

«Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова»
(БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова)

ДОПУСКАЕТСЯ К ЗАЩИТЕ:

Факультет А
Выпускающая кафедра А-8
Группа А-852

Заведующий кафедрой

Левихин А.А.,

Фамилия И.О.

«22» января

А8
шифр кафедры

АА
подпись

2021 г.

ДИПЛОМНАЯ РАБОТА

Дорогова Сергея Александровича

Фамилия, имя, отчество обучающегося

На тему исследование эволюции гидрогазодинамических и тепловых
процессов в камере сгорания пульсирующего
воздушно-реактивного двигателя

Специальность 24.05.02 Проектирование авиационных и ракетных
индекс полное наименование специальности
двигателей

КОНСУЛЬТАНТЫ ПО РАЗДЕЛАМ:

Исследовательский:

ученая степень, ученое звание
«11» 01

Левихин А.А.
Фамилия ИО

2021 г.

Конструкторский:

ученая степень, ученое звание
«11» 01

Андреев А.А.
Фамилия ИО

2021 г.

Технологический:

ученая степень, ученое звание
«11» 01

Березова Т.М.
Фамилия ИО

2021 г.

Рецензент:

ученая степень, ученое звание
«12» 01

Левихин А.А.
Фамилия ИО

2021 г.

Руководитель:

ученая степень, ученое звание
«11» 01

Левихин А.А.
Фамилия ИО

2021 г.

Обучающийся:

«11» 01

Дорогов С.А.
Фамилия ИО

2021 г.

САНКТ-ПЕТЕРБУРГ

2021 г.

РЕФЕРАТ

Пояснительная записка 73 с., 28 рис., 7 табл., 19 источн., 4 прил.

ПУЛЬСИРУЮЩИЙ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ, ПУЛЬСИРУЮЩЕЕ ГОРЕНИЕ, БЕСКЛАПАННЫЙ ПУЛЬСИРУЮЩИЙ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ, ЭВОЛЮЦИЯ ПРОЦЕССОВ В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ, ТЕРМОДИНАМИКА, ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ

Объектом исследования являются пульсирующие воздушно-реактивные двигатели.

Цель работы – исследование эволюции гидрогазодинамических и тепловых процессов в камере сгорания пульсирующего воздушно-реактивного двигателя.

Методы исследования основываются на полученные ранее результатах других исследователей внутрикамерных процессов пульсирующих камер. Также применяются методы численного компьютерного моделирования.

Методы проектирования основываются на теории воздушно-реактивных двигателей, с поправкой на известные экспериментальные характеристики и зависимости, применительно к пульсирующим двигателям.

Получены зависимости изменения основных параметров в проточной части двигателя. Разработана конструкция пульсирующего воздушно-реактивного двигателя и определены основные режимные параметры при наземных и полетных условиях. Также, разработана технология изготовления форсунки двигателя.

СОДЕРЖАНИЕ

Перечень сокращений и обозначений	5
Введение	6
1 Общие сведения об объекте исследования	8
1.1 Общий принцип работы ПуВРД	8
1.2 Классификация	9
1.2.1 Способы периодической изоляции внутреннего объема КС ..	10
1.2.2 Варианты конструктивного клапанных устройств	13
1.2.3 Режимы горения в КС ПуВРД	14
1.2.4 Фазовые состояния горючего, подаваемого в КС ПуВРД.....	15
1.3 Область применения.....	16
1.4 Аналог	20
1.5 Топливо	21
2 Исследовательская часть.....	23
2.1 ПуВРД с точки зрения термодинамики.....	23
2.1.1 Идеальный цикл Ленуара.....	25
2.1.2 Модифицированный цикл Ленуара	26
2.1.3 Практическое применение цикла Ленуара.....	28
2.2 Акустические явления в камере ПуВРД.....	29
2.2.1 Основные понятия и закономерности акустики применительно к ПуВРД	29
2.2.2 Обобщенная модель устройства пульсирующего горения	33
2.2.3 Акустическая модель ПуВРД с аэродинамическим клапаном	36
2.3 Механические автоколебания в камере ПуВРД.....	37
2.3.1 Общая модель ПуВРД с аэродинамическим клапаном	37
2.3.2 Механизм обратной связи в ПуВРД	38

2.4 Расчет ПуВРД в среде ANSYS.....	42
2.4.1 Фазы работы ПуВРД	44
2.4.2 Распределение температуры в ПуВРД	46
2.4.3 Распределение давления в ПуВРД.....	47
2.4.4 Распределение скоростей в ПуВРД	48
2.4.5 Явления наблюдаемые в ПуВРД.....	50
3 Конструкторская часть.....	52
3.1 Исходные данные	52
3.2 Термодинамические характеристики	52
3.3 Геометрические характеристики	54
3.4 Удельные характеристики.....	56
3.5 Полетные характеристики.....	58
3.6 Расчет форсунки	60
3.7 Запуск двигателя.....	63
3.8 Выбор материалов	63
3.9 Поверочный расчет камеры на прочность	64
4 Технологическая часть	66
4.1 Общие сведения об изготовлении форсунок	66
4.2 Технологический анализ детали	66
4.3 Технология изготовления форсунки.....	67
Заключение	70
Список использованных источников	72
Приложение А	74
Приложение Б	87
Приложение В.....	95
Приложение Г	98

ПЕРЕЧЕНЬ СОКРАЩЕНИЙ И ОБОЗНАЧЕНИЙ

- ПуВРД – пульсирующий воздушно-реактивный двигатель;
КПД – коэффициент полезного действия;
ТВС – топливно-воздушная смесь;
КС – камера сгорания;
РТ – резонансная труба;
ПС – продукты сгорания;
БПЛА – беспилотный летательный аппарат;
АК – аэродинамический клапан;
ЛА – летательный аппарат;
ЭПуВРД - эжекторный пульсирующий воздушно-реактивный двигатель.

ВВЕДЕНИЕ

На сегодняшний день, в сфере реактивного двигателестроения, нет заметных прорывов в области увеличения различных характеристик двигателя. Во многом, это связано с тем, что большинство двигателей работает по известному циклу Брайтона, подвод теплоты в котором осуществляется при постоянном давлении. Двигатели совершенствуются в основном с технологической и реже конструкторской точек зрения. Однако, уже давно известен цикл Хамфри, с изохорным подводом теплоты, термодинамически гораздо более выгодный чем цикл Брайтона, за счет большей степени повышения давления. При этом, до сих пор, реализовать его преимущество в натурном виде, практически не удается.

Одним из вариантов развития представляется пульсирующий воздушно-реактивный двигатель (ПуВРД), сгорание в котором осуществляется при постоянном объеме. На данный момент существует крайне мало серийно выпускаемых ПуВРД. До сих пор нет единого подхода к моделированию и конструированию данных типов двигателей. С другой стороны, в последнее время необычайно возрос интерес к детонационным двигателям, одним из вариантов реализации которого, является импульсный детонационный двигатель, схожий по принципу действия с ПуВРД. Соответственно, изучая и решая проблемы современных пульсирующих воздушно-реактивных двигателей, есть шанс реализовать и первый эффективный детонационный двигатель, являющийся на сегодняшний день, одним из самых перспективных.

В данной работе, изучаются процессы протекающие в камере сгорания, и других частях ПуВРД. Несмотря на свою возможную простоту в исполнении, внутри данные двигатели являются достаточно сложной термодинамической колебательной системой. Существует большое множество подходов к изучению таких систем, однако все они по отдельности описывают лишь часть наблюдаемых явлений.

Цель данной работы заключается изучении гидрогазодинамических и тепловых процессов в камере сгорания пульсирующего воздушно-реактивного двигателя. При выборе конкретного объекта изучения, в первую очередь будут учитываться возможности масштабирования характеристик на другие типы ПуВРД, т.е. опыт изучения данного двигателя, должен помочь и в изучении других пульсирующих двигателей.

Основными задачами в данной работе являются:

- выбор конкретного объекта исследования – аналога;
- изучение внутрикамерных процессов с точки зрения термодинамики;
- изучение внутрикамерных процессов с точки зрения акустики;
- изучение внутрикамерных процессов с точки зрения автоколебательных систем;
- численное моделирование процессов проточной части двигателя;
- получение основных характеристик (давление, температура, скорость) в проточной части двигателя;
- конструкторский расчет пульсирующего двигателя;
- технология изготовления детали двигателя.

Изучение внутрикамерных процессов ПуВРД, основываются в первую очередь на анализе уже полученных теоретических и экспериментальных данных. После, методом численного моделирования определяются основные параметры внутрикамерных процессов, обнаруживаются известные и неизвестные явления, происходит сравнение с изученными до этого исследовательскими данными.

1 Общие сведения об объекте исследования

1.1 Общий принцип работы ПуВРД

Идеализированно, ПуВРД можно представить как тепловую машину, работающую по циклу Хамфри, т.е. подвод теплоты осуществляется при постоянном объеме. Такой цикл является более выгодным, чем цикл Брайтона, за счет большей степени расширения и большего значения термического коэффициента полезного действия (КПД). На практике, процесс протекающий в камере ПуВРД при сжигании топливно-воздушной смеси (ТВС) оказывается квазиизохорным, из-за конечного времени сгорания, и не полного заполнения камеры.

Существует большое разнообразие двигателей пульсирующего горения, в том числе и гибриды с другими типами двигателей. Для всех двигателей данного типа общим будет наличие в себе следующих элементов:

- камера сгорания (КС);
- механический или аэродинамический клапан;
- резонансная труба (РТ) или сопло.

Цикл любого ПуВРД состоит из следующих этапов:

- наполнение КС воздухом из механического или аэродинамического клапана, впрыск горючего;
- изохорное сгорание в КС, запираание клапана;
- истечение продуктов сгорания (ПС) из КС, открытие клапана для всасывания новой порции воздуха.

