

На правах рукописи

Ларионов Сергей Юрьевич

**РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ
СОВЕРШЕННОГО ГАЗА В РЕЗОНАТОРЕ ПУЛЬСИРУЮЩЕГО
ДЕТОНАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ**

**Специальность 05.07.05 – «Тепловые, электроракетные двигатели
и энергоустановки летательных аппаратов»**

АВТОРЕФЕРАТ
диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Москва – 2012

Работа выполнена на кафедре "Теория воздушно-реактивных двигателей" Московского авиационного института (национального исследовательского университета).

Научный руководитель: доктор технических наук,
профессор
Рутовский Владимир Борисович

Официальные оппоненты: Полев Анатолий Сергеевич
доктор технических наук, профессор,
ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»,
начальник отдела

Соколов Виктор Евгеньевич
кандидат технических наук,
ОАО «НПО «Молния», зам. гл. конструктора

Ведущая организация: ФГУП «Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского»

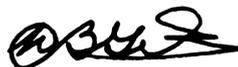
Защита диссертации состоится «18» июня 2012 г. в 13 час. 00 мин. на заседании диссертационного совета Д 212.125.08, созданного на базе Московского авиационного института (национального исследовательского университета), 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д.4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке Московского авиационного института (национального исследовательского университета) «МАИ».

Автореферат разослан «___» _____ 2012 г.

Ученый секретарь
диссертационного совета

д.т.н., профессор



Ю.В.Зуев

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность работы.

Современные тенденции развития двигателестроения обуславливают создание двигательных установок с максимальными, предельно допустимыми рабочими параметрами, поэтому исследование перспективных силовых установок (СУ) как традиционных, так и альтернативных схем, работающих на различных принципах получения тяги, является сейчас весьма актуальным. В настоящее время как у нас в стране, так и за рубежом большое внимание уделяется поиску и исследованию различных схем перспективных СУ для летательных аппаратов (ЛА) различного целевого назначения. Импульсные силовые установки воздушно-реактивного типа отличаются простотой конструкции и ожидаемыми низкими производственными затратами. Высокие ожидаемые технико-эксплуатационные характеристики таких двигателей определяют широкие возможности по их применению в боевых системах, в первую очередь в составе СУ для крылатых ракет и самолетов.

Одной из возможных схем реализации таких установок является пульсирующий детонационный двигатель (ПудД). Пульсирующий процесс в таком двигателе осуществляется за счет возбуждения резонансных высокочастотных автоколебаний в газодинамическом резонаторе ПудД, периодически заполняющимся специально подготовленной топливовоздушной смесью, а выделение тепла, увеличивающее амплитуду этих колебаний, происходит за счет детонационного сгорания смеси в ударных волнах, специальным образом формируемых в резонаторе.

Среди ключевых вопросов, которые имеют место при создании подобных ПудД, можно выделить:

- вопросы смесеобразования и предварительной подготовки экзотермически активной топливовоздушной смеси;
- возможность осуществления самовоспламенения топливовоздушной смеси и организации высокочастотного сгорания этой смеси при высокой полноте сгорания;
- разработка математических моделей сложных физико-химических процессов, происходящих в отдельных элементах двигателя;
- проведение с использованием этих математических моделей оптимизационных исследований геометрических и газодинамических параметров отдельных элементов ПудД;
- экспериментальная отработка элементов ПудД.

В связи с вышесказанным возникает необходимость всестороннего изучения и анализа данного типа двигателя, как в целом, так и отдельных его элементов в частности.

Целью работы является проведение расчетно-экспериментальных исследований резонатора тягового модуля (ТМ) пульсирующего детонационного двигателя на различных режимах работы и анализ влияния геометрических параметров модели на ее тяговые характеристики.

Основные задачи, решаемые в диссертационной работе:

1. Обзор и анализ имеющихся работ по традиционным (ударно-волновым) методам определения параметров рабочего процесса и характеристик тяговых модулей ПудД в целях получения сведений об общей эффективности применения ПудД в реактивной авиации. Определение возможностей улучшения тягово-экономических и габаритно-массовых характеристик ТМ ПудД за счет использования сверхвысоких параметров рабочего процесса, применения эжекторных усилителей тяги и др. средств.

2. Разработка методики расчета течения газового потока в резонаторе ТМ ПудД на основе использования численных методов решения уравнений Навье-Стокса для режимов работы без сжигания топлива в резонаторе.

3. Получение экспериментальных данных для указанных режимов работы ТМ ПудД (без сжигания топлива в резонаторах), необходимых для проверки предлагаемой методики расчета газового потока в резонаторе (режимы "холодных продувок").

4. Определение оптимальных геометрических и газодинамических параметров модели по критерию максимальной тяги на основе полученных в результате экспериментального этапа работы данных.

5. Проведение сравнительного анализа вероятных конструктивных схем совместного использования резонаторов с помощью разработанной методики расчета течения газового потока.

Научная новизна полученных в работе результатов заключается в следующем:

1. С помощью разработанной методики проведено моделирование рабочего процесса в ТМ без сжигания топлива. Получены новые результаты по параметрам рабочего процесса в области исследования.

2. Впервые исследована возможность совместного использования резонаторов применительно к некоторым конструктивным схемам.

3. Получены новые данные по результатам экспериментальных исследований. Определена качественная картина течения рабочего тела в резонаторе ПудД для режима "холодной продувки".

Достоверность и обоснованность полученных результатов экспериментальных исследований подтверждается использованием точных приборов и тестовыми опытами с применением сертифицированных средств измерений. Достоверность результатов проведенных в работе исследований и расчетов течения в резонаторе ТМ ПудД подтверждается согласованием с экспериментальными данными.

Основным вкладом диссертанта является предложенная методика расчета течения газового потока в резонаторе ТМ ПудД. Автор принимал участие в проведенных экспериментальных исследованиях моделей ТМ ПудД, а также в проведении их анализа.

Практическая ценность и реализация.

Разработанная методика позволяет моделировать и проводить анализ рабочего процесса в резонаторе ТМ ПудД в нестационарной постановке на персональном компьютере с приемлемыми вычислительными и временными

ресурсами. На основании полученных при выполнении работы результатов, определены оптимальные геометрические и газодинамические параметры модели, которые позволят составить более эффективную программу следующего – "горячего" этапа экспериментальных исследований (со сжиганием топлива в резонаторе).

Апробация работы.

Основные результаты работы докладывались и обсуждались:

- на семинарах «Рабочий процесс ВРД» кафедры «Теория воздушно-реактивных двигателей» Московского авиационного института;
- на XXXI академических чтениях по космонавтике, посвященных 100-летию со дня рождения академика С.П. Королева, Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2007 г.;
- на XXXII академических чтениях по космонавтике, Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2008 г.

Основные положения, выносимые на защиту:

1. Разработанная методика расчета течения газового потока в резонаторе ТМ ПуДД без сжигания топлива (режим "холодной продувки") на основе использования численных методов решения уравнений Навье-Стокса.
2. Результаты расчета параметров рабочего процесса в резонаторе ТМ, полученные посредством математического моделирования и их верификация с полученными экспериментальными данными.
3. Сравнительная оценка возможных вариантов использования резонаторов тяговых модулей ПуДД применительно к предлагаемым конструктивным схемам.
4. Результаты экспериментальных исследований высокочастотного пульсирующего тягового модуля на режимах "холодных продувок" (без сжигания топлива).

