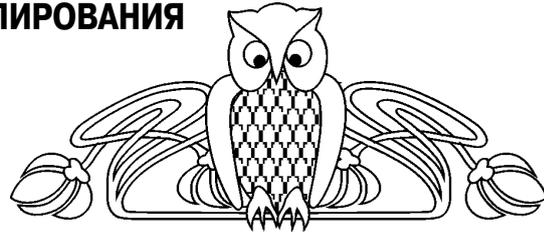




УДК 533.6.011

ПРОБЛЕМЫ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ДЕТОНАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ



Г.П. Шиндяпин, Я.Г. Сапунков, С.П. Шевырѐв,
В.А. Поршневу, Н.В. Федорец, В. Н. Федорец

Саратовский государственный университет,
кафедра вычислительного эксперимента в механике,
кафедра прикладной информатики
E-mail: shev@sgu.ssn.runnet.ru

**Problems of Mathematical Modeling of Knocking Engine for
Perspective Aircrafts**

**G.P. Shindyapin, Y.G. Sapunkov, S.P. Shevyrev,
V.A. Porchnev, N.V. Fedorets, V.N. Fedorets**

В работе приводится одна из разработанных авторами методик по расчёту газодинамических параметров в импульсном детонационном двигателе с диффузором, которая не уступает мировому уровню. Построенная математическая модель и вычислительный эксперимент с этой моделью показывают, что диффузор увеличивает КПД детонационного двигателя.

This research contains one of the world-class developed authorized approaches of computing gas-dynamic properties for pulse knocking engine with diffuser. Constructed mathematical model and computational experiment on it demonstrates that diffuser is increasing knocking engine efficiency.

Развитие авиационной и ракетно-космической техники определяется в основном энергетическими возможностями силовых установок, в качестве которых выступают реактивные двигатели. Современные реактивные двигатели достигли своего совершенства и дальнейшее их развитие будет осуществляться эволюционным путѐм, т.е. за счёт доработок отдельных конструкторских решений. Для революционного развития двигателей необходимо решить принципиально новые научные задачи.

Одним из возможных путей улучшения экономичности двигателей является переход от цикла с подводом тепла при постоянном давлении ($p=\text{const}$) к циклу с подводом тепла при постоянном объѐме ($V=\text{const}$). Доказано [4, 8], что при таком переходе можно обеспечить повышение термического КПД цикла в 1,3 – 1,5 раза.

Однако попытки практической реализации двигателей, использующих цикл $V=\text{const}$, предпринимавшиеся неоднократно на протяжении многих десятилетий, неизменно заканчивались неудачей. Это объясняется как сложностью процессов, проходящих в детонационной камере и в основных узлах и системах двигателя, так и сложностью устройств, инерционностью и низкой пропускной способностью механизмов этих двигателей, организацией газодинамического управления и др.

В работах [6, 10, 26] поставлены проблемы, которые необходимо решить при разработке энергосиловых детонационных установок, и намечены пути их решения. Особое внимание уделено разработке этих установок применительно к летательным аппаратам (детонационные двигатели).

В настоящей работе: 1) рассматриваются математические и физические аспекты проблемы детонационных двигателей; 2) обсуждается разработанная авторами модель детонационного двигателя, а также методики расчёта газодинамических параметров в импульсном детонационном двигателе с диффузором; 3) оцениваются перспективы развития и применения детонационных двигателей.

РАЗРАБОТКА ДЕТОНАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ – ПЕРСПЕКТИВНОЕ НАПРАВЛЕНИЕ В РАЗВИТИИ ТЕПЛОВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ

Тепловые двигатели – значительный и разнообразный по способам технической реализации преобразования энергии класс двигателей, в которых энергия первичных источников вначале преобразуется в тепловую энергию рабочего тела, а затем в механическую или кинетическую энергию направленного движения струи.



Использование ракетных двигателей в плотных слоях атмосферы из-за чрезвычайно высоких удельных расходов топлива не может обеспечить большой продолжительности их работы, поэтому как ЖРД, так и РДТТ с успехом используются только на активном участке траектории в качестве маршевого двигателя. Этот недостаток практически отсутствует у ВРД. Используемый в качестве одного из компонентов топлива воздух (окислитель) делает ЛА с ВРД весьма экономичными при достаточно большой дальности полёта.

Однако основными трудностями при разработке таких двигателей являются:

- подача топлива в сверхзвуковой воздушный поток;
- реализация смешения топлива с воздухом на коротком отрезке движения потока;
- зажигание смеси и обеспечение её стабильного горения.

Эти трудности заставляют исследователей искать альтернативные пути развития нового типа реактивного двигателя.

Дальнейший прогресс в улучшении экономичности силовых установок и их габаритно-массовых характеристик возможен, в частности за счет использования *газовой детонации* в качестве рабочего процесса. Одним из таких путей является разработка двигателей с детонационным горением.

Детонационные реактивные двигатели (ДРД) – это новый класс двигательных установок, создающих тягу за счёт детонационного сгорания рабочей смеси. Принцип их работы заключается в использовании детонационной волны, распространяющейся со сверхзвуковой скоростью по заранее смешанной топливоздушной смеси и вызывающей большие давления в камере сгорания, и вследствие этого большой импульс тяги. Для ДРД характерно большое разнообразие используемых компонент топлива как по агрегатному состоянию, так и по структуре. Наиболее целесообразной топливной парой является природный газ или керосин + кислород. В качестве окислителя для полета в пределах атмосферы целесообразно использовать воздух.

ДРД могут относиться к ракетным и к реактивным двигателям, непрерывно работающим, пульсирующим двигателям, работа которых основана на принципе детонационного (сверхзвукового) горения.

ПРЕИМУЩЕСТВА ДЕТОНАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ПО СРАВНЕНИЮ С ДРУГИМИ ТИПАМИ РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

1. Более высокое значение термодинамического КПД при детонации по сравнению с аналогичным КПД при горении. На рис. 1 приводятся взятые из [39] результаты вычислений термических КПД циклов горения при $p=\text{const}$ и детонации при $V=\text{const}$ как функции от степени повышения давления $B = p_2/p_1$.

Процесс детонации при постоянном объёме предполагает значительное улучшение эффективности по сравнению с изобарическим циклом.

Приведём формулы для КПД.

КПД цикла $p=\text{const}$

$$A = A(M, g, v) ;$$

КПД цикла $V=\text{const}$

$$A_f = Mf + g(x) \int_0^{\pi} f(t)v(t)dt, Mf = \int_0^{\pi} M(x,t)f(t)dt, 0 \leq x \leq \pi$$

Разница между КПД приведённых выше циклов – в множителе $\frac{k(\lambda^{1/k} - 1)}{(\lambda - 1)}$. Величина

последнего выражения всегда меньше единицы, следовательно, КПД цикла процесса детонации больше КПД цикла процесса горения.