Данные этапы циклично повторяются с частотой от нескольких десятков, до сотен Гц, в зависимости от типа ПуВРД.

Для достижения изохорного сгорания, необходимо каким-то образом запереть внутреннее пространство КС. Для этого используют механические или аэродинамические клапаны.

Главным достоинством большинства ПуВРД является простота конструкции, технологичность, дешевизна и надежность. Однако, на данный

момент в ПуВРД не удастся в полной мере реализовать термодинамическое преимущество перед классическими двигателями, работающих при постоянном давлении. В основном это происходит из-за малого, а иногда и полного отсутствия предварительного сжатия, а также малого давления в КС.

Явными недостатками ПуВРД являются плохие тяговые характеристики, высокий удельный расход топлива и излишний низкочастотный шум, появляющийся во время работы двигателя.

На данный момент, теоретические и экспериментальные данные о процессах, происходящих в ПуВРД, являются достаточно разрозненными и не систематизированными. До сих пор нет четкой и общепринятой методологии проектирования данных двигателей. Во многом это связано с тем, что ПуВРД в настоящее время не получило должного распространения, уступив место газотурбинным двигателям. Многие процессы в камере ПуВРД описываются только приближенными численными методами, решение которых является большой и трудоемкой вычислительной задачей. Однако, благодаря конструкторской простоте, данные двигатели могут занять свою нишу среди двигателей малых тяг, например для беспилотных летательных аппаратов (БПЛА).

1.2 Классификация

Как уже было сказано ранее, существует большое количество конструкций и типов ПуВРД. Для систематизации возможных вариантов исполнения, воспользуемся классификацией предложенной в [1].

Согласно данной классификации ПуВРД делятся по следующим признакам:

- по способу периодической изоляции внутреннего объема КС;
- по конструктивным отличиям клапанных устройств;
- по режимам горения;
- по конструктивному исполнению двигательной установки;
- по фазовому состоянию горючего, подаваемого в КС;
- по цикличности рабочего процесса.

Более подробно, данная классификация представлена на рисунке 1.

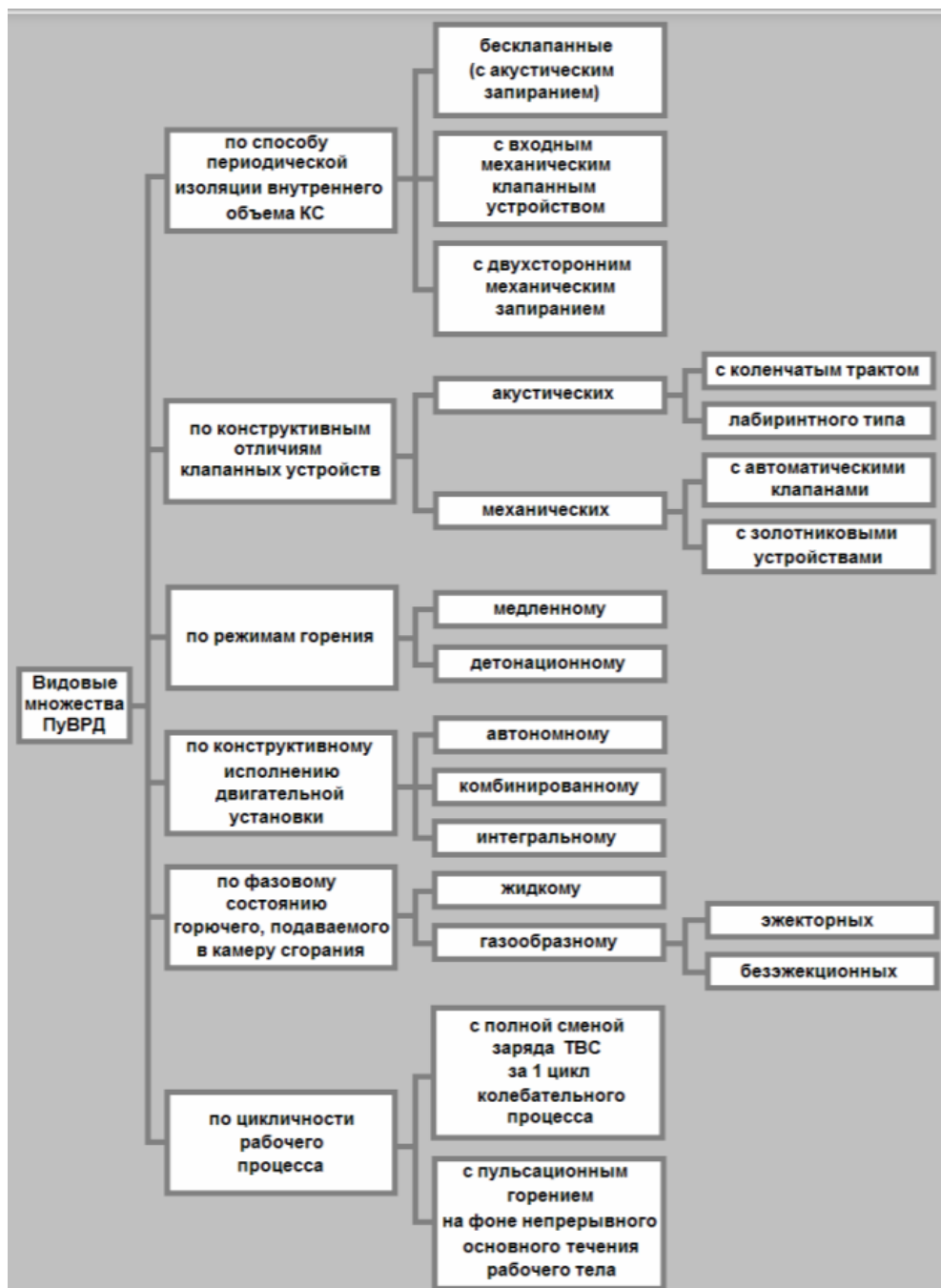


Рисунок 1 - Классификация ПуВРД

Для более полного понимания конструкции и процессов, происходящих в ПуВРД, далее рассмотрены некоторые из возможных вариантов их исполнения.

1.2.1 Способы периодической изоляции внутреннего объема КС

Основными способами периодической изоляции внутреннего объема КС являются:

- механический;

- аэродинамический;
- золотниковый.

Упрощенно, двигатели с входным механическим запирающим устройством представляют из себя КС, открытую с двух концов, на одном из которых установлена РТ, а на другом механический клапан. Чаще всего этот клапан представляет из себя решетку с подвижными лопастями, напоминающие жалюзи. Пример такого исполнения представлен на рисунке 2.

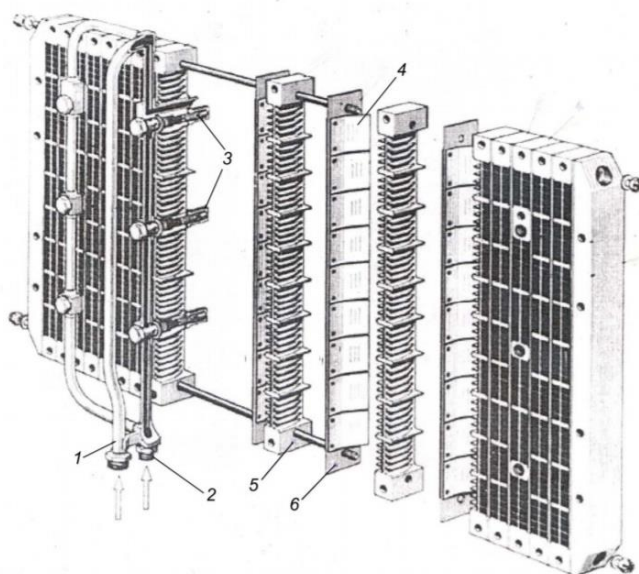


Рисунок 2 - Клапанная решетка ПуВРД :1,2 – топливный коллектор, 3 – топливные форсунки, 4 - лепестковые клапаны, 5 –опорная стойка, 6 – державка клапанов

Под действием набегающего потока, клапанная решетка открывается, и впускает в КС воздух, который смешивается с горючим и воспламеняется. Давление в камере возрастает, и решетка закрывается. Когда давление в камере падает ниже давления набегающего потока, решетка вновь открывается.

Устройства с клапанными решетками обладают низким ресурсом работы, вследствие быстрого вывода из строя механического клапана.

Бесклапанные двигатели, или по-другому двигатели с аэродинамическим клапаном (АК), представляют из себя КС, к которой прикреплены РТ и один, или несколько патрубков – аэродинамических

клапанов. АК может располагаться как по ходу движения летательного аппарата (ЛА), так и против него. Расположение относительно оси КС, также может меняться. Главное условие для работы подобных устройств, заключается в размерах АК, которые должны быть существенно меньше размеров РТ. При таком соотношении, ПС будут истекать из клапанов, значительно быстрее, чем из резонансной трубы. Давление в КС будет падать ниже атмосферного, и воздух из окружающей среды, начнет поступать в камеру через АК. На рисунке 3, представлены варианты расположения АК в ПуВРД.