Публикации.

По материалам диссертации опубликовано 4 научные работы.

Структура и объём работы.

Диссертация состоит из введения, пяти глав, основных результатов и выводов, списка используемой литературы. Общий объём диссертации составляет 123 страницы. Библиографический список используемой литературы насчитывает 67 наименований.

Автор выражает искреннюю благодарность своему научному руководителю – д.т.н., проф. Рутовскому В.Б., а также профессору кафедры теории авиационных двигателей ВВА им. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина заслуженному деятелю науки и техники РФ, д.т.н. Нечаеву Юлиану Николаевичу – за ценные замечания в процессе работы.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обосновывается актуальность работы, формулируется цель исследования, отмечается научная новизна работы, дается ее краткая характеристика и формулируются основные положения, выносимые на защиту.

В первой главе проведен обзор исторических предпосылок создания и проанализированы существующие тенденции и направления развития и применения пульсирующих двигателей.

Впервые идея создания пульсирующих воздушно-реактивных двигателей (ПуВРД) была высказана и запатентована в 1906 г. русским инженером В.В. Караводиныным. Помимо этого, созданием двигателей, работающих по циклу $v=const$, также занимались Г. Хольцварт и П. Шмидт. Значительный вклад в проблему ПуВРД был внесен Б.С. Стечкиным, который в 1941-1942 гг., находясь в заключении и работая в Казанском СКВ, разработал, сконструировал и испытал ПуВРД для использования в качестве ускорителя на самолетах Пе-2. Но низкие частоты пульсаций из-за применения механических клапанов, а также сложность управления процессом не позволили в то время применить данный тип двигателя на летательных аппаратах различного целевого назначения.

Другим направлением пульсирующих двигателей являются пульсирующие детонационные двигатели, использующие способ подвода тепла по циклу детонационного сгорания топлива близкого к циклу Гемфри ($v=const$).

В области двигателей интерес к детонационному сгоранию возник всего 15 – 20 лет назад. В результате появились многочисленные исследования, патенты и проекты ПуДД. Среди них есть как отечественные, так и зарубежные разработки.

При большом разнообразии имеющихся схем ПуДД, в них детонационное горение предлагается возбуждать и осуществлять в детонационных трубах – цилиндрических трубах значительной длины. Но всем этим схемам свойственен ряд недостатков. Главными из них являются: малые частоты пульсаций (менее 100 Гц), высокий уровень шума и низкая экономичность.

В связи с этим было необходимо найти иные способы возбуждения высокочастотного детонационного горения. Удачным решением явилось использование автоколебательного процесса, вызываемого эффектом Гартмана – Шпренгера.

Еще в 1919г. Гартманом было установлено, что если истекающая из сверхзвукового сопла стационарная струя натекает на преграду – трубку, открытый конец которой направлен навстречу струе, то наблюдаемое при этом течение может быть как стационарным, так и пульсирующим. При этом пульсирующий характер процесса в такой системе приводит к значительным колебаниям давления. Позднее Шпренгером было обнаружено, что при возникновении пульсаций в таком устройстве дно резонансной трубки нагревается. Первоначально зафиксированная температура равнялась 698 К. Впоследствии, исследование этого эффекта позволило получить более высокие (до 1800К) температуры.

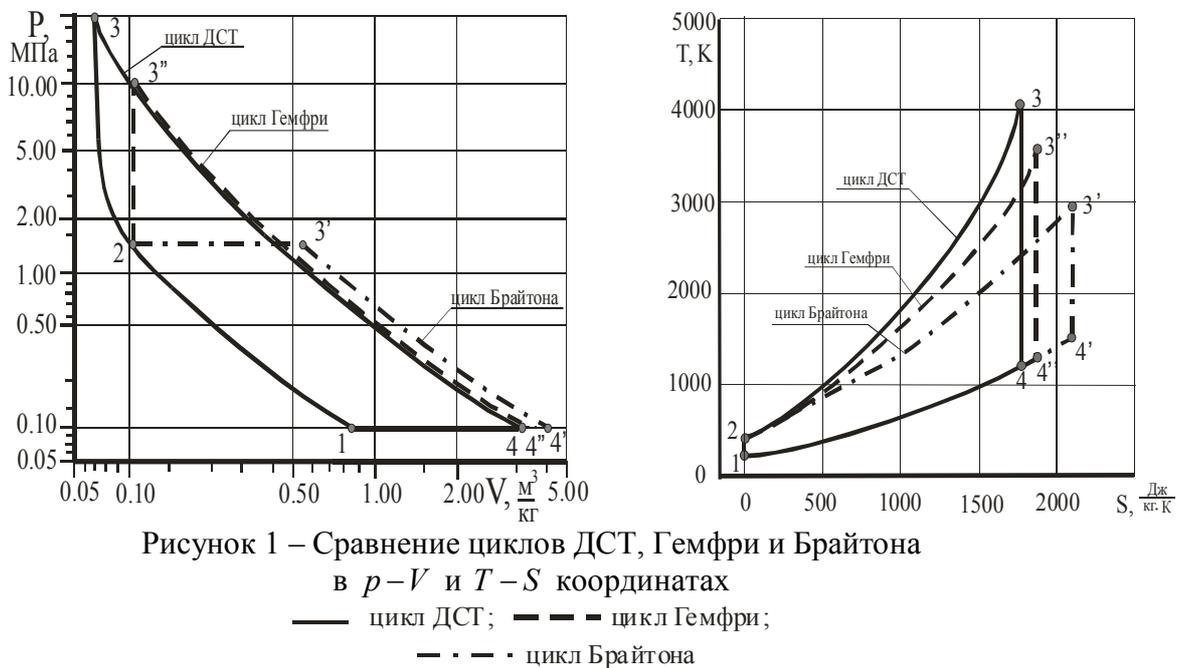
Для реализации такого процесса был предложен высокочастотный ударно-волновой резонатор, запатентованный в 1991 г. и исследующийся в данной работе. Эта оригинальная конструкция ПуДД, не имеющая аналогов в

мировой практике, была признана удачной и принята за основу последующих исследований, проводящихся в ряде организаций. Результаты этих исследований, обзор возможных областей применения ПуДД также представлены в первой главе.

Вторая глава посвящена обзору исследований по термодинамическому анализу и основным физическим принципам организации рабочего процесса ПуДД исследуемого типа.

Для расчета параметров ПуДД используется методика, разработанная профессором ВВА им. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина д.т.н. Ю.Н.Нечаевым и вводится понятие цикла с детонационным сгоранием топлива (цикла ДСТ).

Такой цикл, с предварительным повышением давления рабочего тела (РТ) перед его подачей в тяговый модуль ПуДД, представлен на рис. 1 в $P-V$ и $T-S$ координатах (сплошные линии).



Цикл ДСТ состоит из четырех процессов: процесса 1-2 – предварительного адиабатического повышения давления топливовоздушной смеси перед ее подачей в ТМ; процесса 2-3 – подвода теплоты q_1 в детонационной волне сгорания; процесса 3-4 – адиабатического расширения продуктов сгорания до атмосферного давления и процесса 4-1 – отвода теплоты q_2 в окружающую атмосферу.

Сформированный указанным способом единичный цикл принимается эквивалентным осредненному по времени циклу ПуДД.

