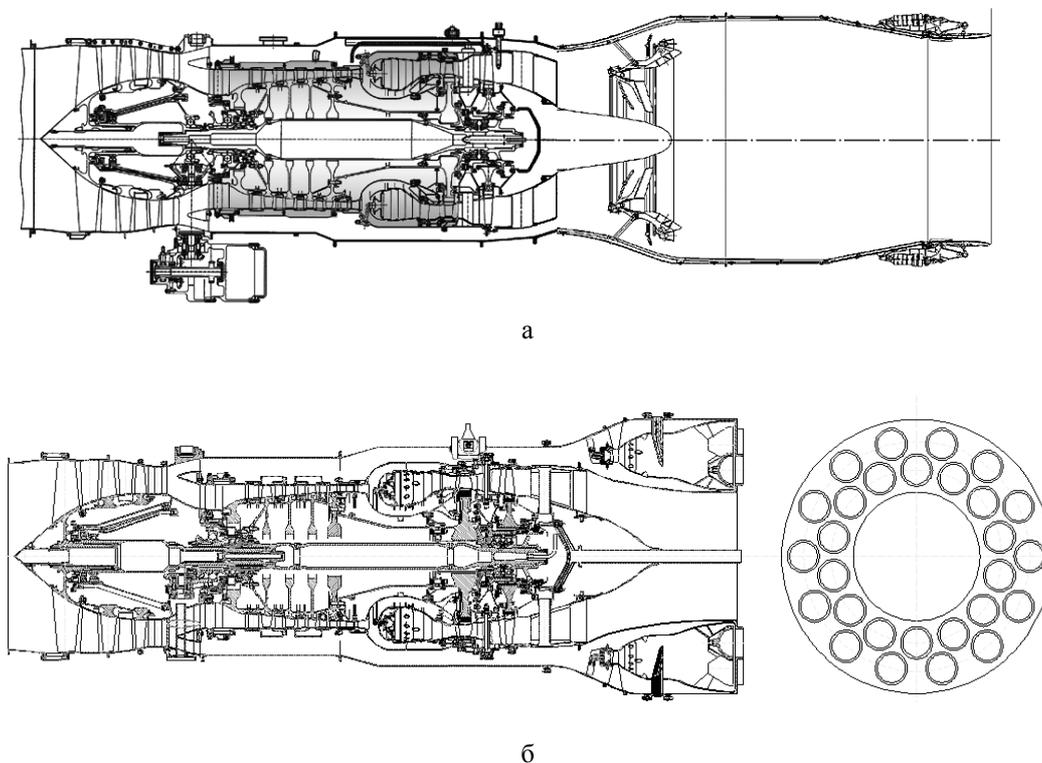


Рис. 1. а – двухконтурный турбореактивный двигатель с форсажной камерой на базе АЛ-55;  
б – турбокомпрессорный агрегат АЛ-55 в компоновке с блоком пульсирующих  
газодинамических резонаторов

В табл. 1 представлены исходные данные для расчета и основные параметры, рассчитанные по предложенной методике. На рис. 2 представлены экспериментальные зависимости удельной тяги от температуры на выходе в резонатор.

Результаты проведенных расчетно - теоретических исследований и стендовых модельных испытаний [4,5] 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.

### Выводы

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

денного расчета по предложенной методике и сравнено с экспериментальными зависимостями. Применение пульсирующих детонационных технологий позволяет увеличить удельную тягу на 30-50%.

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).

Таблица 1

Основные параметры

$T_{г*}, K$	$R_{ввых.нк*}, \text{кг/см}^2$	$T_{ввх.гдр*}, K$	$G_{ввых.нк*}, \text{кг/с}$	$R \text{ с ФК}, \text{кгс}$	$R_{ГДР}, \text{кгс}$	$C_{г \text{ с ФК}}, \text{кг/с}$	$C_{гГДР}, \text{кг/с}$
1370	2,7	950	11,6	2700	3575	2,15	1,23