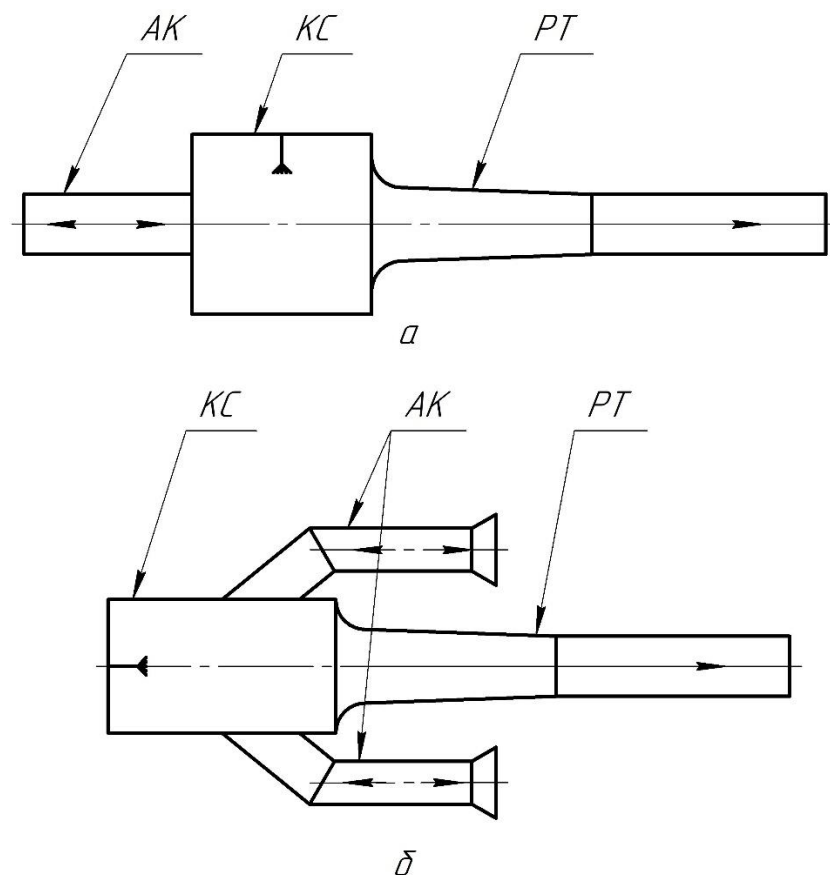


Рисунок 3 – Варианты расположения АК в ПуВРД: а – по движению ЛА, б – против движения ЛА

Данный вид ПуВРД, конструктивно, является самым простым не только среди пульсирующих двигателей, но и среди всех воздушно-реактивных, так как в нем совершенно отсутствуют подвижные элементы, при достаточно простой геометрии проточной части.

При своей конструкторской простоте бесклапанные двигатели обладают крайне низкими тяговыми характеристиками. При расположении АК по ходу движения, появляется обратная тяга через клапан, а при расположении против – уменьшается расход воздуха по мере увеличения скорости полета.

1.2.2 Варианты конструктивного клапанных устройств

Механические клапаны, как было сказано ранее, чаще всего представляют из себя механическую клапанную решетку, работа которой описана в предыдущем разделе. Еще одним вариантом исполнения, является золотниковое устройство [2]. Зачастую, золотниковое устройство – это вращающаяся КС, с открытыми и закрытыми секторами. При вращении такой камеры, последовательно происходят процессы наполнения воздухом, воспламенения и сгорания в закрытом объеме. Часть ПС, истекая через специальное сопло, приводит во вращение золотник. Пример камеры золотникового типа представлен на рисунке 4.

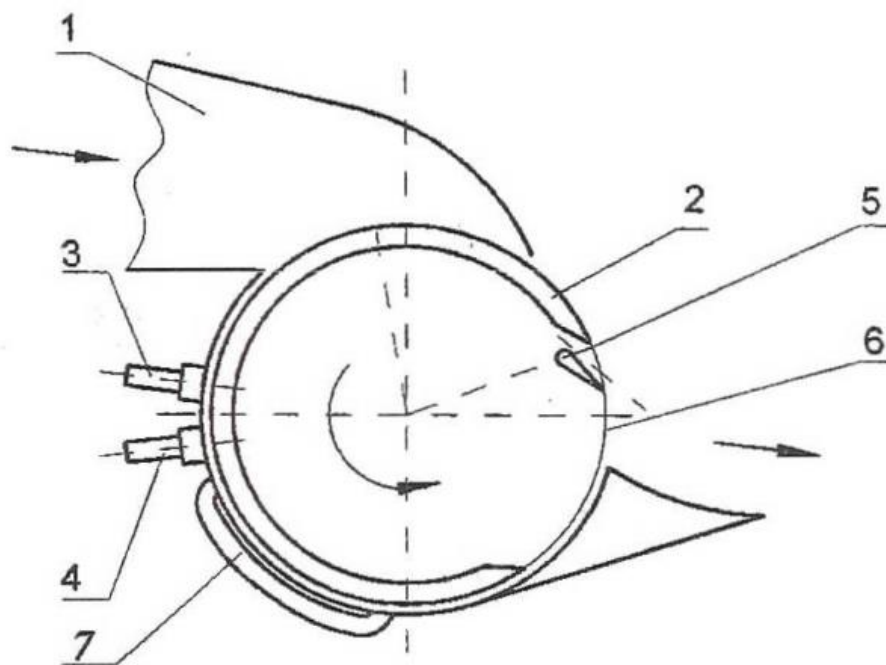


Рисунок 4 – КС с золотником: 1 – входное устройство; 2 – золотник; 3 – топливная форсунка; 4 воспламенитель; 5 – сопло; 6 выходное устройство

Золотник, является достаточно сложным с технологической и конструкторской точек зрения устройством. Однако, устройства подобного типа могут работать как на дозвуковых, так и на сверхзвуковых скоростях полета, в отличие от рассмотренных ранее двигателей с АК и клапанной решеткой, которые эффективны только на дозвуковых скоростях.

У бесклапанных ПуВРД, также есть вариации исполнения АК, с различной геометрией проточной части. В свое время, были распространены идеи об исполнении АК в виде лабиринтного уплотнения, т.е. потери полного давления в одном направлении будут заметно больше, чем в противоположном. На рисунке 5 представлен акустический клапан Н. Тесла.

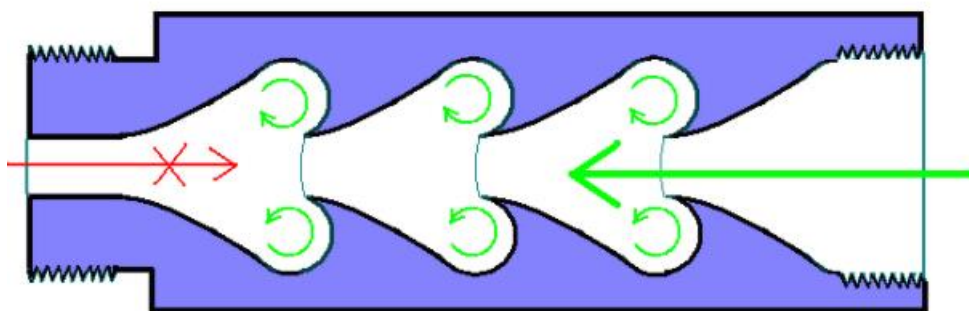


Рисунок 5 – Акустический клапан Тесла

Подобные клапаны, в теории должны были решить проблему возникновения обратной тяги, при прямом расположении АК, однако разница давлений в атмосфере и в КС во время фазы наполнения, слишком мала, что бы подобные устройства работали хоть сколько-то эффективно. По этой причине, практически нет ПуВРД с АК лабиринтного типа.

1.2.3 Режимы горения в КС ПуВРД

С точки зрения скорости и интенсивности процессов, горение можно разделить на дефлаграционное - медленное и на детонационное – быстрое горение. Во всех современных реактивных двигателях, реализовано дефлаграционное горение. Детонационное горение, за счет гораздо большей скорости происходящих в нем процессов, является более выгодным, с термодинамической точки зрения [3]. Однако, на данный момент созданию

опытных образцов и внедрению детонационных двигателей препятствуют множество ключевых проблем, таких как инициирование детонации, устойчивость и др. Одним из видов детонационных двигателей являются детонационные пульсирующие двигатели. По своей сути, эти двигатели представляют собой классические ПуВРД, с различными устройствами инициирования и поддержания процесса детонации. Они являются наиболее перспективным видом двигателей на сегодняшний день, что привлекает огромное внимание исследователей и конструкторов по всему миру.

1.2.4 Фазовые состояния горючего, подаваемого в КС ПуВРД

Как и во многих других типах двигателей, горючее может подаваться в КС жидком или газообразном состоянии. С точки зрения процессов горения, газообразное горючее является более эффективным, так как нет затрат энергии на испарение вещества. Помимо прочего, если подавать горючее, не на прямую в КС, а через, например, аэродинамический клапан, при определенном расположении газовой форсунки, можно добиться эффекта эжекции. Данный эффект позволяет увеличить расход воздуха в КС. На рисунке 6 представлен эжекторный пульсирующий воздушно-реактивный двигатель (ЭПуВРД) [4].

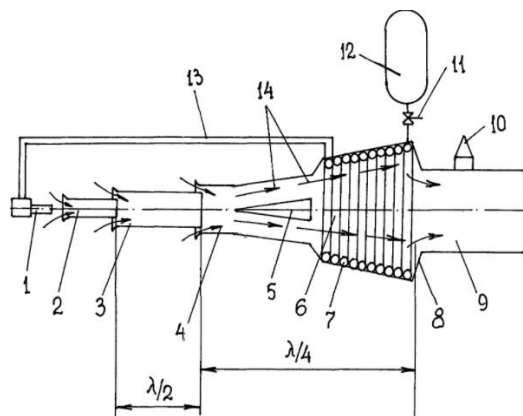


Рисунок 6 – Эжекторный ПуВРД:

1 - сопло подачи газа; 2 - первая впускная труба; 3 - вторая впускная труба; 4 - впускная труба ПуВРД; 5 - конический вытеснитель; 6 - камера сгорания; 7 - змеевик нагрева газа; 8 - задняя торцевая стенка; 9 - резонаторная труба; 10 - запальная свеча; 11 – дроссель; 12 - топливный бак; 13 - газовая магистраль; стрелка 14 - кольцевое коническое течение воздушно-газовой смеси

В начальный момент происходит частичное открытие дросселя (11) и подача напряжения на запальную свечу (10). Начинается процесс горения в камере сгорания (6). Затем нагревается змеевик (7), и соответственно газ в нем. Теперь, дроссель (11) открывается полностью.