Задача расчета параметров и характеристик ПуДД заключается в определении работы цикла $l_{ц}$ и термического КПД η_t цикла ДСТ, которые выводятся на основе известных из термодинамики соотношений, согласно которым:

$$l_u = q_1 - q_2 \quad ; \quad \eta_t = 1 - \frac{q_1}{q_2} \quad (1)$$

где q_1 - тепло, вносимое в двигатель с топливом, а q_2 - отводимое тепло.

Величина q_2 в предположении постоянства теплоемкостей газа определяется из условия:

$$q_2 = c_p T_4 - c_p T_1 = c_p T_1 (T_4 / T_1 - 1) \quad (2)$$

и она является функцией отношения температур T_4 / T_1 . Отношение температур T_4 / T_1 можно выразить через отношение удельных объемов V_4 / V_1 и представить в виде:

$$T_4 / T_1 = V_4 / V_1 = (V_4 / V_3)(V_3 / V_2)(V_2 / V_1) \quad (3)$$

Процессы 1-2 и 3-4 адиабатические, поэтому для них $V_4 / V_3 = (p_3 / p_4)^{1/k}$ и $V_2 / V_1 = (p_1 / p_2)^{1/k}$. Но поскольку $p_4 = p_1$, то $T_4 / T_1 = (p_3 / p_2)^{1/k} V_3 / V_2$.

В теории детонационных волн отношения V_3 / V_2 и p_3 / p_2 принято представлять через приведенную скорость λ_2 (при $\lambda_3 = 1$) следующим образом:

$$\frac{V_3}{V_2} = \frac{\lambda_2^2 + 1}{2\lambda_2^2} \quad ; \quad \frac{p_3}{p_2} = \frac{\lambda_2^2 + 1}{(k+1) - (k-1)\lambda_2^2}$$

Заменяя в этих выражениях λ_2^2 через M_2^2 с учетом того, что связь λ_2^2 с M_2^2 определяется формулой $\lambda_2^2 = \frac{(k+1)M_2^2}{2 + (k-1)M_2^2}$, определяем:

$$\frac{V_3}{V_2} = \frac{1}{M_2^2} \left(\frac{p_3}{p_2} \right) \quad ; \quad \frac{p_3}{p_2} = \frac{1 + kM_2^2}{k+1}$$

и следовательно

$$\frac{T_4}{T_1} = \left(\frac{1 + kM_2^2}{k+1} \right)^{k+1} \frac{1}{M_2^2} \quad (4)$$

Число M_2 , соответствующее $M_3 = 1$ в газовой динамике принято обозначать соответствующим режиму детонации Чепмена-Жуге (CJ) – M_{CJ} . Тогда с учетом (2) и (3) окончательно получим:

$$\eta_t = 1 - \frac{c_p T_1}{q_1} \left[\frac{1}{M_{CJ}^2} \left(\frac{1 + kM_{CJ}^2}{k+1} \right)^{k+1} - 1 \right] \quad ; \quad l_u = q_1 \eta_t \quad (5)$$

Как видно, η_t и l_u при заданных значениях q_1 , κ и c_p зависят только от числа M_{CJ} ДВ, определяемого при $M_3 = 1$ по скорости распространения ДВ по горючей смеси, причем $M_{CJ} = D_{CJ} / a_2$, где $a_2 = \sqrt{kRT_2}$ - скорость звука, а T_2 - температура ТВС перед ее воспламенением, зависящая от $\pi = p_2 / p_1$, поскольку $T_2 = T_1 \pi^{\frac{k-1}{k}}$.

Величина M_{CJ}^2 в формуле (5) в этом случае определяется с использованием формулы (6):

$$M_{CJ}^2 = \frac{D_{CJ}^2}{a_2^2} = \left[(k^2 - 1) \frac{q_1}{a_2^2} + 1 \right] + \sqrt{\left[(k^2 - 1) \frac{q_1}{a_2^2} + 1 \right]^2 - 1} \quad (6)$$

Полученные соотношения позволяют выполнять расчеты цикла ДСТ и производить его сравнение с циклами других двигателей, а также определять удельные параметры цикла ДСТ – удельную тягу и удельный расход топлива.

На рис.2 представлена одна из возможных конструктивных схем тягового модуля ПуДД.

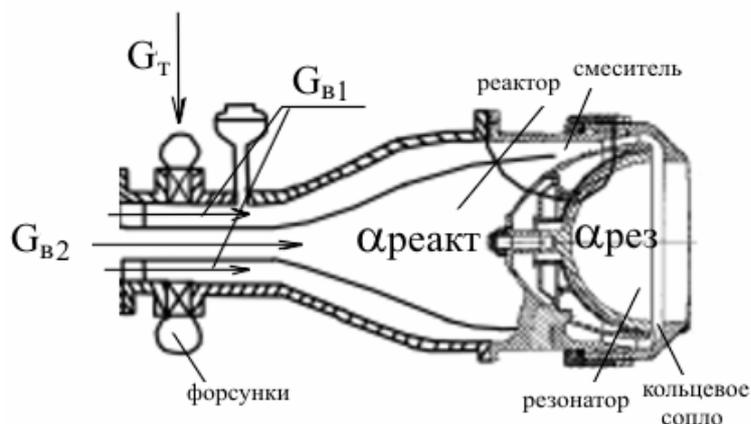


Рисунок 2 – Схема тягового модуля ПуДД

Тяговый модуль состоит из двух основных элементов – реактора и резонатора. В реакторе, в который подается практически все топливо G_T и только часть воздуха G_{B1} , осуществляется первая стадия процесса горения, – частичное сжигание топлива, необходимое для его разложения на химически активные составляющие (при коэффициенте избытка воздуха $\alpha_{реакт} \approx 0,3 \dots 0,5$). Далее топливовоздушная смесь (ТВС) перемешивается в смесителе с воздухом G_{B2} , подаваемым в обход реактора, и обедняется до значений коэффициента избытка воздуха близкого к единице. После этого подготовленная ТВС через специальное кольцевое сопло поступает в резонатор, имеющий форму сегмента сферы, где возникают высокочастотные пульсации давления и температуры, вызываемые соударением радиальных сверхзвуковых струй (эффект Гартмана-Шпренгера) и осуществляется вторая стадия – процесс быстрого сгорания в волнах сжатия.

В третьей главе дано описание экспериментального стенда ЭС-3М (рис.3), созданного в ВВИА им. Н.Е. Жуковского для исследования рабочего процесса и характеристик тягового модуля ПуДД.