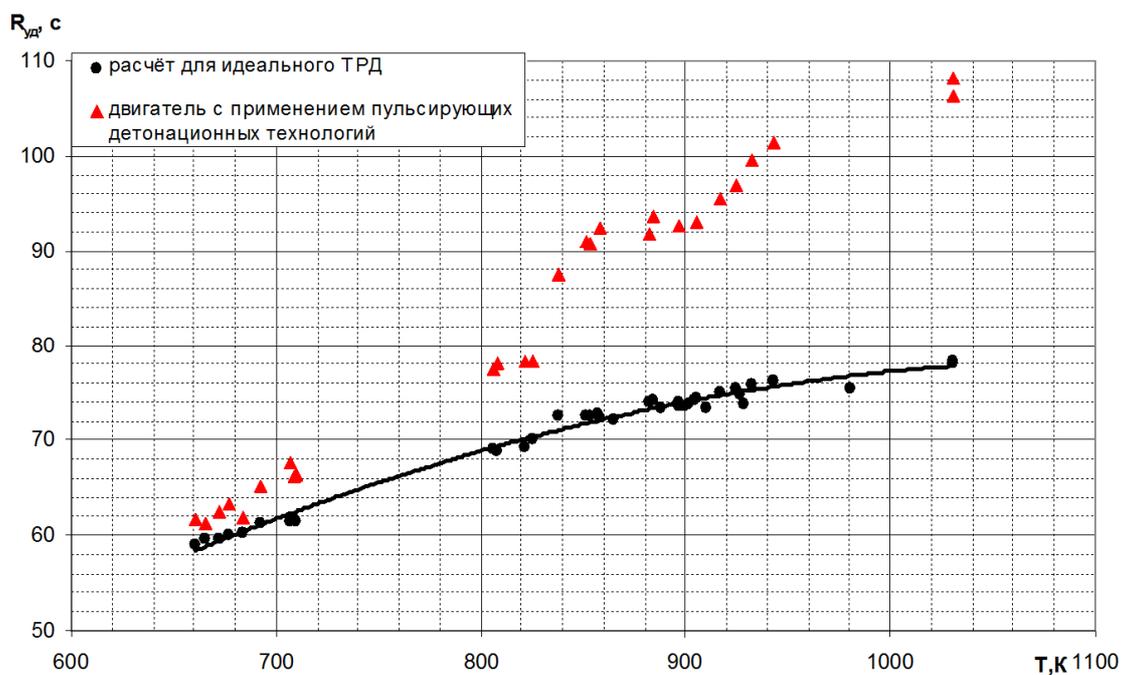


Рис. 2. Зависимость удельной тяги от температуры на входе в резонатор

## Литература

1. Щипаков, В.А. 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. Щипаков, В.А. Проблемы создания газотурбинного пульсирующего детонационного двигателя [Текст] / В.А. Щипаков, А.И. Тарасов // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2012. – № 9 (96). – С. 40-44.
3. Нечаев, Ю.Н. Расчет термодинамического цикла и удельных параметров пульсирующих детонационных двигателей [Текст] / Ю.Н. Нечаев // *Полет*. – 2006. – № 11. – С. 4-12.
4. Нечаев, Ю.Н. Параметрические исследования характеристик тяговых модулей пульсирующих детонационных двигателей [Текст] / Ю.Н. Нечаев // *Полет*. – 2008. – № 12. – С. 12-16.
5. Марчуков, Е.Ю. Результаты стендовых испытаний [Текст] / Е.Ю. Марчуков, С.В. Евстигнеев, А.И. Тарасов // *Материалы док. на конф. пульсирующих детонационных двигателей (10-11 ноября, 2009)*. – М.: ЦИАМ. – С. 108-112.
6. 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. 8-14.

Поступила в редакцию 31.05.2013, рассмотрена на редколлегии 13.06.2013

Рецензент: д-р техн. наук, Главный специалист Е.К. Рябов, компания «ОКБ им. А. Люльки», Москва, Россия.

## РОЗРАХУНКОВО-ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ ТУРБОКОМПРЕСОРНОГО АГРЕГАТУ З БЛОКОМ ПУЛЬСУЮЧИХ ГАЗОДИНАМІЧНИХ РЕЗОНАТОРІВ

*В.А. Щипаков*

Пульсуючий детонаційний двигун (ПудД) – новий тип двигуна для авіації. У ньому реалізується термодинамічний цикл, наближений до циклу зі згорянням пального при постійному об'ємі, а тому більш економічний, ніж цикл Брайтона, який використовується в існуючих газотурбінних двигунах. На сьогоднішній день практично вичерпані можливості подальшого вдосконалення характеристик авіаційних газотурбінних двигунів, що пояснюється обмеженістю існуючих матеріалів, які використовують при виробництві ГТД, та багатьма іншими причинами. Тому перспективи використання детонаційного згоряння пального, які з'явилися за останні роки, суттєво підвищили інтерес до двигунів періодичного згоряння.

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

## DESIGN AND EXPERIMENTAL ANALYSIS OF THE TURBOCOMPRESSOR UNIT WITH PULSSATING GAS DYNAMIC RESONATORS

*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 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.

**Щипаков Владимир Андреевич** – инженер – конструктор компании «ОКБ им.А.Люльки», аспирант кафедры «Теория и расчет ВРД», Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, Россия.