Далее газ через сопло (1) эжектирует воздух из окружающей среды через первую (2) и вторую (3) впускные трубы. На коническом вытеснителе (5) газозо-воздушная смесь трансформируется в кольцевое течение (14), которое в свою очередь истекает в камеру (6). Часть потока ударяется о торцевую стенку (8) и смешиваясь с основным потоком, истекает через резонаторную трубу (9).

При правильной настройке и соблюдении необходимых геометрических соотношений данный ПуВРД способен развить частоту пульсации до 400 Гц.

1.3 Область применения

В рамках данной работы, был проведен патентный поиск, одной из целей которого являлся поиск области применения ПуВРД. В данном разделе имеются лишь некоторые данные из него, подробнее с ним можно ознакомиться в приложении А.

Первым серийным ПуВРД является двигатель As 109-014, фирмы Argus-Werken (рис. 7). Данный двигатель устанавливался на немецкие самолеты-снаряды Фау-1. Главными преимуществами данного двигателя являются простота и дешевизна, что в условиях военного времени играло ключевую роль, в сравнении с другими типами воздушных двигателей, выполняющих разовую задачу доставки снаряда.

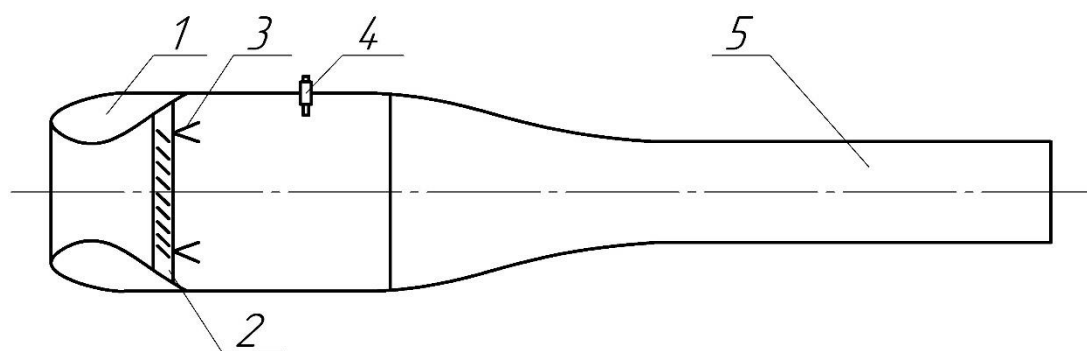


Рисунок 7 - упрощенный вид ПуВРД As 109-014:

1 – входной диффузор; 2 – клапанная решетка; 3 – топливные форсунки; 4 – свеча зажигания; 5 – выходной патрубок (сопло).

В момент запуска двигателя As 109-014, в КС через форсунки (3) подается топливо, воспламеняемое свечей зажигания (4). Вследствие резкого повышения давления, клапаны входной решетки (2) закрываются и начинается процесс расширения ПС и их истечение через сопло (5). Через определенный промежуток времени, давления в камере сравнивается с атмосферным, однако из-за высокой скорости ПС в КС образуется область разрежения, в которой давление уже меньше атмосферного. Из-за разницы давлений и скоростного напора набегающего потока воздуха, клапаны решетки (2) открываются и в камеру поступает новая порция воздуха. В этот же момент в камеру автоматически подается топливо через форсунки (3). Воспламенения происходит от горячих газов и нагретых стенок камеры. Начинается новый цикл. Технические характеристики данного двигателя приведены в таблице 1.

Таблица 1 - технические характеристики As 109-014 [1]

Частота импульсов, Гц	45-50
Тяга, кН	2,45-2,94
Удельная тяга	2,12
Максимальная высота полета, м	3000
Длина, м	3,35
Топливо	Низкие сорта бензина

Данный двигатель помимо очевидных преимуществ в виде дешевизны и простоты конструкции обладал и рядом серьезных недостатков. Так из-за низкой статической тяги (тяга двигателя при нулевой скорости набегающего потока) для пуска приходилось использовать специальные катапульты или самолеты. Вследствие низкой частоты импульсов, при работе двигатель становится очень шумным, а из-за неэкономичного расхода топлива, заметно снижается дальность полета ЛА. Также, явным недостатком является низкий ресурс клапанной решетки.

После окончания войны, на базе двигателя As 109-014 были разработаны советский ПуВРД Д-3 и американский ПуВРД Ford PJ31-F-1. Принципиально эти двигатели имели минимальные отличия от оригинальной модели.

Однако, достаточно быстро стало понятно, что ПуВРД, по сравнению газотурбинными двигателями, проигрывают по множеству показателей в качестве двигателей для пилотируемой авиации. Развитие в области пульсирующего горения получило свой исход в сферах авиамоделизма, тепловых установок и беспилотных самолетов-мишеней.

По мере развития техники, были предложены различные варианты ПуВРД. Так, для избавления от недостатка в виде низкого ресурса клапанных решеток, было предложено вовсе от них отказаться, заменив их аэродинамическими клапанами, которые не имеют в своем составе подвижных частей, а значит обладают большим ресурсом. Данное техническое решение было реализовано в двигателях типа «ThermoJet» (рис. 8).

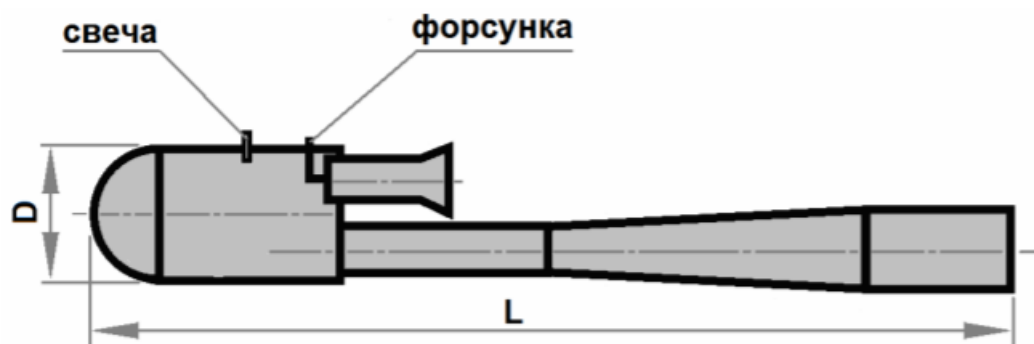


Рисунок 8 - ПуВРД типа «ThermoJet»

В данном двигателе изначально, сжатый воздух принудительно подается в аэродинамический клапан, а топливо через форсунку в камеру, где образуется топливно-воздушная смесь. Затем, происходит ее поджог с помощью свечи зажигания. Когда двигатель начинает работать в номинальном режиме, подача сжатого воздуха прекращается, а новые порции ТВС поджигаются уже от горячих газов, вследствие чего, свеча отключается. После воспламенения, газы, расширяясь, движутся из камеры по резонансной трубе и аэродинамическому клапану, создавая реактивную тягу. Помимо этого, в камере образуется зона разряжения, которая заставляет газы в выхлопной трубе истекать уже в сторону КС, где по такому же принципу из атмосферы произошло всасывание новой порции воздуха, который смешиваясь с топливом образует новую порцию ТВС. Происходит поджатие и воспламенение ТВС, газами из выхлопной трубы. Цикл повторяется снова.

Стоит пояснить, что в данном случае, газы в выхлопной трубе играют роль газового поршня: при увеличении давления в камере газ движется в сторону сопла, а при уменьшении в сторону камеры. Соответственно, чем больше будет частота колебаний газового поршня, тем большее разряжение будет достигнуто, что приведет к увеличению количества ТВС, что напрямую влияет на увеличение тяги за цикл.

Подобный тип ПуВРД нашел свое применение в качестве двигателя воздушной мишени Е95м, фирмы «Эникс» представленной, на рисунке 9.



Рисунок 9 - воздушная мишень Е95м [5]

На данный момент, существует большое разнообразие различных исполнений ПуВРД. Во многом это связано с достаточной простотой конструкции. Однако до сих пор остаются не до конца изученными процессы происходящие в проточной части двигателя, так как процессы не стационарны, и не до конца понятна природа возникновения некоторых из них. Данный факт замедляет внедрение ПуВРД в повсеместное использование. Современные ПуВРД можно охарактеризовать как не экономичные, но дешевые двигатели, что достаточно точно определяет нишу для их использования как двигатели для самолетов-мишеней.

1.4 Аналог

В качестве аналога был выбран пульсирующий ВРД М135 компании «Эникс». Данный двигатель является одним из немногих серийных ПуВРД в России. Он устанавливается на воздушные мишени Е95М, предназначенные для обеспечения боевой подготовки войск и отработки (испытаний) средств противовоздушной обороны.

Технические характеристики данного двигателя известны лишь частично, и приведены в таблице 2.

Таблица 2 - технические характеристики ПуВРД М135 [5].

Частота импульсов, Гц	40-60
Тяга, кН	150
Максимальная высота полета, м	3000
Длина, м	≈1,7
Топливо	Бензин автомобильный

Двигатель М135, является пульсирующим воздушно-реактивным двигателем, выполненным по схеме «Термоджет», с двумя аэродинамическими клапанами, одной камерой сгорания и резонансной трубой.