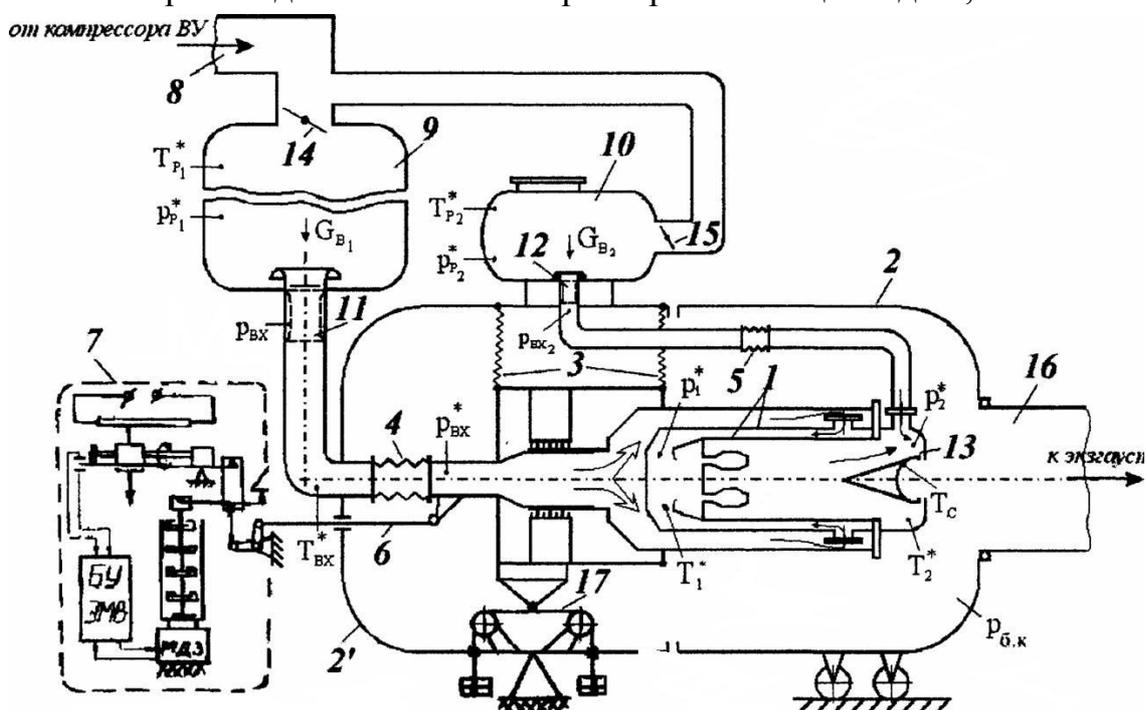
Автор принимал участие в проводимых экспериментальных исследованиях моделей ТМ ПуДД на данном стенде в составе бригады испытателей – исполнял обязанности инженера-испытателя.

Характеристики стенда ЭС-3М позволяют проводить исследования моделей ТМ с максимальным поперечным размером до 200 мм с возможностью установки эжекторного усилителя тяги.

Испытуемая модель 1 устанавливается (подвешивается) в барокамере 2 на гибких лентах 3 и имеет возможность свободного продольного перемещения под действием силы тяги вследствие наличия в подводящих воздух трубопроводах специальных подвижных сильфонов 4 и 5.

Вся подвижная часть стенда посредством тяги 6 соединена с электромеханическими весами 7, позволяющими измерять силу тяги модели с точностью до 0,5%. Имеется система дублирования показаний тяги с помощью тензометрического датчика, обеспечивающего при несколько меньшей точности более высокую мобильность замеров.

Воздух подается под избыточным давлением через ресивер от центральной компрессорной станции, имеющей систему осушения воздуха и регулирования в широких диапазонах давления p_1 и температуры T_1 . Максимальная производительность компрессорной станции - до 3,5 кг/с.



- 1 — испытуемая модель; 2 — подвижная часть барокамеры; 2' — неподвижная часть барокамеры; 3 — гибкие элементы подвески модели;
 4,5 — сильфоны; 6 — тяга для передачи усилия к ЭМВ; 7 — ЭМВ;
 8 — подача воздуха от ВУ; 9 — ресивер первичного воздуха;
 10 — ресивер вторичного воздуха; 11,12 — мерные коллекторы; 13 — зона смешения потоков; 14,15 — дроссельные заслонки; 16 — выхлопной трубопровод; 17 — устройство тарировки ЭМВ

Рисунок 3 – Схема стенда ЭС-3М

В процессе работы на стенде отлажена система измерений, проведено сопряжение с ЭВМ. Определены механические и газодинамические характеристики стенда и модели ТМ: потери полного давления, гистерезис системы подвески, расходные характеристики стенда и модели. Проведены необходимые тарировки. Совокупность проведенных мероприятий позволила получить регистрируемые параметры с необходимой степенью точности.

Четвертая глава посвящена экспериментальным исследованиям тягового модуля пульсирующего детонационного двигателя без сжигания топлива в резонаторе и анализу полученных результатов.

Экспериментальные исследования ТМ, представленные в работе, проводились с резонатором увеличенной размерности. На стенде ЭС-3М установлен и исследуется резонатор, имеющий $D_{рез}=90\text{мм}$. Все предшествующие результаты были получены на резонаторах меньшего диаметра.

Исходные геометрические параметры ТМ представлены в таблице 1, а общий вид ТМ показан на рис. 4, а.

Таблица 1

$h_c \cdot 10^{-3}, \text{ м}$	1,5	2	2,2	2,4	2,5	3,15	3,3	3,5	4	4,2	6,7	6,9
$S_{рез} \cdot 10^{-4}, \text{ м}^2$	4,24	5,65	6,22	6,78	7,07	8,90	9,33	9,89	11,31	11,48	18,94	19,5
$d_{лем} \cdot 10^{-2}, \text{ м}$	3,5	4,4	4,4	4,4	3,5	3,5	4,4	4,4	4,4	3,5	4,4	4,4
$S_{лем} \cdot 10^{-4}, \text{ м}^2$	9,62	15,2	15,2	15,2	9,62	9,62	15,2	15,2	15,2	9,62	15,2	15,2
$q_{рез}$	15	11,25	10,22	9,37	9	7,14	6,82	6,43	5,62	5,35	3,36	3,26

где: h_c – ширина щели в критическом сечении кольцевого сопла (см. рис.2) , $S_{рез}$ – площадь резонатора, $d_{лем}$ – диаметр мерного коллектора (лемнискаты), $S_{лем}$ – площадь лемнискаты, а также $q_{рез} = \frac{S_{рез}}{S_{кол.с}} = \frac{D_{рез}}{4h_c}$ – геометрический параметр, характеризующий отношения площадь резонатора $S_{рез}$ к площади кольцевого сопла резонатора $S_{кол.с}$.



Рисунок 4– Исследуемый тяговый модуль (а) и эжекторный усилитель тяги (б)

Помимо этого были проведены исследования ТМ с присоединенным эжекторным усилителем тяги (ЭУТ) (см. рис. 4,б). Целью данного этапа исследований было получение опытных данных по величинам коэффициентов усиления тяги и оптимизация геометрии ЭУТ.

По результатам экспериментальных исследований проведено сравнение величин удельной тяги $F_{уд} = \frac{F}{G\epsilon_2}$ и тяги F ТМ, замеренных на стенде и рассчитанных по параметрам потока для эквивалентных звуковых сопел и сопел Лавалья. Сравнение кольцевого сопла резонатора с эквивалентным звуковым соплом производилось непосредственно по замеренным в ходе эксперимента тягам. На рис. 5 представлены зависимости F/S (отношение тяг к площади кольцевого сопла резонатора, эквивалентного звукового сопла или сопла Лавалья, т.е. тяговая эффективность) от давления на входе в резонатор p^*_2 .