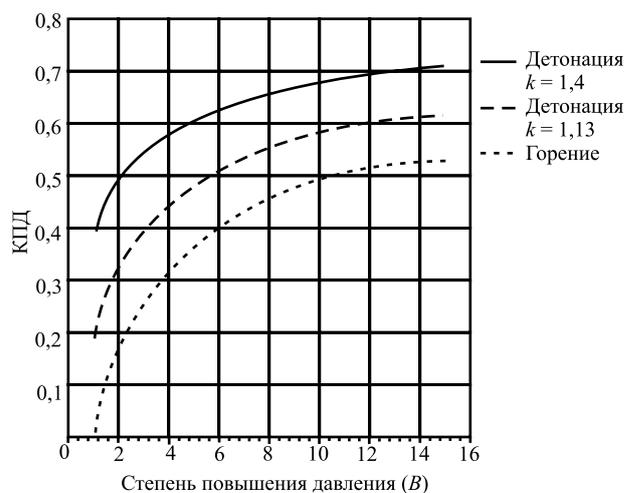


Рис. 1. Зависимость КПД циклов горения и детонации от степени повышения давления B



Выполненные расчёты показали [8], что термический КПД цикла с подводом тепла при $V=\text{const}$ возрастает с ростом степени повышения давления B и степени изохорного повышения давления λ .

Например, при степени повышения давления $B=12$ процесс при постоянном объёме, в зависимости от показателя адиабаты, предполагает увеличение КПД от 18 до 37% по сравнению с циклом постоянного давления. Следовательно, замена процесса горения при постоянном давлении детонацией даст экономию в расходе топлива. К тому же замена дефлаграционного горения на детонационное может дать экономию в расходе топлива.

2. Более высокое значение удельного импульса при скоростях полёта до $4M$ по сравнению с другими типами реактивных двигателей. На рис. 2 приведены данные из [40]. Это преимущество объясняется более полным использованием энергии топлива за счёт подвода тепла к газовому потоку при постоянном объёме (с использованием цикла $V=\text{const}$) и, значит, при более высоких степенях повышения давления в цикле, недостижимых для ВРД традиционных схем [10].

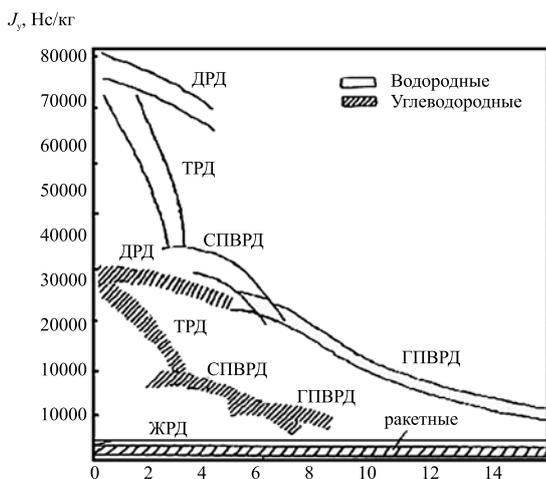


Рис. 2. Зависимости удельного импульса (J_y) от числа Маха (M)

Дальнейшие исследования позволяют сделать вывод о том, что ДРД также будут иметь высокий удельный импульс при диапазоне числа Маха $7 \leq M \leq 10$ за счёт разработки принципиально нового типа двигателя с организацией непрерывного детонационного процесса с образованием стационарной детонационной волны.

3. Для ДРД характерно *большое разнообразие используемых компонент топлива как по агрегатному состоянию, так и по структуре*. ДРД может работать на компонентах топлива любого агрегатного состояния (твёрдое, жидкое, газообразное, псевдосжиженное) с их обязательной последующей газификацией [18]. Это позволяет подобрать нетоксичные и дешёвые компоненты топлива с широкой сырьевой базой. В качестве окислителя для ДРД при полете в пределах атмосферы целесообразно использовать заборный воздух.

4. *Скорость преобразования химической энергии топлива в продуктах детонации значительно выше, чем в продуктах сгорания*, поэтому скорость детонации в отличие от скорости горения не зависит от изменения параметров окружающей среды. Более полное преобразование химической энергии топлива позволит получить экологически более чистые конечные продукты реакции, что частично может затруднить работу средств ПРО и ПВО.

5. ДРД являются работоспособными при малом давлении на входе. Детонационный процесс возможен даже при атмосферном давлении.

6. В ДРД за малое время в небольшом объёме сжигается большое количество топливно-воздушной смеси, что позволяет несколько уменьшить массовые или геометрические характеристики ЛА.

Выполненный анализ двигателей показал, что интерес к теоретическим и экспериментальным исследованиям, направленным на разработку ДРД, непрерывно растёт. Высокоразвитые в техническом отношении страны считают, что развитие ДРД наряду с СПВРД и ГПВРД является одним из перспективных направлений в развитии ракетодвигателестроения и становится задачей ближайшего будущего. Этот интерес объясняется, с одной стороны, возможным широким внедрением данного типа двигателя, а с другой — совершенствованием аналитических методов расчета и проведения экспериментальных исследований.

РАЗРАБОТКА ДЕТОНАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ. СОСТОЯНИЕ ИССЛЕДОВАНИЙ.

Первые предложения об использовании двигателей с неустойчивым горением были впервые оценены в самом начале и повторно предложены в 40-х гг. XX в. Разработать и оптимизировать их



конструкцию было крайне трудно, из-за того что они работают в «прерывающемся», или «пульсирующем», режиме. Двигатели с непрерывным горением при постоянном давлении (ракетный двигатель, турбореактивный и т.д.) обеспечивали более простое управление и оптимизацию характеристик.

Первые экспериментальные попытки по возможности использования детонационных процессов для разработки двигателей были проведены в 1941 г., а затем продолжены Nicholls с соавторами в 1957 г. [36] применительно к водородно-воздушной смеси.

На основании выполненных теоретических расчетов и экспериментальных исследований Nicholls получил сопоставительный анализ возникновения и развития детонации в водородно-кислородных и ацетилено-кислородных смесях. В середине 60-х гг. Nichols выполнил эксперименты на двигателе с вращающейся детонационной волной.

Дальнейшие исследования были выполнены Helman с соавторами [32] с использованием этилен-кислородных и этиленвоздушных смесей, а затем Eidelman с соавторами (1994 г.). Они использовали разнообразные как по устройству, так и по принципу действия ударные детонационные трубы.

С целью разработки детонационных двигателей Bussing и Hinkey с соавторами [33, 37] в 1995 г. приступают к фундаментальным исследованиям механизмов возникновения и развития детонационных процессов. Bussing предложил схему детонационного двигателя с использованием инициатора, размещенного в передней части детонационной трубы. Выполненные исследования помогли выявить основные составные части и системы детонационного двигателя, а также довести их модели до конструктивного решения.

Проведенные эксперименты продемонстрировали возможность разработки одно- и многоциклических детонационных двигателей. Они легли в основу конструкции модели детонационного двигателя с ротационным клапаном и подготовили условия для дальнейших исследований в области разработки данного класса двигателей.

Американские учёные Кэмбер (1988 г.), Эйдельман (1990 г.) с соавторами [31, 32] методом численного моделирования проанализировали работу ДРД. Отмечено, что проблема применения и использования детонации в двигательных установках объединяет много сложных явлений, до конца ещё полностью не понятых. Не была подтверждена возможность существования ДРД как жизнеспособной и эффективной модели двигателя.