Горючее подается в двигатель через две форсунки, расположенные на месте стыковки аэродинамического клапана и КС, и направлены в сторону

выхода из КС. Так, при всасывании воздуха через клапан, встречный поток горючего будет лучше перемешиваться с воздухом.

В начальный момент времени, поджог ТВС производится с помощью свечи зажигания.

Для запуска мишени, используется специальная стартовая катапульта, на которой происходит разгон двигателя до тяги, необходимой для поддержания необходимой подъемной силы. Запуск самого двигателя осуществляется при помощи сжатого воздуха, подающегося непосредственно в аэродинамический клапан с наземной установки. Затем, подается ток на свечу зажигания. После выхода двигателя на режим, подача воздуха прекращается, свеча обесточивается. Дальнейшее поддержание горения осуществляется за счет возвратных струй газа из РТ.

Обратное расположение аэродинамических клапанов без применения специальных насадок с неизбежностью определяет условия забора воздуха при статическом давлении, что с ростом скорости полета влечет за собой снижение расхода воздуха и регрессивную тяговую характеристику.

При своей одноразовой задаче, сам двигатель не является таковым. Так если мишень не была достаточно повреждена, то двигательная установка может использоваться в следующих испытаниях до 10 раз.

1.5 Топливо

Схема «Термоджет» многотопливна вариантами реализации. В качестве горючего здесь могут применяться пропан, бутан или природный газ, дизельное топливо или бензин.

Исходя из данных аналога было принято решение выбрать в качестве горючего автомобильный бензин АИ95.

Бензин АИ-95 изготавливают путём перегонки нефти, гидрокрекингом и, при необходимости дальнейшей ароматизации — каталитическим крекингом и риформингом.

Данные топлива используются в качестве топлива для автомобильных и мотоциклетных двигателей, а также двигателей другого назначения,

рассчитанных на использование этилированного или неэтилированного бензина, в том числе для ПуВРД. Основные показатели бензина АИ-95 приведены в таблице 3.

Таблица 3 – основные показатели и состав АИ-95 [6]

Показатель	Значение
Октановое число, не менее по исследовательскому методу: по моторному методу:	95,0 85,0
Плотность при температуре 15 °С	720–775 кг/м ³
Концентрация серы, не более	50 мг/кг
Внешний вид	Прозрачный и чистый
Объемная доля углеводородов, не более олефиновых: ароматических:	18,0 % 35,0 %
Объемная доля бензола, не более	1,0 %
Массовая доля кислорода, не более	2,7 %
Давление насыщенных паров бензина, (ДНП), не менее	65,0 кПа
Давление насыщенных паров бензина, (ДНП), не более	95,0 кПа

Бензин АИ-95 транспортируют в железнодорожных и автомобильных цистернах. Хранение допускается в металлических емкостях в соответствии действующими правилами хранения огнеопасных веществ.

2 Исследовательская часть

2.1 ПуВРД с точки зрения термодинамики

Отличительной особенностью ПуВРД, от других воздушно-реактивных двигателей, с точки зрения термодинамики, является то, что подвод теплоты осуществляется при постоянном объеме, а не при постоянном давлении. Известен цикл Хамфри, описывающий процесс изменения состояния рабочего тела при сгорании в постоянном объеме (рис. 10).

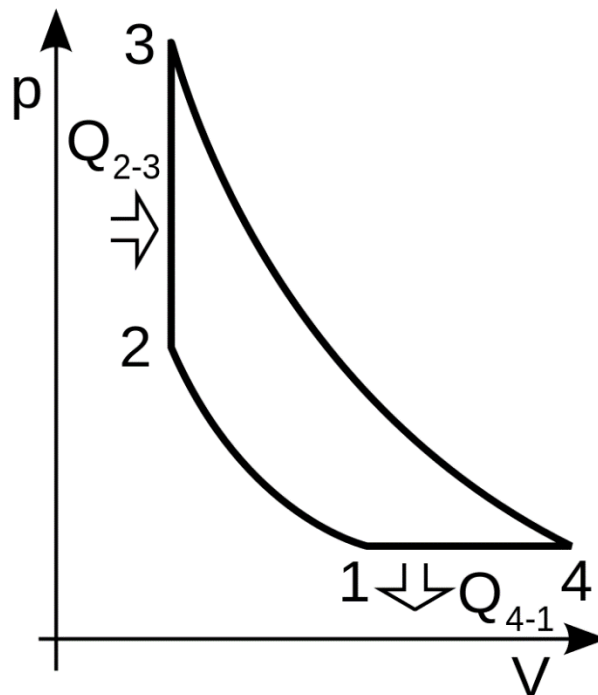


Рисунок 10 – PV-диаграмма цикла Хамфри

В данном цикле процесс 1-2 соответствует предварительному адиабатическому сжатию. По изохоре 2-3 подводится теплота Q_{2-3} , т.е. происходит горение при постоянном объеме. После в процессе 3-4, ПС адиабатически расширяются до начального давления. Изобара 4-1 соответствует отдаче теплоты Q_{4-1} атмосфере.

Рабочее тело в точке 1 обладает параметрами: P_1, V_1, T_1 . Цикл характеризуется следующими соотношениями:

$$\beta = \frac{P_2}{P_1}, \lambda = \frac{P_3}{P_2},$$

где, β – степень предварительного расширения, λ – степень повышения давления в КС.

Количество подводимой теплоты:

$$Q_{2-3} = c_v * (T_3 - T_2), \quad (1)$$

где, c_v – изохорная теплоемкость.

Количество отводимой теплоты:

$$Q_{4-1} = c_p * (T_4 - T_1), \quad (2)$$

где, c_p – изобарная теплоемкость.

Из [7] известна формула для термического КПД. Подставляя в нее выражения (1) и (2), получим:

$$\eta_t = 1 - \frac{Q_{4-1}}{Q_{2-3}} = 1 - \frac{k * (T_4 - T_1)}{T_3 - T_2}, \quad (3)$$

где, $k = c_p/c_v$ – показатель адиабаты.

Выразим все температуры T_4, T_3, T_2 через температуру T_1 . Тогда из адиабатического процесса 1-2:

$$T_2 = T_1 * \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{k-1}{k}} = T_1 * \beta^{\frac{k-1}{k}}. \quad (4)$$

Из изохорного процесса 2-3:

$$T_3 = T_2 * \frac{P_3}{P_2} = T_1 * \beta^{\frac{k-1}{k}} * \lambda. \quad (5)$$

Из адиабатического процесса 3-4:

$$T_4 = T_3 * \left(\frac{P_4}{P_3}\right)^{\frac{k-1}{k}} = T_1 * \beta^{\frac{k-1}{k}} * \lambda * \left(\frac{P_1}{P_1 \beta \lambda}\right)^{\frac{k-1}{k}} = T_1 * \lambda^{\frac{1}{k}}. \quad (6)$$

Подставляя (18), (17) и (16) в (3), получим:

$$\eta_t = 1 - \frac{k * \left(\lambda^{\frac{1}{k}} - 1\right)}{(\lambda - 1) * \beta^{\frac{k-1}{k}}}. \quad (7)$$

Из формулы (7) видно, что термический КПД увеличивается, при увеличении степеней повышения давления и показателе адиабаты.

2.1.1 Идеальный цикл Ленуара

Если в ПуВРД отсутствует предварительное сжатие, то цикл Хамфри, описывающий его работу, вырождается в цикл Ленуара. Отсутствие предварительного сжатия происходит по следующим причинам:

- двигатель находится на земле без движения, т.е. отсутствует набегающий поток (запуск);
- двигатель не имеет диффузорной части или компрессора;
- клапан, через который происходит всасывание воздуха, направлен в ту же сторону, что и РТ.

В случае выбранной конструкции типа «ThermoJet», АК направлен в ту же сторону, что и РТ, следовательно, приближённо его работу может описать цикл Ленуара (рис. 11) [8].

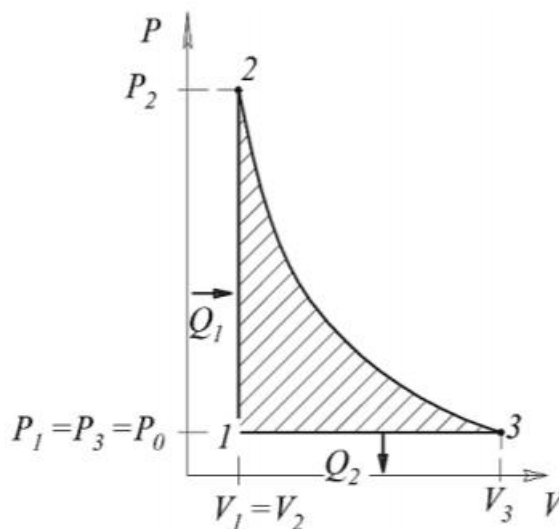


Рисунок 11 - PV-диаграмма цикла Ленуара

В данном цикле в изохорном процессе 1-2, происходит подвод теплоты Q_1 , затем происходит адиабатическое расширение 2-3. По изобаре 3-1 происходит отдача теплоты Q_2 .

Цикл Ленуара отличается от цикла Хамфри, только отсутствием участка предварительного сжатия, следовательно приравняв значение β единице, в формуле (7) получим термический КПД для цикла Ленуара:

$$\eta_t = 1 - \frac{k * \left(\lambda^{\frac{1}{k}} - 1 \right)}{(\lambda - 1)}. \quad (8)$$

На рисунке 12 приведено сравнение термического КПД циклов Ленуара и Хамфри при разных значениях β , в зависимости от перепада давления в КС. Из графика видно, что из-за отсутствия предварительного сжатия, во всем диапазоне значений перепада давления в камере, КПД цикла Хамфри выше, чем у цикла Ленуара. На практике, конструкции, позволяющие осуществить предварительное сжатие в ПуВРД, имеют значение β не более 1.5. При больших значениях β , конструкция излишне утяжеляется и усложняется. Следовательно, Разница значений термического КПД ПуВРД работающих по циклу Хамфри и циклу Ленуара, не превышает 10%.