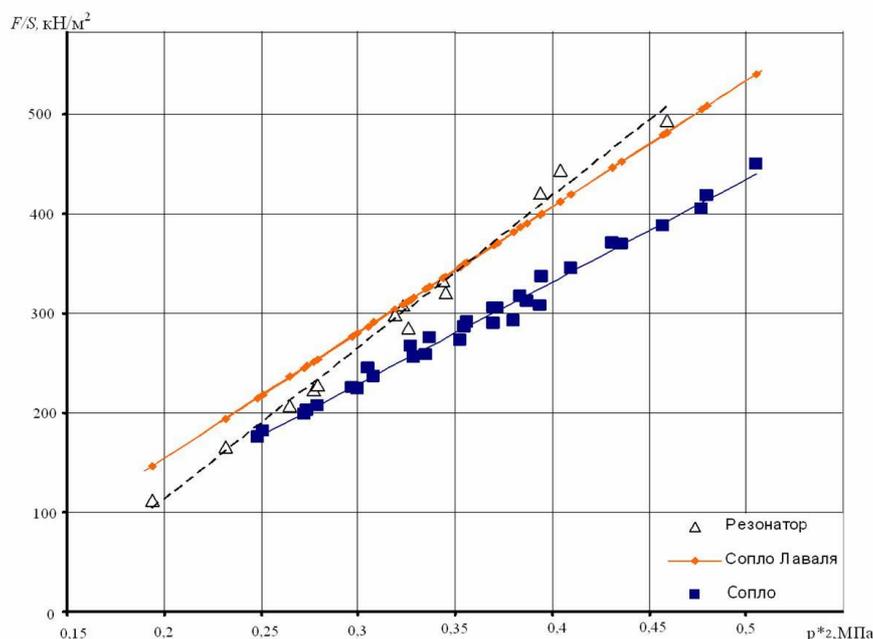


Рисунок 5 – Обобщенная зависимость F/S_c от давления p^*_2

Анализ данных показал, что в отдельных сборках (при определенных значениях h_c и давлениях p^*_2) тяга ТМ с резонатором не только превышает замеренную тягу эквивалентного звукового сопла, но и расчетную тягу сопла Лавалья. Также эти закономерности нашли подтверждение на стенде НТЦ им. А.Люльки, где исследуется ТМ ПуДД с резонатором $D_{рез}=70$ мм. Возможно, это обусловлено воздействием высокоскоростных пульсаций и ударно-волновых процессов, которые могут вызывать подсос воздуха в резонатор из окружающей атмосферы.

По результатам проведенных запусков построена графическая зависимость экспериментально определенной удельной тяги от параметра $q_{рез}$ для различных значений давления на входе в резонатор $p^*_2 = 0,2 \dots 0,5$ МПа (см. рис. 6), характерных для данной модели. Это позволило определить оптимальное значение $q_{рез}$ и наиболее эффективные по критерию тяги геометрические параметры модели. Как видно, максимальное значение

удельной тяги для каждого режима соответствует параметру $q_{рез}$, находящемуся в диапазоне 4...6.

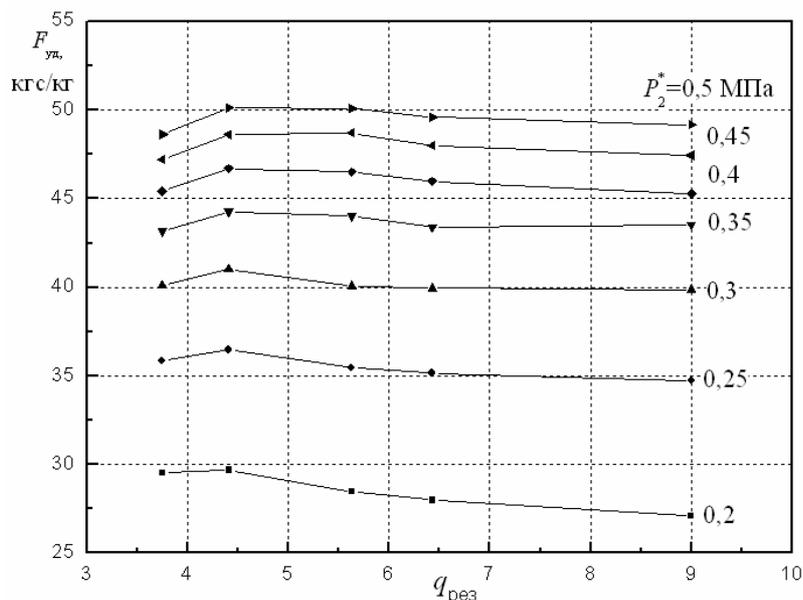
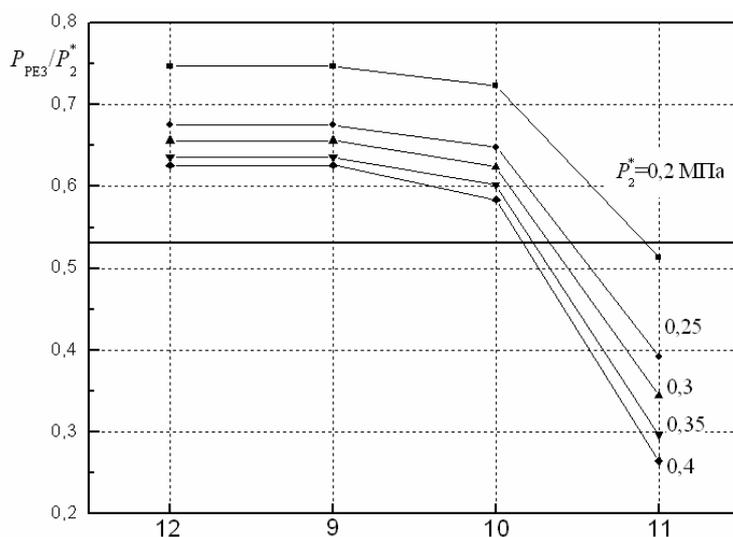


Рисунок 6 – Зависимость удельной тяги $F_{уд}$ от параметра $q_{рез}$ при различных значениях давления на входе в резонатор p_2^*

В результате исследований определена качественная картина течения газа в резонаторе. На тяговой стенке резонатора были установлены четыре датчика статического давления (точки 12,9,10,11) (см. рис. 7,а). При скорости, равной скорости звука $\lambda_c=1$, перепад равен критическому $\pi(\lambda_c)=1,89$. Соответственно для этого случая соотношение давлений $p_{рез}/p_2^*=1/1,89=0,53$ (на рис.7,б показано сплошной линией).



а) – схема расположения датчиков давления в полости резонатора;
б) – график распределения давления по точкам замера

Рисунок 7

Таким образом, если отношение давлений $p_{рез}/p_2^* > 0,53$, то течение – дозвуковое; если отношение меньше 0,53 – сверхзвуковое. Следовательно, экспериментальным методом установлено, что в центре резонатора образуется дозвуковой вихрь, а на выходе, ближе к периферии резонатора, течение имеет сверхзвуковую скорость.

В пятой главе приводится описание методики и результаты проведенных расчетных исследований рабочего процесса в резонаторе ТМ ПудД.

В настоящее время при исследованиях объектов авиационной техники все более широкое применение находит математическое моделирование, основанное на решении системы уравнений газовой динамики. Многовариантные расчеты, которые могут быть проведены на основе математической модели, позволяют определить оптимальные параметры объекта, а также позволяют оптимизировать проведение экспериментальных исследований посредством составления их эффективной программы.

Для решения задачи о характере течения в резонаторе ТМ ПудД использовался метод расчета газовых потоков, основанный на использовании осредненных уравнений Навье-Стокса (уравнений Рейнольдса).

С этой целью была определена расчетная область течения (см. рис. 8). Она включает в себя пространство от некоторого выбранного сечения канала активного газа 1 до выхода из резонатора с присоединенной областью истечения 3.