Тем не менее эти исследования помогли США обеспечить в настоящее время лидерство в вопросах разработки ДРД.

Модели детонационных двигателей различных зарубежных фирм как и ударные детонационные трубы отличаются друг от друга и по устройству, и по принципу действия.

Испытатели и промышленные партнёры космического центра Marshall сконструировали небольшую модель ДРД для наземных испытаний. После двух лет лабораторных испытаний было установлено, что можно разработать данный тип двигателя на водородно-кислородной топливной смеси с частотой 100 Гц. В свою очередь NASA со своими промышленными партнёрами также доказали, что ДРД может обеспечить тягу в условиях космоса.

Технология ДРД в космическом центре Marshall разрабатывается для верхних ступеней ракет-носителей, которые выводят спутники на высокие орбиты. Усовершенствованную технологию двигателя можно также использовать для космических целей, требующих широкий диапазон изменения тяги.

В настоящее время разработкой ДРД занимаются многие научные центры и вузы США: ASI, NPS, NRL, APRI, MURI, Stanford, USAF RL, NASA Glenn, DARPA-GE C&RD, Combustion Dynamics Ltd, Defense Research Establishments, Suffield and Valcartier, Uniyersite de Poitiers, University of Texas at Arlington, Uniyersite de Poitiers, McGill University, Pennsylvania State University, Princeton University.

Для разработки ДРД в ряде стран созданы программы, над реализацией которых работают ведущие организации. Например, в США над этой проблемой уже в течение семи лет работают Министерство обороны США и NASA, а также 5 аэрокосмических фирм, объединённых в группу NASP. Ближе всех к конечной разработке детонационных двигателей подошёл концерн ASI, который считает, что **разработка**



детонационных двигателей направлена на обеспечение технического прорыва в ряде отраслей: космической, авиационной, на транспорте, а также в военной сфере. ASI считает, что разработка таких двигателей обеспечит скачок в области создания ВРД для коммерческих и военных целей. Такие двигатели могут быть разработаны за счёт интеграции различных типов двигателей (например, ДРД + ПВРД) и обеспечения многорежимного цикла работы.

По мнению специалистов центра Marchall, экспериментальный вариант детонационного двигателя для ракетно-космических систем будет отработан к 2005 г., а полномасштабный двигатель – к 2009 г.

Первые отечественные экспериментальные исследования относятся к 70-м гг., и к настоящему времени создан определённый научно-технический задел по конструктивному оформлению ДРД, особенностям организации рабочего процесса и термодинамическим расчётам.

В настоящее время в нашей стране над этой актуальной проблемой в теоретическом плане работают следующие коллективы: Институт химической физики РАН, Институт машиноведения РАН, Институт высоких температур РАН, Новосибирский институт гидродинамики, Московский государственный университет, Московский государственный авиационный институт, Новосибирский государственный университет, Чебоксарский государственный университет, Саратовский государственный университет и др. Ряд организаций страны приступил к интенсивным исследованиям, направленным на разработку детонационных двигателей.

Решением научного совета по горению и взрыву, созданного при Президиуме РАН РФ в 2002 г., отмечено, что развитие детонационных ЭСУ является актуальной и перспективной задачей.

Определённый вклад в разработку ДРД внёс Саратовский государственный университет (СГУ). В рамках проекта «Разработка детонационных двигателей для воздушных транспортных средств на основе вычислительного и натурного экспериментов» по программе Министерства образования Российской Федерации «Научные исследования высшей школы по приоритетным направлениям науки и техники» были получены следующие научные результаты:

- разработаны математические модели детонации и распространения ударных волн, адекватно описывающие сложные газодинамические процессы, протекающие в детонационных двигателях. Математические модели позволяют в ряде случаев упростить анализ краевых задач и учесть с помощью класса точных решений характер течений за детонационными и ударными фронтами [8, 17, 19, 22];
- рассмотрены оригинальные схемы течений, допускающие расчёт как прямоточных камер сгорания, так и камер с расширяющейся диффузорной частью [15, 16, 21, 25];
- разработана методика расчёта основных параметров и основных газодинамических характеристик детонационных двигателей на различных стадиях возникновения и распространения детонационных и ударных волн [13, 16, 20, 21, 28]. Расчёты с помощью разработанных математических моделей конкретных детонационных камер показали весьма высокую степень достоверности результатов при сравнении с экспериментальными данными;
- разработана методика испытаний детонационных камер и обработки экспериментальных данных действующих моделей детонационных двигателей [5, 7, 9, 23];
- разработаны конструктивно-компоновочные схемы ДРД, его основных узлов, систем управления и регулирования его работы, а также двигателей на основе генератора Гартмана [11, 12, 14, 23, 24, 25, 27, 29].

Изготовленные макеты детонационных камер и основных узлов детонационных двигателей для экспериментальных исследований демонстрировались на отчётной конференции-выставке «Транспорт» научно-технической программы Минобразования России [30].

Ниже приводится одна из разработанных методик по расчёту газодинамических параметров в импульсном детонационном двигателе с диффузором, которая не уступает мировому уровню, о чём свидетельствуют отзывы многих специалистов, высказанные на различных научно-технических конференциях и семинарах [25].



МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ИМПУЛЬСНОГО ДЕТОНАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ

В настоящей работе предлагается метод расчета движения продуктов детонации в цилиндрической детонационной камере длиной l_1 , соединенной с коническим диффузором с углом отклонения образующей конуса от оси симметрии β и длиной l_0 . Приведены результаты расчетов движения продуктов детонации и воздуха в детонационном двигателе при отсутствии диффузора и с диффузором.

Постановка задачи. Ось Ox направляется вдоль оси детонационной камеры и диффузора. Сечение $x=0$ соответствует закрытому концу камеры, сечение $x=l_1$ разделяет в начальный момент взрывчатую смесь, находящуюся в детонационной камере левее этого сечения, и воздух в диффузоре. Сечение $x=l_1+l_0$ соответствует открытому концу диффузора. У закрытого конца камеры создается детонационная волна Чепмена–Жуге, которая движется по камере в положительном направлении оси Ox . На рис. 3 изображена картина течения продуктов детонации и воздуха на плоскости Oxt . Указаны основные линии сильных и слабых разрывов.

В момент t_1 , когда детонационная волна D достигнет сечения $x = l_1$, возникает произвольный разрыв, который распадается на ударную волну S , которая движется по воздуху, находящемуся в диффузоре, и приводит его в движение, контактный разрыв C , который разделяет воздух и продукты детонации, и волну разрежения в продуктах детонации, фронт которой F_2 .

На рис. 3 область 0 соответствует диффузору, который в начальный момент времени заполнен воздухом, область 1 – камере с взрывчатой смесью, область 2 – центрированной волне разрежения в продуктах детонации за фронтом детонации. Линия F_1 – задний фронт центрированной волны разрежения, он отделяет ее от области покоя 3 в продуктах детонации. Область 4 соответствует возмущенному движению продуктов детонации, а область 5 – воздуху, прошедшему через ударную волну S .