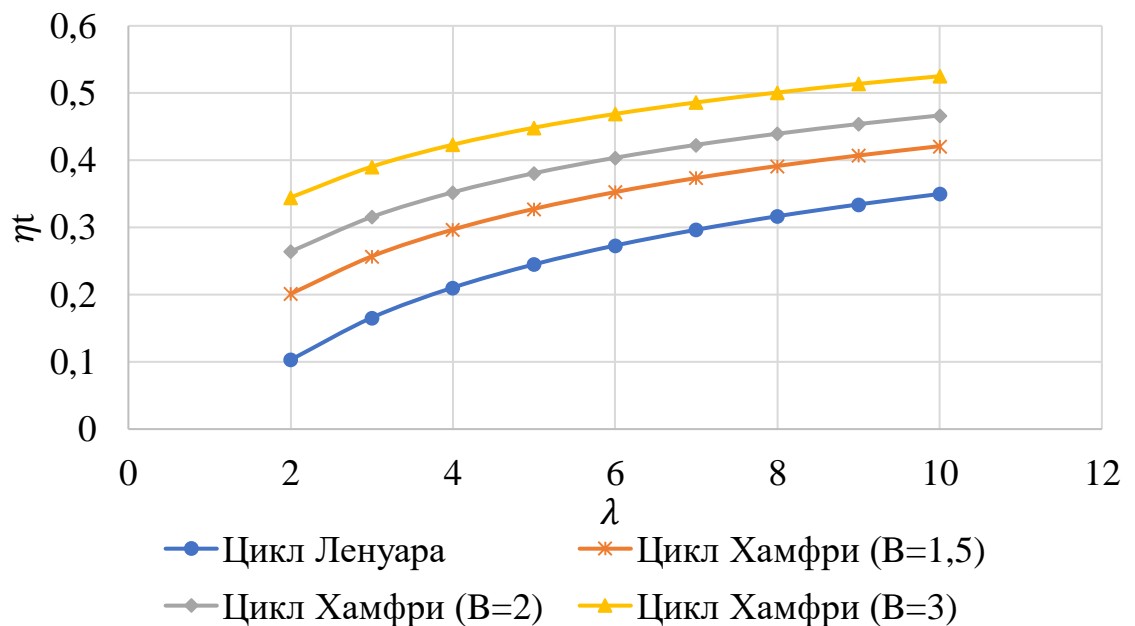


Рисунок 12 - Сравнение термического КПД циклов Хамфри и Ленуара

2.1.2 Модифицированный цикл Ленуара

В работе [9], для изучения и моделирования процессов в ПуВРД рассмотрена модель, в которой происходит расширение в трубе постоянного сечения, закрытой с одной из сторон (рис. 13).

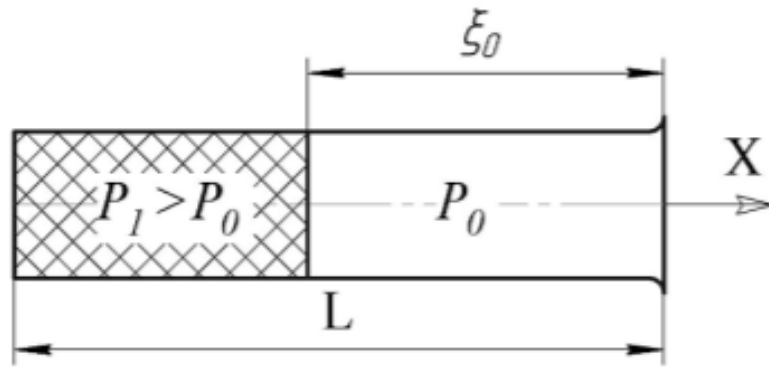


Рисунок 13 – упрощенная модель истечения из ПуВРД

Цикл в такой модели будет описываться модифицированным циклом Ленуара (рис. 14).

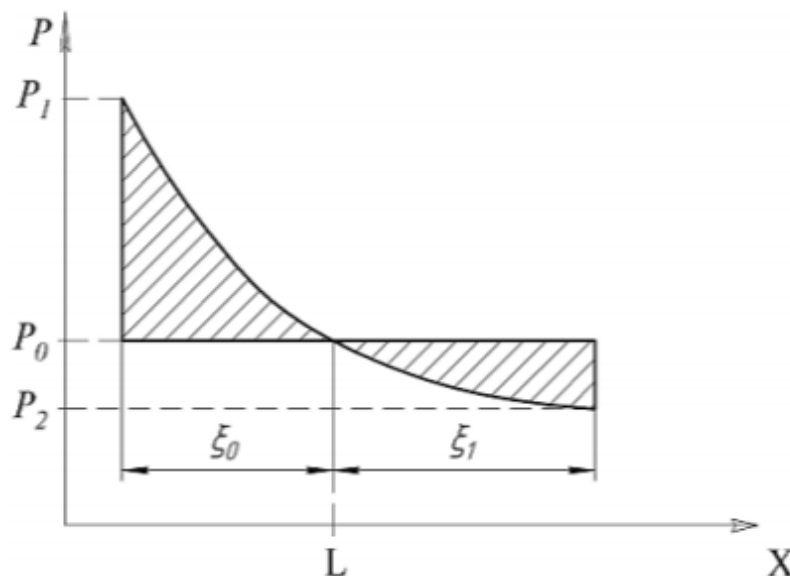


Рисунок 14 – Модифицированный цикл Ленуара в РХ-координатах

В начальный момент времени труба на заданную длину заполнена сжатым горячим газом. Начинается адиабатическое расширение. В момент достижения границей газа среза трубы, давление в камере становится равным атмосферному. Однако процесс расширения продолжается до тех пор, пока координата границы газа не станет равной $L + \xi_1$. В этот момент времени давление в трубе имеет наименьшее значение.

Модифицированный цикл Ленуара объясняет возможность работы бесклапанных ПуВРД, т.к. описывает появление в КС области разрежения, в

которую под действием атмосферного давления втекает воздух через аэродинамический клапан.

2.1.3 Практическое применение цикла Ленура

На практике, в ПуВРД с аэродинамическим клапаном описывается модифицированным циклом Ленуара, но с уточнением того, что процесс подвода теплоты является квазиизохорным, в следствии не полного заполнения камеры и конечного времени сгорания смеси.

Реальный цикл работы ПуВРД приведен на рисунке 15.

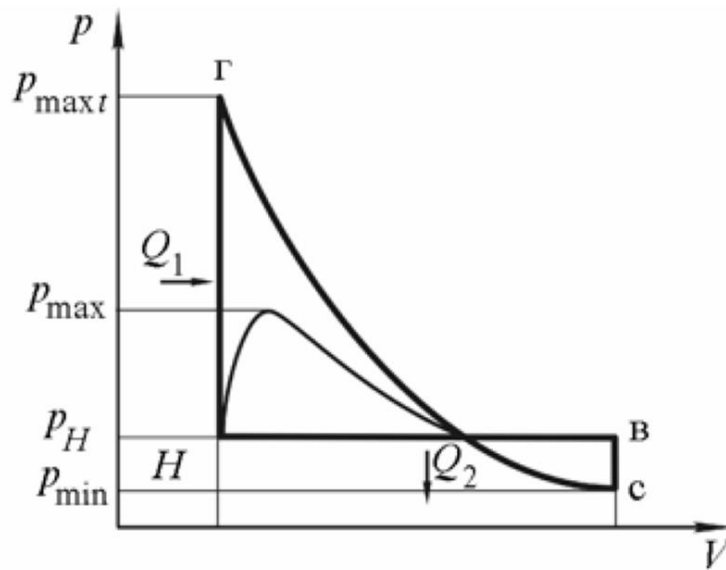


Рисунок 15 – Реальный цикл ПуВРД с аэродинамическим клапаном

Из-за квазиизохорности процесса, максимальное давление в камере будет заметно ниже [10]:

$$P_{max} = P_{дон} \xi_{тр} \xi_{расш} * \left(\frac{\bar{V}_{ТВС} \left(\pi^{\frac{1}{k}} - 1 \right) + 1 + \bar{V}_{выт}}{1 + \bar{V}_{выт}} \right)^k, \quad (9)$$

где $\bar{V}_{ТВС} = V_{ТВС}/V_{\Sigma}$ – относительный объем ТВС, V_{Σ} – суммарный объем камеры сгорания; $\bar{V}_{выт} = V_{выт}/V_{\Sigma}$ – относительный объем газа, вытесненного из камеры за время сгорания ТВС, π – теоретическая степень повышения давления при сгорании при $V = const$, $\xi_{тр}$ – потери на преодоление сил трения о стенки клапана; $\xi_{расш}$ – потери на внезапное расширение; $P_{дон}$ – донное давление, определяемое по зависимости:

$$P_{\text{дон}} = P_H * (1 - 0.125kM_{\text{п}}^2), \quad (10)$$

где, P_H – атмосферное давление, $M_{\text{п}}$ – число маха летательного аппарата.

На практике значение $\bar{V}_{\text{твс}}$ не превышает 0,2.

Минимальное давление в цикле:

$$P_{\text{min}} = P_H * \left(2 * \left(1 - \frac{\pi r_L^2 * W_L * \tau}{V} \right)^k - 1 \right), \quad (11)$$

где, r_L – радиус среза сопла, W_L – скорость газа на срезе сопла, τ – время инерционного истечения, V – объем проточной части.