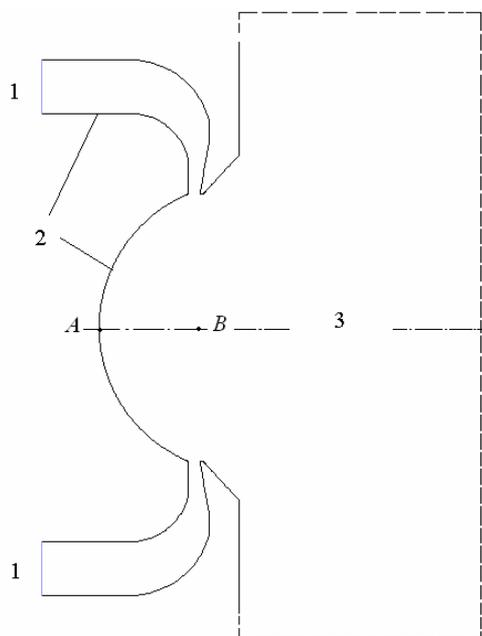


Рисунок 8 – Расчетная область с контрольными точками *A* и *B*
1-канал активного газа; 2-стенки; 3-область истечения

Как уже отмечалось, в данной работе рассматривалось течение без сжигания топлива, так называемая "холодная продувка" в условиях

покоящегося устройства при параметрах окружающего воздуха с давлением $p_n = 0,1$ МПа и температурой $T_n = 293$ К.

В данном исследовании развитие газодинамического течения в резонаторе описывается нестационарными уравнениями газовой динамики в осесимметричной постановке с уравнением состояния для совершенного газа. Оценка чисел Рейнольдса ($Re \approx 10^6$) свидетельствует о том, что течение в различных областях ТМ ПудД турбулентное.

Расчет проводился с использованием неявной схемы второго порядка точности, величина временного шага – $\Delta t = 2 \cdot 10^{-6}$ сек.

Обратимся к постановке граничных условий. В начальный момент времени полость резонатора, кольцевого сопла и воздух в окружающем пространстве, включенном в расчетную область считается покоящимся при атмосферных условиях. Давление на границе активного сопла (на входе в резонатор) $p^*_2 = 0,4$ МПа, температура – $T^*_2 = 350$ К. Ширина щели кольцевого сопла резонатора была определена исходя из условия максимальной удельной тяги $F_{уд}$, определенной экспериментально в главе 4 (см. рис. 6). Ширина щели – $h_c = 4$ мм, что соответствует параметру $q_{рез} = 5,62$.

Результаты проведенных расчетных исследований показали, что амплитуда колебаний газодинамических параметров (давления и температуры) на тяговой стенке резонатора в его донной части (точка *A*) и на оси симметрии – в "фокусе" (точка *B*) с течением времени увеличивается, достигая через несколько периодов максимальных значений. После этого устанавливается пульсирующее течение. Пульсации давления в точках *A* и *B* приобретают характер нелинейных незатухающих колебаний, чьи амплитуда и частота определяются геометрическими и газодинамическими параметрами конкретной рассматриваемой задачи. Распределение давлений в точке *B* (на оси симметрии модели), для временного интервала $0 \dots 0,01$ сек представлено на рис. 9. Для определения частоты колебания параметров было выполнено преобразование Фурье. Частота колебаний в точке *B* составила $f_B = 1,69 \cdot 10^3$ Гц.

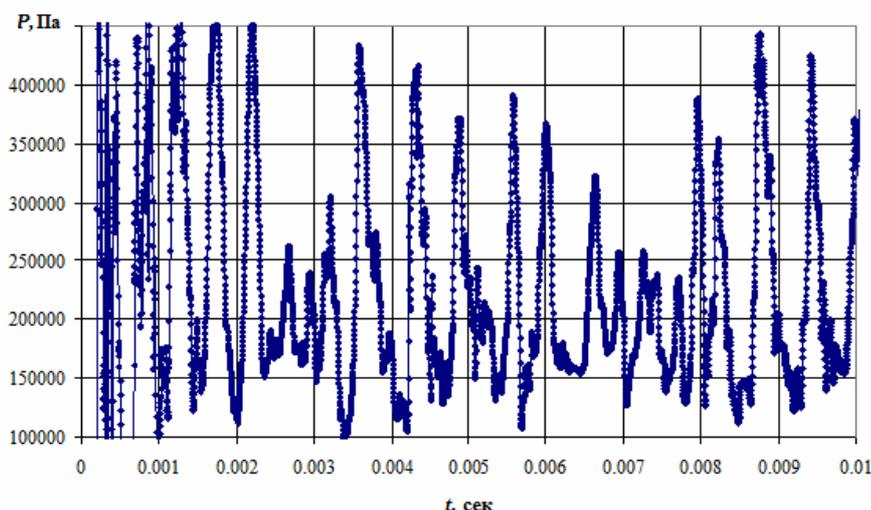


Рисунок 9 — Распределение давления по времени в точке *B* ($D_{рез} = 90$ мм)

Было установлено, что на выходе из кольцевого сопла, в критическом сечении, образуется звуковая волна с числом Маха, равным единице, эволюционирующая во времени. В начальный момент после поступления газа в область резонатора звуковая волна устанавливается в критическом сечении кольцевого сопла (в области истечения газа из канала в резонатор). Однако после того как в резонаторе происходит процесс сжатия рабочего тела в ударных волнах, давление в выходной области резонатора значительно повышается и происходит истечение с сверхзвуковой скоростью. После этого образуется волна разрежения с пониженным давлением, которая изменяет положение звуковой волны в критической области и способствует поступлению новой порции газа в рабочую область.

На рис. 10 показано распределение тяги по времени. Величина тяги определялась по избыточному давлению на поверхности тяговой стенки резонатора и по вертикальной стенке, ограничивающей расчетную область. Осредненное по времени значение тяги для представленного здесь случая составляет 39 кгс. Следует отметить, что величина расчетной удельной тяги ($F_{уд.расч}=45\text{кгс/кг}$) удовлетворительно коррелирует с экспериментально полученным для данного режима значением (см.рис.6). Таким образом, можно отметить, что предложенная методика расчета течения газа в резонаторе ТМ адекватно описывает происходящие процессы и может применяться при исследовании резонаторов схожей конфигурации.