В момент времени t_2 ударная волна достигает открытого сечения диффузора и воздух начинает вытекать из диффузора. В момент времени t_3 контактный разрыв достигает открытого сечения диффузора. В этот момент времени весь воздух вытеснен из диффузора и продукты детонации начинают вытекать в пространство из диффузора.

Уравнения движения, начальные и граничные условия. Обозначим через $S(x)$ площадь сечения камеры и диффузора. Через p_3, ρ_3, a_3 обозначим давление, плотность и скорость звука в области покоя 3 соответственно. Движение продуктов детонации в камере и диффузоре оказывается изэнтропическим и в одномерном приближении описывается следующей системой уравнений:

$$\frac{\partial(\rho S)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho v S)}{\partial x} = 0, \quad \frac{\partial v}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x} \left[\frac{v^2}{2} + \frac{1}{\gamma_2 - 1} \rho_3^2 \left(\frac{\rho}{\rho_3} \right)^{\gamma_2 - 1} \right] = 0, \quad p = p_3 \left(\frac{\rho}{\rho_3} \right)^{\gamma_2}. \quad (1)$$

В системе уравнений (1) через ρ, p, v, γ_2 обозначены плотность, давление, скорость и отношение теплоемкостей продуктов детонации соответственно.

Движение воздуха в диффузоре в одномерном приближении описывается уравнениями:

$$\frac{\partial(\rho S)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho v S)}{\partial x} = 0, \quad \frac{\partial v}{\partial t} + v \frac{\partial v}{\partial x} + \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} = 0, \quad \frac{\partial p}{\partial t} + v \frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\gamma_0 p}{S} \frac{\partial}{\partial x} (v S) = 0. \quad (2)$$

В системе уравнений (2) ρ, p, v, γ_0 – плотность, давление, скорость и отношение теплоемкостей воздуха соответственно.

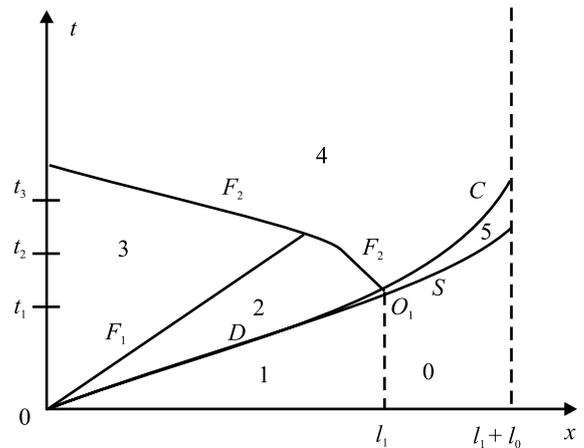


Рис. 3. Диаграмма движения фронтов в камере и в диффузоре детонационного двигателя



Движение детонационной волны и продуктов детонации на промежутке времени $0 \leq t \leq t_1$ является автомодельным, и аналитическое решение задачи для этого промежутка времени описано ниже в следующем пункте. Состояние продуктов детонации в момент времени $t = t_1$ является начальным состоянием для расчета их дальнейшего движения. Начальные условия для воздуха при $t = t_1$ имеют вид

$$\text{при } l_1 \leq x \leq l_1 + l_0 \quad p = p_0, \quad \rho = \rho_0, \quad v = 0, \quad (3)$$

где p_0, ρ_0 – атмосферное давление и плотность воздуха при атмосферном давлении соответственно.

Решение систем дифференциальных уравнений (1), (2) после момента времени t_1 должно удовлетворять граничным условиям: на закрытом конце камеры, на контактном разрыве, на ударной волне и на выходном сечении диффузора. На дне камеры выполняются условия:

$$x = 0, \quad t > t_1, \quad v = 0. \quad (4)$$

Скорость движения контактного разрыва обозначим через U_c , через v_{c4}, p_{c4} – скорость и давление в области 4 в продуктах детонации непосредственно перед контактном разрывом, а через v_{c5}, p_{c5} – скорость и давление воздуха в области 5 непосредственно за контактном разрывом. Тогда условия на контактном разрыве при $t > t_1$ $x = x_c$, где $x = x_c(t)$ – закон движения контактного разрыва, запишутся в виде

$$v_{c4} = v_{c5} = U_c; \quad p_{c4} = p_{c5}. \quad (5)$$

Скорость движения ударной волны S обозначим через U_s , скорость звука в области 0 перед ударной волной обозначим через a_0 . Обозначив через $v_{s5}, p_{s5}, \rho_{s5}$ – скорость, давление и плотность в воздухе в области 5, непосредственно за ударной волной получим:

$$\begin{aligned} v_{s5} &= U_s \frac{2}{\gamma_0 + 1} (1 - M_0^{-2}), \quad p_{s5} = p_0 \left(\frac{2\gamma_0}{\gamma_0 + 1} M_0^2 - \frac{\gamma_0 - 1}{\gamma_0 + 1} \right), \\ \rho_{s5} &= \rho_0 \frac{(\gamma_0 + 1) M_0^2}{(\gamma_0 - 1) M_0^2 + 2}, \quad M_0^2 = \frac{U_s^2}{a_0^2}, \quad a_0 = \sqrt{\gamma_0 \frac{p_0}{\rho_0}}. \end{aligned} \quad (6)$$

В выходном сечении диффузора выполняется условие для давления

$$t > 0, \quad x = l_1 + l_0, \quad p = p_0. \quad (7)$$

При этом проверяется выполнение ограничения на скорость: скорость течения газов в выходном сечении меньше или равна скорости звука. Если это условие нарушается, то давление в выходном сечении диффузора определяется из условия, что скорость течения газов в выходном сечении равна скорости звука. Таким образом, параметры течения продуктов детонации и воздуха в детонационном двигателе определяются в результате решения краевой задачи для систем дифференциальных уравнений (1) и (2) для продуктов детонации и воздуха соответственно с начальными условиями (3) и граничными условиями (4)–(7).

Определение параметров течения продуктов детонации в камере на этапе распространения фронта детонации. На этом этапе в камере возникают три области. Область 1 – область исходной взрывчатой смеси, расположена между сечением, отделяющим детонационную камеру от диффузора, и фронтом детонации. Область 2 – область центрированной волны разрежения в продуктах детонации. Её передний фронт расположен непосредственно за фронтом детонации, а задний фронт определяет подвижную правую границу области 3 – области покоя в продуктах детонации, которая прилегает к закрытому концу камеры. В области 2 происходит непрерывное изменение параметров течения от их значений за фронтом детонации до значений в области покоя 3. Введем обозначения γ_1, ρ_1, p_0 – отношение теплоёмкостей, плотность и давление в области исходной взрывчатой смеси; γ_2 – отношение теплоёмкостей в продуктах детонации, q – количество тепла, которое выделяется при сгорании единицы массы взрывчатой смеси, давление вне камеры p_0 . Для удобства расчётов вводится безразмерная величина h^2 , которая определяется согласно выражению

$$h^2 = 2q \frac{\rho_1}{p_0}. \quad (8)$$



Скорость звука a_1 во взрывчатой смеси определяется из соотношения

$$a_1 = \sqrt{\gamma_1 \frac{p_0}{\rho_1}}. \quad (9)$$

По камере с постоянной скоростью U распространяется фронт детонации Чепмена–Жуге. В этом случае число Маха M_1 , связанное с U и a_1 выражением

$$M_1 = \frac{U}{a_1} = U \sqrt{\frac{\rho_1}{\gamma_1 p_0}} \quad (10)$$

определяется по формуле

$$M_1 = \sqrt{\frac{1}{\gamma_1} \left[\frac{1}{2} h^2 (\gamma_2^2 - 1) + \frac{\gamma_2^2 - \gamma_1}{\gamma_1 - 1} + \sqrt{\left[\frac{1}{2} h^2 (\gamma_2^2 - 1) + \frac{\gamma_2^2 - \gamma_1}{\gamma_1 - 1} \right]^2 - \gamma_2^2} \right]}. \quad (11)$$

Формула (11) получена из законов сохранения массы, количества движения и энергии на фронте волны детонации Чепмена–Жуге [2].