Также, из [10], известна формула, позволяющая вычислить частоту пульсации:

$$n = \frac{\sqrt{k * R_{\Gamma} * \left(T_{\text{max}} * \left(\frac{P_{\text{min}}}{P_{\text{max}}} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right)}}{4L}, \quad (12)$$

где, R_{Γ} – индивидуальная газовая постоянная газа, T_{max} – максимальная температура в процессе, L – длина проточной части.

2.2 Акустические явления в камере ПуВРД

2.2.1 Основные понятия и закономерности акустики применительно к ПуВРД

С точки зрения линейной и не линейной акустики, ПуВРД можно представить как акустический резонатор, в котором имеют место стоячие волны [9]. В этом подходе используется допущение о том, что в ПуВРД имеют место волны бесконечно малой амплитуды, которые не приводят к существенному проявлению сжимаемости.

В своих работах, Рейнст исследовал ПуВРД как трубу постоянного сечения [11], представлявший из себя четверть волновой резонатор – трубу постоянного сечения, диаметр которой во много раз меньше ее длины. Для такой схемы известна формула определения собственной частоты резонатора [12]:

$$f = \frac{a}{4L}, \quad (13)$$

Где f – рабочая частота (собственная частота резонатора), a – местная скорость звука в резонаторе, L – длина трубы.

Для расчета основных термодинамических параметров, Рейнст использовал термодинамический цикл Ленуара, описанный в главе 2.1.1.

Однако формула (13) не учитывает изменения импульса и температурную неоднородность рабочего тела имеющих место в ПуВРД. Поэтому данная зависимость не может применяться на практике.

Гораздо более физичными моделями из области акустики для исследования ПуВРД являются модели резонатора Гельмгольца и установки типа емкость-труба.

Перед тем как рассмотреть данные модели, необходимо рассмотреть основные понятия и формулы линейной акустики.

В акустике и теории звука, используется понятие акустического импеданса, равного отношению акустического давления к акустической скорости в данном сечении трубы. Импеданс является комплексной величиной, ее действительная часть обусловлена потерями акустической энергии, мнимая часть влияет на фазу звуковой волны. Как правило, мнимая часть много больше действительной.

Рассмотрим распространение малых акустических возмущений в идеальном изоэнтропическом газе в трубе постоянного сечения. Они описываются волновым уравнением, в котором скорость звука постоянна. Решение такого уравнение может быть представлено в виде [13]:

$$\begin{aligned} u'(x, t) &= C * \cos(k_0 x + \varphi) * e^{i\omega t}, \\ p'(x, t) &= -i\rho_0 c_0 * C * \sin(k_0 x + \varphi) * e^{i\omega t}, \end{aligned} \tag{14}$$

где, $u'(x, t)$ – амплитуда колебаний скорости, x – координата, t – время, C – максимальная амплитуда колебаний скорости потока, $k_0 = \omega/c_0$ – волновое число, φ – угол, зависящий от граничных условий на концах канала, ω – угловая частота, ρ_0 – плотность газа, c_0 – скорость звука.

Если не учитывать потери, можно записать граничные условия в виде:

$$\begin{aligned} p'(0, t) &= -iY_0 u'(0, t), \\ p'(l, t) &= iY_1 u'(l, t), \end{aligned} \quad (15)$$

где, Y_0 и Y_1 – мнимые части импеданса соответственно на входе и выходе из трубы, l – длина трубы.

Применяя граничные условия к решению (14), получим:

$$\varphi = \arctg\left(\frac{Y_0}{\rho_0 c_0}\right), \quad \operatorname{tg}(k_0 l) = \frac{\frac{Y_0}{\rho_0 c_0} + \frac{Y_1}{\rho_0 c_0}}{\frac{Y_0}{\rho_0 c_0} * \frac{Y_1}{\rho_0 c_0} - 1}.$$

Это известное в акустике уравнение частот колебаний газа в трубе с произвольными граничными условиями [13].

Поместим в рассматриваемую трубу плоскость теплоподвода, на расстоянии x^* , в которой термодинамические параметры будут меняться скачком (рис. 16).

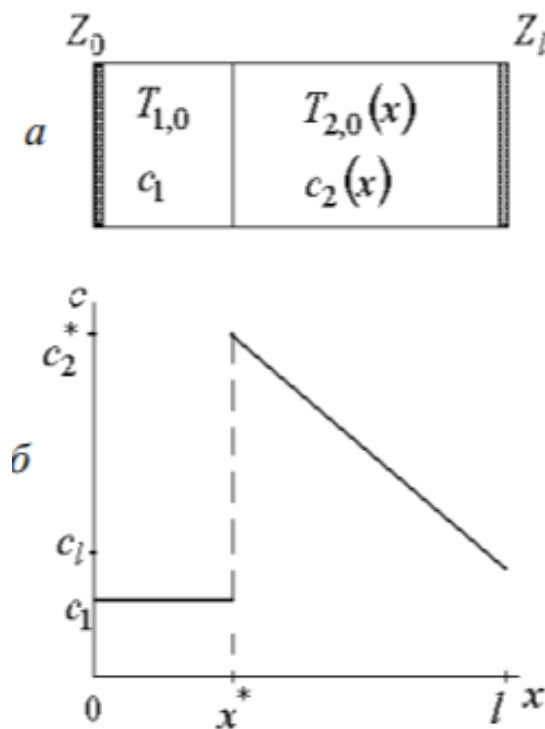


Рисунок 16 - Принципиальная схема трубы (а) и распределение скорости звука в газе (б)

Также, введем допущение о том, что скорость звука изменяется по линейному закону:

$$c_2(x) = a - bx, \quad (16)$$

где $x^* \leq x \leq l$.

Запишем волновое уравнение для скорости потока для идеального газа при отсутствии возмущений тепловых потоков, градиента среднего давления, при малых числах Маха [14]:

$$\frac{\partial^2 u'_2}{\partial t^2} - c_2^2(x) \frac{\partial^2 u'_2}{\partial x^2} = 0 \quad (17)$$

После решения уравнения (17), с учетом допущения (16) и приведения окончательного решения к виду (14), получим следующие выражения для возмущений давления и скорости потока:

$$u'_2(x, t) = C_2 e^{i\omega t} * \left(1 - \frac{bx}{a}\right)^{\frac{1}{2}} * \cos\left(\varphi_2 - \frac{\omega\beta}{b} * \ln\left(1 - \frac{bx}{a}\right)\right), \quad (18)$$

$$\begin{aligned} p'_2(x, t) = & -i\rho_2 c_2 C_2 e^{i\omega t} \left(1 - \frac{bx}{a}\right)^{\frac{1}{2}} \left(\frac{b}{2\omega} * \cos\left(\varphi_2 - \frac{\omega\beta}{b} * \ln\left(1 - \frac{bx}{a}\right)\right)\right. \\ & \left.+ \beta \sin\left(\varphi_2 - \frac{\omega\beta}{b} * \ln\left(1 - \frac{bx}{a}\right)\right)\right) \end{aligned} \quad (19)$$

где, $\beta = \sqrt{1 - \left(\frac{b}{2\omega}\right)^2}$, а и b – коэффициенты линеаризации уравнения изменения скорости звука.

С учетом граничных условий (15), получим:

$$\varphi_1 = \arctg\left(\frac{Y_0}{\rho_1 c_1}\right), \quad (20)$$

$$\varphi_2 = \frac{\omega\beta}{b} \ln\left(1 - \frac{bl}{a}\right) - \arctg\left(\frac{1}{\beta} \left(\frac{b}{2\omega} + \frac{Y_l}{\rho_l c_l}\right)\right). \quad (21)$$

Связующие условия до и после скачка [16]:

$$p'_1(x^*, t) = -p'_2(x^*, t), \quad (22)$$

$$u_1^*(x^*, t) = u_2^*(x^*, t).$$

Из них следует:

$$-\frac{b}{2\omega} + \beta tg \left(\frac{\omega\beta}{b} \ln \left(1 - \frac{bx^*}{a} \right) - \varphi_2 \right) + \frac{c_2^*}{c_1} tg \left(\frac{\omega x^*}{c_1} + \varphi_1 \right) = 0. \quad (23)$$

Уравнение (23) позволяет вычислить частоты продольных колебаний газа в трубе с любыми граничными условиями [15].