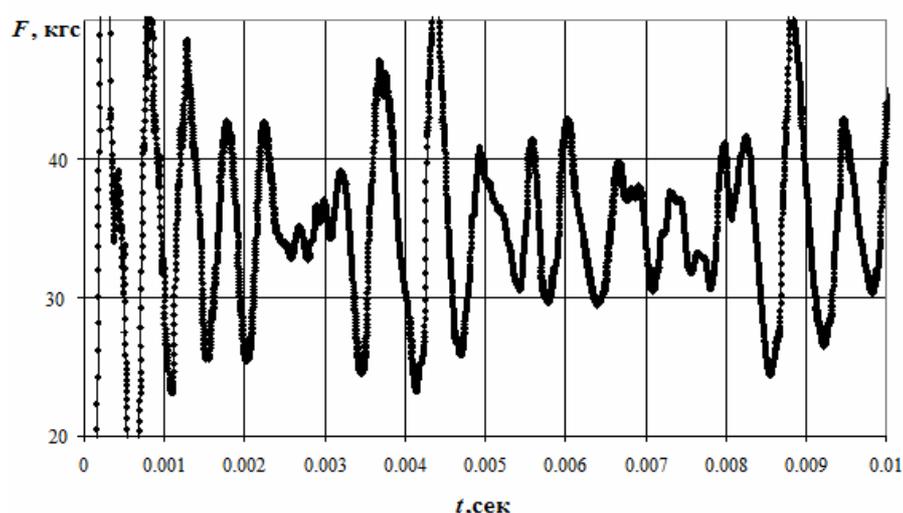


Рисунок 10 — Распределение по времени силы на тяговой стенке модели

Проведенные исследования единичного резонатора ТМ позволили рассмотреть возможность расчетного исследования других схем использования ТМ. Поэтому, совместно с группой исследователей, были предложены схемы, рассмотренные далее. Отметим, что последующие исследования проводились для тягового модуля с диаметром резонатора $D_{рез}=70$ мм и несколько отличной формой канала подачи газа в резонатор.

Было проведено расчетное исследование резонатора ТМ, имеющего следующие исходные параметры:

- ширина щели кольцевого сопла $h_c=4$ мм;
- давление газа во входном сечении $p^*_2=0,32$ МПа;
- температура на входе в резонатор $T^*_2 = 690$ К.

Распределение давлений в точке B (см. рис.8), относящееся к отрезку времени $0 \dots 0,01$ сек. представлено на рисунке 11. Как видно, здесь также как и для резонатора диаметром 90 мм после периода времени $t=0,002$ сек наблюдаются установившиеся периодические колебания давления. Выполненное для определения частоты колебания параметров преобразование Фурье дало величину $f_B=1,95 \cdot 10^3$ Гц. Расчетная удельная тяга для данного случая ($F_{уд.расч}=79,3$ кгс/кг), превышает расчетную тягу для идеального сопла при тех же параметрах ($F_{уд.ид.}=57$ кгс/кг) – на 38%. Это подтверждает известные материалы, что данный тип выходного устройства является тем эффективнее, чем выше температура подаваемого в него рабочего тела.

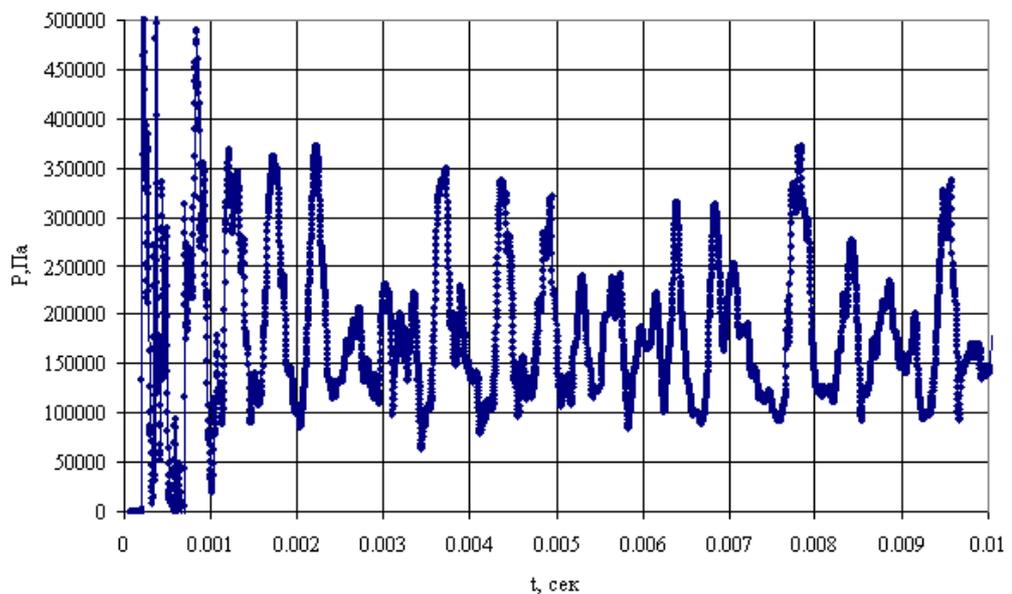


Рисунок 11 — Распределение давления по времени в точке B ($D_{рез}=70$ мм)

Далее в работе проведено исследование двух схем совместного использования резонаторов ТМ, представленных на рис.12.

Схема I представляет собой расположенные рядом на расстоянии $\delta=30$ мм резонаторы с общим каналом подвода рабочего тела. Схема II – два изолированных расположенных на удалении $\delta=100$ мм резонатора.

Расчетные исследования показали, что в точках C и D (см. рис.12) наблюдается некоторое рассогласование параметров по давлению, что приводит к нечеткой фокусировке ударных волн на линии симметрии модели – в "фокусе" (точка B). На рис. 13 показано соотношение давлений в точках C и D , где просматривается эта неравномерность. Однако это не оказывает существенного негативного влияния на величину тяги для рассмотренных схем.

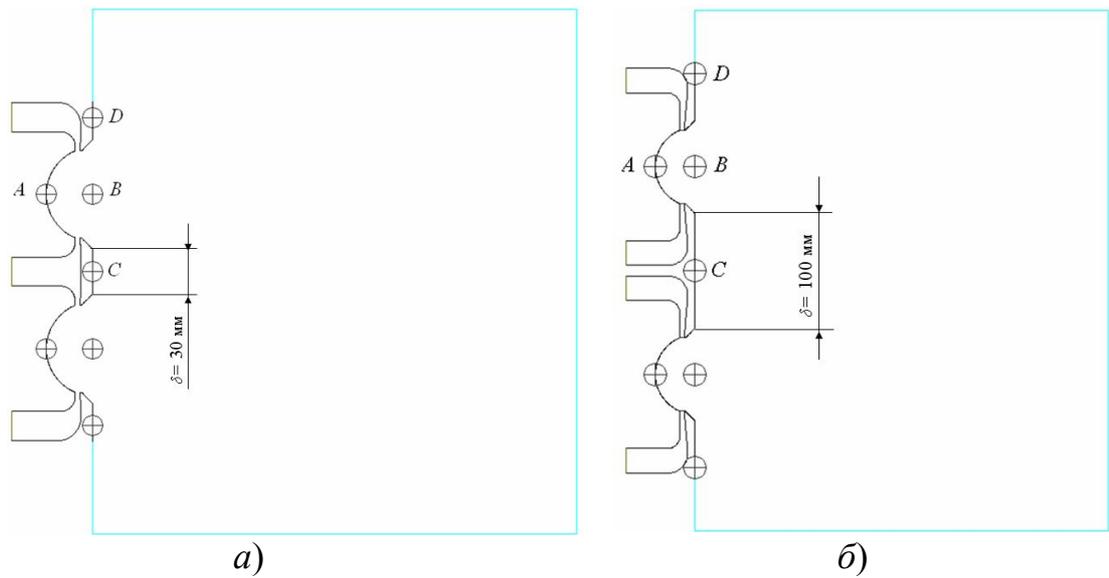


Рисунок 12 — Исследуемые схемы:
 I – с общим каналом подвода воздуха к резонаторам (а) ;
 II – с двумя расположенными рядом резонаторами (б)