Давление p_d , плотность ρ_d , скорость звука a_d и скорость движения продуктов детонации v_d непосредственно за фронтом детонации в режиме Чепмена–Жуге определяются соотношениями:

$$p_d = \frac{p_0}{\gamma_2 + 1} (1 + \gamma_1 M_1^2), \quad \rho_d = \rho_1 \frac{\gamma_1 (\gamma_2 + 1) M_1^2}{\gamma_2 + 1 + \gamma_1 M_1^2}, \quad a_d = \sqrt{\gamma_2 \frac{p_d}{\rho_d}}, \quad v_d = U - a_d. \quad (12)$$

Движение продуктов детонации на этапе распространения детонационной волны является автомодельным. Расстояние x отсчитывается вдоль камеры от ее закрытого конца. Моменту возникновения детонации в камере соответствует момент времени $t = 0$. Распределение параметров продуктов детонации в областях 2 и 3 в автомодельных переменных определяется по формулам:

$$\frac{p}{p_d} = \begin{cases} [f(\xi)]^{\frac{2\gamma_2}{\gamma_2-1}}, & \text{если } \xi_* \leq \xi \leq 1; \\ b^{\frac{2\gamma_2}{\gamma_2-1}}, & \text{если } 0 \leq \xi < \xi_*; \end{cases}, \quad \frac{\rho}{\rho_d} = \begin{cases} [f(\xi)]^{\frac{2}{\gamma_2-1}}, & \text{если } \xi_* \leq \xi \leq 1; \\ b^{\frac{2}{\gamma_2-1}}, & \text{если } 0 \leq \xi < \xi_*; \end{cases},$$

$$\frac{v}{v_d} = \begin{cases} \frac{2}{\gamma_2 + 1} \left[\frac{U}{v_d} \xi + \frac{\gamma_2 - 1}{2} - \frac{a_d}{v_d} \right], & \text{если } \xi_* \leq \xi \leq 1; \\ 0, & \text{если } 0 \leq \xi < \xi_*; \end{cases} \quad (13)$$

где

$$f(\xi) = 1 + \frac{\gamma_2 - 1}{\gamma_2 + 1} \left[\frac{U}{a_d} \xi - \frac{v_d}{a_d} - 1 \right]; \quad \xi = \frac{x}{Ut}; \quad \xi_* = \frac{1}{U} \left[a_d - \frac{\gamma_2 - 1}{2} v_d \right]; \quad b = f(\xi_*) = 1 - \frac{\gamma_2 - 1}{2} \frac{v_d}{a_d}. \quad (14)$$

В соотношениях (13) и (14) значение автомодельной переменной $\xi = 0$ соответствует дну камеры, $\xi = \xi_*$ – заднему фронту волны разрежения, который отделяет область покоя в продуктах детонации от области центрированной волны разрежения, $\xi = 1$ – фронту детонации.

Определение параметров течения продуктов детонации после прихода детонационной волны к открытому концу камеры в случае отсутствия диффузора. В этом случае после прихода фронта детонации к открытому концу камеры начинается истечение продуктов детонации из камеры. Параметры течения продуктов детонации в камере на этом этапе определяются с помощью численного интегрирования уравнений одномерного нестационарного течения идеального газа (1) методом Лакса–Вендроффа. Начальные условия для этого этапа определяются по формулам (13) и (14) для момента окончания предыдущего этапа. На концах камеры выполняются соответствующие граничные условия (4) при $x = 0$ и (7) при $x = l_1$. Для решения краевой задачи с помощью ЭВМ составлена программа на языке PASCAL.

Теоретическое значение суммарного импульса давления I_1^t на дно камеры определяется по формуле

$$I_1^t = S \int_0^{t_k} [p(0, t) - p_0] dt, \quad (15)$$



где $p(0,t)$ – давление на дне камеры у закрытого конца, t_k – момент времени, при котором скорость продуктов детонации на выходе из камеры обращается в нуль.

Реальное значение импульса тяги I_1 определяется из зависимости

$$I_1 = K_{\Pi} \cdot K_3 \cdot \alpha \cdot I_1',$$

где K_{Π} – коэффициент качества продувки камеры; K_3 – коэффициент качества заполнения камеры; α – коэффициент избытка окислителя.

Коэффициенты K_{Π} , K_3 , α определены экспериментально.

Расчёты проводились для компонентов топлива и конкретной детонационной камеры, на которых проводился натурный эксперимент, включающий 106 детонационных циклов.

Расчет параметров течения продуктов детонации и воздуха в случае наличия диффузора. Для решения краевой задачи в случае наличия диффузора, который в начальный момент заполнен воздухом, были составлены две программы на языке *PASCAL*, в которых были реализованы разные методы расчета движения воздуха в диффузоре. В первой программе движение воздуха между контактным разрывом и открытым концом диффузора вычислялось по формулам, которые определяют движение идеального газа под действием поршня в трубе переменного сечения. Для расчета движения продуктов детонации в камере и диффузоре использовался метод Лакса–Вендроффа. Во второй программе для определения параметров движения продуктов детонации и воздуха также использовался метод Лакса–Вендроффа. При этом явно выделялся только контактный разрыв, который разделяет продукты детонации и воздух. Сравнение результатов расчета по первому и второму методам, реализованным в описанных выше программах, показывает на их хорошее соответствие друг другу. Это связано с тем, что воздух быстро вытесняется из диффузора продуктами детонации и основной вклад в суммарный импульс детонационного двигателя вносит движение продуктов детонации в камере и диффузоре и распределение давления в них. Расчеты и проведенные эксперименты показывают, что наличие диффузора существенно увеличивает суммарный импульс давления детонационного двигателя.

Расчеты по определению суммарного импульса давления. Расчеты движения продуктов детонации и воздуха в детонационном двигателе с диффузором проводились для различных значений угла β и длины диффузора l_0 , чтобы оценить влияние размеров диффузора на суммарный импульс.

Расчеты проводились для тех же исходных данных, что и в п. 4 со следующими значениями для отношений теплоемкостей: $\gamma_0 = 1.4$, $\gamma_1 = 1.38$, $\gamma_2 = 1.28$. Суммарный импульс в случае камеры с диффузором определялся по формуле, аналогичной (15), т.е. с учетом атмосферного давления в окружающей среде и с учетом геометрии диффузора. Результаты расчетов представлены в табл. 1 и 2.

В табл. 1 приведены значения отношений суммарного импульса при наличии диффузора к суммарному импульсу двигателя без диффузора.

В табл. 2 для тех же значений l_0 и β приведены длительности процессов внутри двигателя между моментом возникновения детонации у закрытого конца камеры и моментом обращения в нуль скорости движения продуктов детонации на открытом конце диффузора. Длительности указаны в 10^{-2} сек.

Таблица 1

β (град) l_0 (м)	0.0	2.5	5.0	7.5	10.0	12.5	15.0
0.05	1.0733	1.0870	1.1003	1.1134	1.1246	1.1350	1.1411
0.075	1.1105	1.1306	1.1506	1.1683	1.1844	1.1967	1.2120
0.1	1.1445	1.1730	1.1994	1.2238	1.2459	1.2639	1.2832
0.125	1.1739	1.2092	1.2431	1.2730	1.2999	1.3230	1.3383
0.15	1.2001	1.2446	1.2849	1.3230	1.3567	1.3856	1.4113
0.175	1.2256	1.2777	1.3246	1.3684	1.4086	1.4459	1.4775
0.2	1.2545	1.3158	1.3716	1.4215	1.4680	1.5126	1.5619
0.225	1.2886	1.3594	1.4237	1.4816	1.5345	1.5833	1.6289



Таблица 2

β (град) l_0 (м)	0.0	2.5	5.0	7.5	10.0	12.5	15.0
0.05	0.1581	0.1572	0.1562	0.1552	0.1547	0.1537	0.1537
0.075	0.1685	0.1668	0.1650	0.1637	0.1623	0.1617	0.1567
0.1	0.1790	0.1761	0.1738	0.1717	0.1695	0.1682	0.1626
0.125	0.1893	0.1856	0.1825	0.1790	0.1770	0.1745	0.1718
0.15	0.2002	0.1958	0.1919	0.1885	0.1848	0.1817	0.1759
0.175	0.2117	0.2066	0.2021	0.1980	0.1939	0.1889	0.1840
0.2	0.2236	0.2182	0.2134	0.2091	0.2054	0.2004	0.1915
0.225	0.2361	0.2301	0.2250	0.2207	0.2168	0.2135	0.2100

Из данных, приведенных в табл. 1, видно, что с увеличением длины диффузора и с увеличением угла его раскрытия суммарная величина импульса увеличивается. Как видно из табл. 2, с увеличением длины диффузора длительность промежутка времени, в течение которого воздух и продукты детонации истекают через выходное сечение диффузора, увеличивается, а с увеличением угла раскрытия диффузора уменьшается.

Пример расчета параметров течения в камере и диффузоре. Ниже приведены некоторые результаты расчета при тех же исходных данных для случая, когда $l_0 = 0.15$ м, $\beta = 10^\circ$. В этом случае число Маха для детонационной волны относительно взрывчатой смеси равно 5.36, скорость ее движения 1778 м/с, и она проходит через всю камеру, заполненную взрывчатой смесью, за 0.00016 с. Давление в продуктах детонации непосредственно за фронтом повышается в 17.82 раза и скорость их движения 755 м/с. В момент завершения детонации область покоя в продуктах детонации имеет протяженность 0.146 м и давление в ней в 6.58 раз выше атмосферного. В этот момент времени в сечении, в котором цилиндрическая камера соединяется с диффузором, возникает произвольный разрыв, в результате чего образуются ударная волна, контактный разрыв и волна разрежения. Начальная скорость движения ударной волны по воздуху равна 1184 м/с, в этот момент времени давление за ней повышается в 14.67 раза. Давление на дне камеры в продуктах детонации не изменяется в течение 0.00043 с. В момент времени 0.00035 с ударная волна достигает выходного сечения диффузора, и воздух начинает вытекать через него в окружающее пространство. В этот момент времени контактный разрыв находится в сечении диффузора с $x = 0.408$ м. В момент времени 0.0043 с контактный разрыв достигает выходного сечения диффузора. В этот момент времени весь воздух вытеснен из диффузора и начинается истечение продуктов детонации.

В табл. 3 для некоторых моментов времени, указанных в первой строке, во второй строке представлено отношение давления на дне камеры к атмосферному давлению, а в третьей строке – такая же величина в среднем сечении диффузора. Моменты времени указаны в 10^{-2} сек.

Таблица 3

0.0431	0.0663	0.0856	0.1050	0.1243	0.1436	0.1668	0.1823
6.579	3.815	2.711	1.978	1.351	0.912	0.584	0.443
3.815	1.825	1.841	1.002	1.000	0.653	0.950	0.903

В момент времени 0.001848с в выходном сечении диффузора скорость движения продуктов детонации становится отрицательной, т. е. воздух начинает поступать через это сечение в двигатель. Расчет проводился до этого момента времени. Из табл. 3 видно, что давление на дне камеры в этом промежутке времени монотонно уменьшается, давление в среднем сечении диффузора сначала уменьшается, затем его изменение принимает колебательный характер.



В случае обработки ДРД могут быть решены следующие задачи:

- 1) придание максимально возможной скорости полета ЛА, использующего химические компоненты топлива, за счет реализации непрерывного детонационного процесса;
- 2) возможность полета ЛА в широком диапазоне изменения высот и скоростей за счет разработки комбинированных детонационных двигателей;
- 3) улучшение маневренных свойств ЛА при подлёте к цели (причаливании, стыковке, коррекции на орбите и т.д.) за счет использования высокоточных, стабильных и быстродействующих ($\tau_{\text{имп}} = 10^{-4}\text{C}$) детонационных импульсов в реактивных системах управления повышенной точности.

Материалы исследований опубликованы в списке используемых источников, а также защищены патентами и свидетельствами РФ (№ 2066778, 2142058, 2106511, 34005, 34006, 34007, 6838, 20548, 20549, 27164). В настоящее время проводятся исследования по возможности использования генератора Гартмана в качестве элемента детонационного ДРД, что не имеет аналогов технического решения в мировой практике, а также выполняется НИР по разработке ДРД на основании решения Правительства РФ.