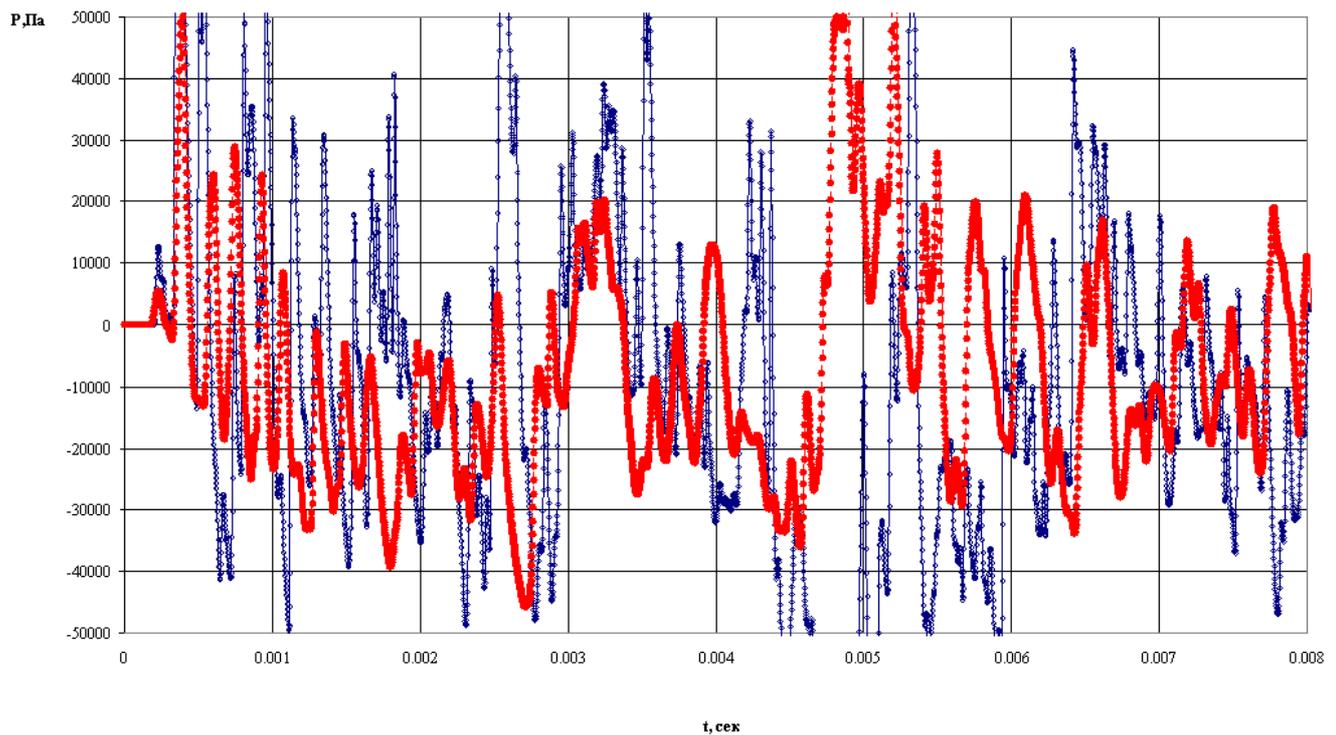


Рисунок 13 — Распределение давления в точках C и D

По результатам проведенного расчетного исследования для схемы I средняя величина удельной тяги для одного резонатора составила $F_{удI}=79,1$ кгс/кг, для схемы II – $F_{удII}=66,4$ кгс/кг.

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ И ВЫВОДЫ

Автор принимал участие в исследованиях режимов так называемой "холодной продувки" ТМ ПуДД, экспериментально изученных на стенде ЭС-ЗМ. Для проведения анализа полученных результатов автору удалось наиболее полно задействовать разработанную методику расчета газодинамических параметров рабочего процесса ТМ ПуДД, основанную на использовании уравнений Навье-Стокса. Получено достаточно хорошее совпадение расчетных данных с результатами экспериментов, что говорит об адекватности разработанной модели на основе предложенной автором методики. Это позволило рассмотреть возможность совместного использования резонаторов ТМ ПуДД для рассматриваемых в данной работе конструктивных схем.

1. На основе методики, разработанной автором с применением уравнений Навье-Стокса, осредненных по Рейнольдсу, проведено моделирование рабочего процесса в резонаторе тягового модуля ПуДД. По разработанной математической модели проведены расчеты для выборочных значений критического сечения входного радиального кольцевого сопла модели и определены основные газодинамические параметры.
2. При проведении расчетных исследований определены амплитудно-частотные характеристики газодинамических параметров в резонаторах различных диаметров. Так, при исследовании резонатора с диаметром 90 мм получены колебания с частотой порядка 1,69 кГц. Для случая же с диаметром резонатора 70 мм частотные характеристики составили величину 1,95 кГц.
3. Впервые проведены расчетные исследования схем совместного использования резонаторов ТМ для двух различных вариантов их интеграции. Анализ результатов проведенных расчетов показал, что схема расположения ТМ при общем подводе рабочего тела к резонаторам дает возможность получить удельные тяговые характеристики ТМ на уровне 79 кгс/кг. Схема расположения с отдельным подводом рабочего тела к резонаторам показала некоторое ухудшение (на 17%) удельных тяговых параметров в сравнении со случаем общего подвода рабочего тела.
4. Экспериментально подтверждено, что реактивная тяга автоколебательной резонансной системы ТМ, создаваемая кольцевым соплом с резонатором, (при одинаковых условиях на входе в сопло) выше тяги идеального сопла Лавалья.
5. При анализе экспериментальных данных определены оптимальные значения геометрического параметра $q_{рез.}$, равного отношению выходной площади резонатора к площади кольцевого сопла, при которых были получены максимальные значения тяги (при одинаковых входных параметрах на входе в резонатор). Эти значения параметра $q_{рез}$ находятся в диапазоне 4...6.

Основной материал диссертации опубликован в следующих работах:

1. Ларионов С. Ю., Нечаев Ю.Н., Мохов А. А. Исследование и анализ «холодных» продувок тягового модуля высокочастотного пульсирующего детонационного двигателя // Вестник МАИ. Т.14. №4 – М.: Изд-во МАИ-Принт, 2007. С. 36–42.
2. Ларионов С.Ю., Мохов А.А. Анализ воздушных продувок тяговых модулей высокочастотных пульсирующих детонационных двигателей // Актуальные проблемы российской космонавтики: Труды XXXI академических чтений по космонавтике, посвященных 100-летию со дня рождения академика С.П. Королева, секция «Комбинированные силовые установки для гиперзвуковых и воздушно-космических аппаратов». – М.: Комиссия РАН, 2007. С. 379–380.
3. Мохов А.А., Луковников А.В., Ларионов С.Ю. Математическое моделирование рабочего процесса силовых установок с ПудД различных схем в системе «летательный аппарат – силовая установка» // Актуальные проблемы российской космонавтики: Труды XXXII академических чтений по космонавтике, секция «Комбинированные силовые установки для гиперзвуковых и воздушно-космических аппаратов». – М.: Комиссия РАН, 2008. С. 407–408.
4. Ларионов С.Ю., Мохов А.А. Исследование структуры течения в ударно-волновом резонаторе пульсирующего детонационного двигателя // Московская молодежная научно-практическая конференция «Инновации в авиации и космонавтике–2012»: Сборник тезисов докладов. – М.: ООО «Принт-салон», 2012. С. 47–48.