Работа выполнена при финансовой поддержке Минобрнауки РФ, Проект 205.01.01.030; а также по Гос. контракту №5144, по гранту Президента РФ № МК-2871.2005.10.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Войцеховский Б.В., Митрофанов В.В., Топчий М.Е.* Структура фронта детонации в газах. Новосибирск, 1963. 168 с.
2. *Льюис Б., Эльбе Г.* Горение, пламя и взрывы в газах: Пер. с англ. М.: Мир, 1968. 592 с.
3. *Ляхов В.Н., Подлубный В.В., Титаренко В.В.* Воздействие ударных волн и струй на элементы конструкции. М.: Машиностроение, 1989. 391 с.
4. *Поршнев В.А., Федорец О.Н.* Обоснование разработки ПДРДГ с замкнутым циклом работы // Труды 31 ПДНТС. Саратов: СФВАУ, 1999. С. 44–45.
5. *Поршнев В.А., Федорец О.Н.* Теоретико-экспериментальная методика расчета основных параметров детонационных реактивных двигателей. // Аэродинамика. Ударно-волновые процессы: Труды 15 Межвуз. конф. Саратов: Изд-во Сарат. ун-та, 2001. С. 82–88.
6. *Поршнев В.А., Федорец О.Н.* Принцип работы энергосилового устройства, выполненной на основе генератора Гартмана // Труды 13-й Всерос. науч.-техн. конф. Казань: КФВАУ, 2001.
7. *Поршнев В.А., Федорец О.Н.* Алгоритм методики расчета основных параметров пульсирующих детонационных двигателей // Труды 13-й Всерос. науч.-техн. конф. Казань: КФВАУ, 2001.
8. *Поршнев В.А., Федорец О.Н., Шиндяпин Г.П.* Расчет и разработка модели энергосилового устройства, работающей на принципе преобразования химической энергии рабочей смеси детонационным способом // Материалы 2-го Междунар. совещ. по использованию энергоаккумулирующих веществ ЭАВ в экологии, машиностроении, энергетике и на транспорте / М.: ИМАШ РАН, 2001. С. 165–170.
9. *Поршнев В.А., Федорец О.Н.* Результаты испытаний многосекционной детонационной камеры // Труды 13-й Всерос. науч.-техн. конф. Казань: КФВАУ, 2001.
10. *Поршнев В.А., Федорец О.Н.* Анализ работ, выполненных по детонации // Труды 34 ПДНТС. Саратов: АВН СФВАУ, 2002.
11. *Поршнев В.А., Федорец О.Н.* Система управления пульсирующим детонационным двигателем // Проблемы экономичности и эксплуатации двигателей внутреннего сгорания в АПК СНГ: Материалы Межгос. НТС. Саратов: СГАУ, 2002. Вып. 14. С.144–147.
12. *Поршнев В.А., Федорец О.Н.* Вариант системы управления пульсирующим детонационным двигателем на основе газодинамического контура // Проблемы экономичности и эксплуатации двигателей внутреннего сгорания в АПК СНГ: Материалы Межгос. НТС. Саратов: СГАУ, 2002. Вып. 14. С.147–150.
13. *Поршнев В.А., Сапунков Я.Г., Шиндяпин Г.П., Федорец В.Н.* Методика расчета тяговых характеристик пульсирующих детонационных двигателей // Труды 35 ПДНТС. Саратов: АВН, СФВАУ, 2003. С.21–23.
14. *Поршнев В.А., Сапунков Я.Г., Шиндяпин Г.П., Федорец В.Н.* Разработка комбинированных детонационных двигателей для перспективных летательных аппаратов // Труды 35 ПДНТС. Саратов: АВН, СФВАУ, 2003. С.23–26.
15. *Сапунков Я.Г., Шиндяпин Г.П., Поршнев В.А., Федорец О.Н.* Математическая модель детонационного двигателя // Математика. Механика: Межвуз. сб. науч. тр. Саратов: Изд-во Сарат. ун-та, 2001. Вып. 3. С.178–181.
16. *Шиндяпин Г.П., Сапунков Я.Г., Поршнев В.А., Федорец В.Н., Сорокин В.Н.* Модель импульсного детонационного двигателя // Информационные технологии в естественных науках, экономике и образовании: Труды Междунар. конф. Саратов: Энгельс, 2002. С. 421–422.
17. *Шиндяпин Г.П., Сапунков Я. Г., Поршнев В. А., Федорец В.Н.* Расчет параметров течения продуктов детонации и воздуха в детонационном двигателе // Сб. науч. докл. 1-го Междунар. совещ. по использованию



энергоаккумулирующих веществ ЭАВ в экологии, машиностроении, энергетике и на транспорте. М.: ИМАШ РАН, 2002.

18. Шиндяпин Г.П., Сапунков Я.Г., Поршнев В.А., Федорец В.Н. Перспективы использования ультразвуковых колебаний для смешения и распыла неньютоновских жидкостей // Сб. науч. докл. 2-го Междунар. совещ. по использованию энергоаккумулирующих веществ ЭАВ в экологии, машиностроении, энергетике и на транспорте. М.: ИМАШ РАН, 2002.

19. Шиндяпин Г.П., Сапунков Я.Г., Поршнев В.А., Федорец В.Н. Вычислительный эксперимент по исследованию ударно-волновых процессов в импульсном детонационном двигателе // Информационные технологии в естественных науках, экономике и образовании: Тр. Междунар. конф. Саратов; Энгельс, 2002. С.422–423.

20. Шиндяпин Г.П., Сапунков Я.Г., Поршнев В.А., Федорец О.Н. Методика расчета основных параметров детонационного двигателя // Аэродинамика: Ударно-волновые процессы: Тр. 16-й Межвуз. конф. Саратов: Изд-во Саратов. ун-та, 2002. С.56–58.

21. Шиндяпин Г.П., Сапунков Я.Г., Поршнев В.А., Федорец В.Н. Модель детонационного двигателя для расчёта его параметров // Аэрокосмическая техника и высокие технологии-2002: Тр. Всерос. науч.-теор. конф. / ПГТУ. Пермь, 2002. С. 291.

22. Шиндяпин Г.П., Сапунков Я.Г., Поршнев В.А., Федорец В.Н. Системы уравнений для расчёта параметров газового потока в детонационном двигателе // Аэрокосмическая техника и высокие технологии-2002: Тр. Всерос. науч.-теор. конф. / ПГТУ. Пермь, 2002. С.292.

23. Шиндяпин Г.П., Сапунков Я.Г., Поршнев В.А., Федорец В.Н. Некоторые результаты конструктивных разработок основных частей и систем пульсирующих детонационных двигателей // Проблемы обеспечения эффективности и устойчивости функционирования сложных технических систем: Сб. тр. 21-й межведомств. науч.-техн. конф. / СВИРВ. Серпухов, 2002. С.94–98.

24. Шиндяпин Г.П., Сапунков Я.Г., Поршнев В.А., Федорец В.Н. Методика расчёта энергосилового блока ПДРД // Сб. науч. докл. 3-го Междунар. совещ. по использованию энергоаккумулирующих веществ ЭАВ в экологии, машиностроении, энергетике и на транспорте. М.: ИМАШ РАН, 2003. С.72–83.

25. Шиндяпин Г.П., Сапунков Я.Г., Поршнев В.А., Федорец В.Н. Импульсный детонационный двигатель с диффузором // Тяжёлое машиностроение. 2003. № 11.

26. Шиндяпин Г.П., Сапунков Я.Г., Поршнев В.А., Федорец В.Н. Разработка комбинированных детонационных двигателей для перспективных летательных аппаратов // АВН. Труды ПДНТС. СФ ВАУ. Саратов, 2003. Вып.35. С.23–26.

27. Шиндяпин Г.П., Сапунков Я.Г., Поршнев В.А., Федорец В.Н. Разработка схемы комбинированного детонационного двигателя // Внутрикамерные процессы в энергетических установках, акустика, диагностика: Материалы 14-й Всерос. межвуз. науч.-техн. конф. / КФ ВАУ. Казань, 2002. С.50–52.

28. Шиндяпин Г.П., Сапунков Я.Г., Поршнев В.А., Федорец В.Н. Расчёт импульса тяги пульсирующих детонаци-

онных двигателей // Внутрикамерные процессы в энергетических установках, акустика, диагностика: Материалы 14-й Всерос. межвуз. науч.-техн. конф. / КФ ВАУ. Казань, 2002. С.53–55.

29. Шиндяпин Г.П., Сапунков Я.Г., Поршнев В.А., Федорец В.Н. Разработка конструктивно-компоновочной схемы комбинированного детонационного двигателя для РСЗО // Внутрикамерные процессы в энергетических установках, акустика, диагностика: Материалы 15-й Всерос. межвуз. науч.-техн. конф. / КФ ВАУ. Казань, 2003.

30. Шиндяпин Г.П., Сапунков Я.Г., Поршнев В.А., Федорец В.Н. Разработка детонационных двигателей для воздушных транспортных средств на основе вычислительного и натурного экспериментов // Научные исследования науки и техники: Отчётная конф.-выставка по подпрогр. «Транспорт» науч.-техн. программы Минобразования РФ Москва; Звенигород, 2002. С.71–72.

31. Eidelman S., Grossmann W. Pulsed Detonation Engines Experimental and Theoretical Review. AIAA 92-3168. July, 1992.

32. Helman D., Shreeve R.P., Eidelman S. Detonation Pulse Engine. AIAA 86-1683. 1986.

33. Hinkey J.B., Bussing T.R.A., Kaye L. Shock Tube Experiments for the Development of a Hydrogen-Fueled Pulse Detonation Engine. AIAA 95-2578, 31st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, San Diego, CA, July 10-12, 1995.

34. Hoffman H. Reaction Propulsion by Intermittent Detonative Combustion, Ministry of Supply, Volkenrode translation. 1941.

35. Kailasanath K., Patriaik G. Performance Estimates of Pulsed Detonation Engines. Proceedings of the 28th International Symposium on Combustion, The Combustion Institute, July 2000, Edinburgh, Scotland.

36. Nicholls J.A., Wilkmon H.R., Morrison R. B. Intermittent Detonation as a Thrust-Producing Mechanism. Jet Propulsion, 21, 1957. P. 534–541.

37. Ting J.M., Bussing T.R.A., Hinkey J.B. Experimental Characterization of the Detonation Properties of Hydrocarbon Fuels for the Development of a Pulse Detonation Engine. AIAA 95-3154, 31st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, San Diego, CA, July 10–12, 1995.

38. Wintenberger E., Austin J., Cooper M., Jackson S., Shepherd J. E. Impulse of a pulse detonation engine: single-cycle model. GALCIT Report FMOO-8, Pasadena, CA 91125, 2001.

39. Левин В.Д., Смехов Г.Д., Тарасов А.И. и др. Расчетно-экспериментальные исследования модели пульсирующего детонационного двигателя // Препринт № 42-98 / Институт механики МГУ. М., 1998.

40. Поршнев В.А., Федорец В.Н. Обоснование необходимости разработки двигателей с непрерывным детонационным горением // Труды 27 ПДНТС. Саратов: СВВКИУРВ, 1995. С.70–71.

41. Поршнев В.А. Обоснование облика энергосиловых установок на основе пульсирующих детонационных двигателей для летательных аппаратов: Дис. ... канд. техн. наук. Саратов, 2000. 179 с.



ИНФОРМАТИКА

УДК 519.4

НЕКОТОРЫЕ ВОПРОСЫ О МИНИМАЛЬНЫХ РАСШИРЕНИЯХ ГРАФОВ

М.Б. Абросимов

Саратовский государственный университет,
кафедра теоретических основ компьютерной безопасности и криптографии
E-mail: mic@rambler.ru

Рассматриваются некоторые утверждения о минимальных расширениях графов, интуитивно представляющиеся очевидными, однако на самом деле не являющиеся истинными без дополнительных условий.

Some Questions on Minimal Extensions of Graphs

M.B. Abrosimov

Some statements concerning minimal extensions of graphs are presented that seem to be quite evident at first sight but are not so simple under closer inspection.

Неориентированным графом (далее – *графом*) называется пара $G = (V, \alpha)$, где α (отношение смежности) – симметричное и антирефлексивное отношение на множестве вершин V . *Степенью вершины* v в графе будем называть количество вершин в G , смежных с данной, и обозначать через $d(v)$. Здесь и далее определения даются по [7].

Подграфом графа $G = (V, \alpha)$ называется пара $G' = (V', \alpha')$, где $V' \subseteq V$ и $\alpha' = \alpha \cap (V' \times V')$.

Вложением графа $G_1 = (V_1, \alpha_1)$ в граф $G_2 = (V_2, \alpha_2)$ называется такое взаимно однозначное отображение $f: V_1 \rightarrow V_2$, что для любых вершин $u, v \in V_1$ выполняется следующее условие: $(u, v) \in \alpha_1 \Rightarrow (f(u), f(v)) \in \alpha_2$.

Два графа $G_1 = (V_1, \alpha_1)$ и $G_2 = (V_2, \alpha_2)$ называются *изоморфными*, если можно установить взаимно однозначное соответствие $f: V_1 \rightarrow V_2$, сохраняющее отношение смежности:

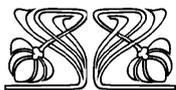
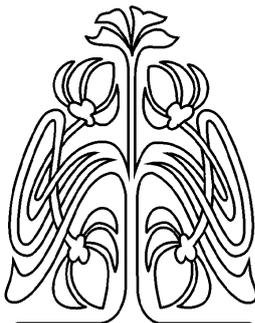
$$(u, v) \in \alpha_1 \Leftrightarrow (f(u), f(v)) \in \alpha_2, \text{ для любых } u, v \in V_1.$$

Назовем граф $G_R = (V_R, \alpha_R)$ *вершинным k -расширением* графа $G = (V, \alpha)$, если граф G можно вложить в каждый подграф графа G_R , получающийся удалением любых его k вершин и всех связанных с ними ребер.

Назовем граф $G_R = (V_R, \alpha_R)$ *реберным k -расширением* графа $G = (V, \alpha)$, если граф G можно вложить в каждый подграф графа G_R , получающийся удалением любых его k ребер.

Граф $G^* = (V^*, \alpha^*)$ называется *минимальным вершинным k -расширением* (далее – *МВ- k P*) n -вершинного графа $G = (V, \alpha)$, если выполняются следующие условия:

- 1) G^* является вершинным k -расширением G , то есть граф G вложим в каждый подграф графа G^* , получающийся удалением любых его k вершин;
- 2) G^* содержит $n + k$ вершин, то есть $|V^*| = |V| + k$;
- 3) α^* имеет минимальную мощность при выполнении условий 1) и 2).



**НАУЧНЫЙ
ОТДЕЛ**