2.2.2 Обобщенная модель устройства пульсирующего горения

Рассмотрим устройство, составленное из двух последовательно соединенных труб (рис. 17):

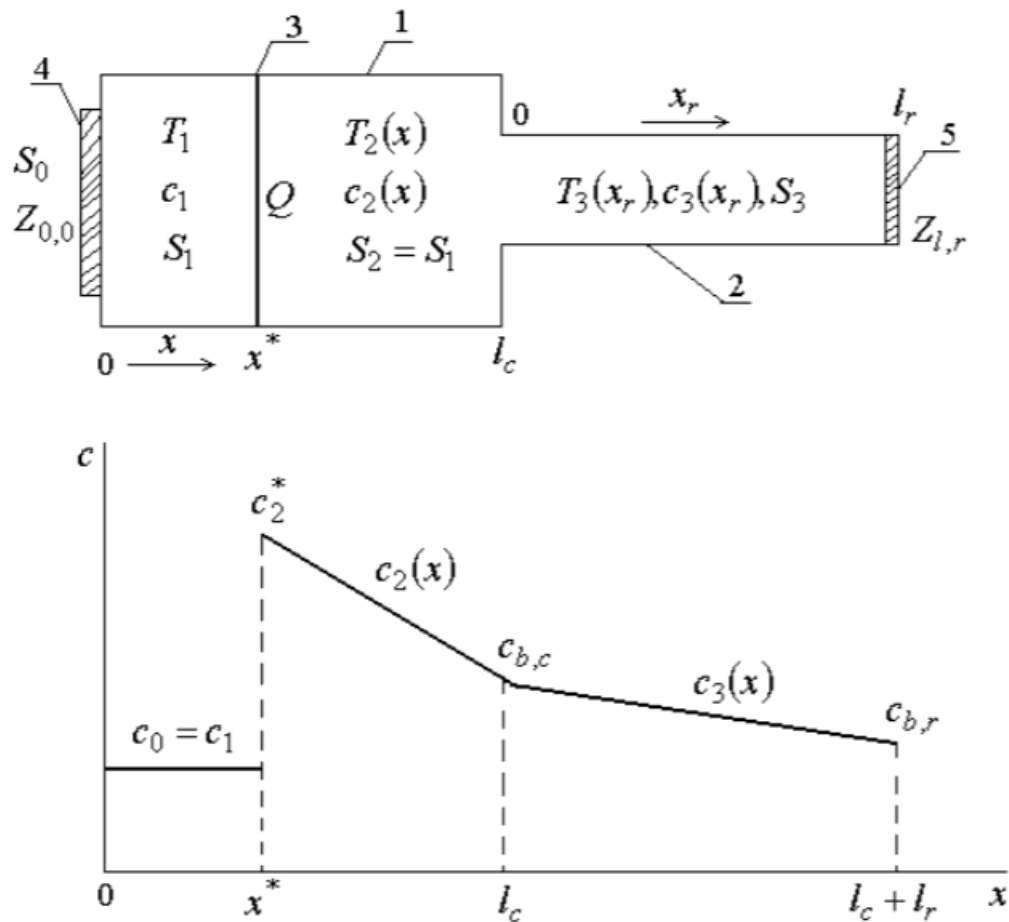


Рисунок 17 - Обобщенная модель устройства пульсирующего горения:
1 – камера сгорания; 2 – резонансная труба; 3 – плоскость теплоподвода; 4 – входное устройство; 5 – выходное устройство

Данная модель является универсальной, так как обладает всеми свойствами основных акустических систем, в зависимости от геометрических соотношений камеры сгорания и резонансной трубы. Здесь и далее, будем

называть первую и вторую трубу камерой сгорания и резонансной трубой соответственно. В нашем случае особый интерес представляют такие соотношения, при которых данная модель вырождается в модель типа емкость – труба и модель резонатора Гельмгольца.

Модель типа емкость-труба является частным случаем обобщенной модели при условии того, что КС имеет гораздо больший диаметр, чем РТ, а длина КС мала по сравнению с длиной волны. Если в данной модели длина РТ намного меньше длины волны, то модель типа емкость-труба вырождается в модель резонатора Гельмгольца.

Для начала отдельно рассмотрим КС. По типу она будет схожа с моделью, рассматриваемой в главе 2.2.1. Поэтому, справедливо будет переписать уравнение частот собственных колебаний (23), в координатах обобщенной модели:

$$-\frac{b_2}{2\omega} + \beta_2 \operatorname{tg} \left(\frac{\omega \beta_2}{b_2} \ln \left(1 - \frac{b_2 x^*}{a_2} \right) - \varphi_2 \right) + \frac{c_2^*}{c_1} \operatorname{tg} \left(\frac{\omega x^*}{c_1} + \varphi_1 \right) = 0. \quad (24)$$

Граничные условия на входе в КС:

$$Y_0 = i * \frac{p'_1(0, t)}{u'_1(0, t)} = i * \frac{p'_0 S}{u'_0 S_0} = i \varepsilon_0^{-1} Y_{0,0}, \quad \varphi_1 = \operatorname{arctg}(\varepsilon_0^{-1} Y_{0,0}), \quad (25)$$

где, S – площадь сечения, ε - отношение площади входа к площади КС.

Из [15] известно, что в горячем потоке распределение скорости звука $c_2(x) = a - bx$ определяется по формулам:

$$a_2 = \frac{c_2^* l_c - c_{l,c} x^*}{l_c - x^*}, \quad b_2 = \frac{c_2^* - c_{l,c}}{l_c - x^*}, \quad c_2^* = c_1 * \sqrt{\frac{T_2^*}{T_1}}, \quad (26)$$

где, l_c – длина КС, а индекс l, c обозначает параметр на конце КС.

Предположим, что в РТ скорость звука, также изменяется по линейному закону:

$$c_3(x_r) = a_3 - b_3 x_r, \quad (27)$$

где, x_r – координата резонансной трубы.

Тогда, с учетом (26), получим:

$$a_3 = c_{l,c} = a_2 - b_2 l_c, \quad b_3 = \frac{a_2 - b_2 l_c - c_{l,r}}{l_r}, \quad c_{l,r} = c_3(l_r) \quad (28)$$

Запишем соотношения связывающие акустические колебания на стыке КС и РТ:

$$\begin{aligned} p'_2(l_c, t) &= p'_3(0, t), \\ S_c u'_2(l_c, t) &= S_r u'_3(0, t). \end{aligned} \quad (29)$$

Отсюда, мнимая часть импеданса записывается в следующем виде:

$$Y_{l,c} = -i * \frac{S_c p'_3(0, t)}{S_r u'_3(0, t)} = -\rho_{3,0}(0) c_3(0) \varepsilon_r^{-1} \left(\frac{b_3}{2\omega} + \beta_3 t g \varphi_3 \right) \quad (30)$$

Принимая во внимание что $\rho'_3(0) = \rho_{l,c}$, $c_3(0) = c_{l,c}$, подставим получившееся выражение в (21):

$$\varphi_2 = \frac{\omega \beta_2}{b_2} \ln \left(1 - \frac{b_2 l_c}{a_2} \right) - \arctg \left(\frac{1}{\beta_2} \left(\varepsilon_r^{-1} \left(\frac{b_3}{2\omega} + \beta_3 t g \varphi_3 \right) - \frac{b_2}{2\omega} \right) \right). \quad (31)$$

Граничное условие на конце трубы:

$$p'_3(l_r, t) = i Y_{l,r} u'_3(l_r, t). \quad (32)$$

Из него следует следующее:

$$\varphi_3 = \frac{\omega \beta_3}{b_3} \ln \left(1 - \frac{b_3 l_r}{a_3} \right) - \arctg \left(\frac{1}{\beta_3} \left(\frac{b_3}{2\omega} + \frac{Y_{l,r}}{\rho_{l,r} c_{l,r}} \right) \right). \quad (33)$$

где, $\rho_{l,r} = \rho_3(l_r)$.

Используя уравнения (33), (31) и (25) можно найти частоты собственных колебаний для любых геометрических размеров и условий на входе и выходе из устройства из уравнения (24).

Рассмотрим частный случай, типа емкость-труба. В этом случае, размеры КС и РТ подчиняются следующим соотношениям:

$$\frac{\omega l_c}{c_2^*} \ll 1, \quad \frac{S_r}{S_c} \ll 1. \quad (34)$$

В [15], было показано, что в первом приближении, положение плоскости теплоподвода не имеет значения, поэтому, для удобства расчетов примем: $x^* = 0$.

Тогда, уравнение (24) примет вид:

$$\frac{b_2}{2\omega} + \beta_2 tg(\varphi_2) + \frac{c_2^*}{c_1} tg(\varphi_1) = 0. \quad (35)$$

Из формулы (26), при $x^* = 0$, получим:

$$a_2 = c_2^*, \quad b_2 = \frac{c_2^* - c_{l,c}}{l_c}. \quad (36)$$

Тогда, при условии (34) получаем следующее соотношение:

$$\frac{b_2 l_c}{c_2^*} = \frac{c_2^* - c_{l,c}}{c_2^*} \ll 1. \quad (37)$$

Преобразовывая выражения (31) и (35) окончательно получим:

$$\frac{b_3}{2\omega} + \beta_3 tg(\varphi_3) + \left(\left(\frac{\omega l_c S_c}{c_1 S_r} - \frac{\frac{S_0}{S_r}}{\frac{Y_{0,0}}{\rho_{1,0} c_1}} \right) * \frac{c_1}{c_2^*} \right)^{-1} = 0. \quad (38)$$

Уравнение (38), позволяет определить частоту собственных колебаний в установке типа емкость-труба с любыми условиями на входе и выходе.

2.2.3 Акустическая модель ПуВРД с аэродинамическим клапаном

Ближайшим аналогом ПуВРД с аэродинамическим клапаном является модель типа емкость труба. В данном случае топливо попадает в камеру через форсунку, а воздух через аэродинамический клапан.

Запишем акустические возмущения клапана:

$$\begin{aligned} u'(y, t) &= C_0 * \cos\left(\frac{\omega y_0}{c_0} + \varphi_0\right) * e^{i\omega t}, \\ p'(y, t) &= -i\rho_0 c_0 * C_0 * \sin\left(\frac{\omega y_0}{c_0} + \varphi_0\right) * e^{i\omega t}. \end{aligned} \quad (39)$$

Расположим клапан в туже сторону, что и РТ. Тогда ось y_0 , направлена против потока, а граничные условия запишутся в следующем виде:

$$u'(0, t) = -u'_0, \quad p'_0(0, t) = p'_0, \quad p'_0(l_0^*, t) = 0 \quad (40)$$

Используя граничные условия, из (39) получим:

$$\varphi_0 = -\frac{\omega l_0^*}{c_0}. \quad (41)$$

Импеданс входного устройства:

$$Z_{0,0} = -\frac{p'_0}{u'_0}. \quad (42)$$

Тогда мнимая часть импеданса:

$$Y_{0,0} = \text{Im}(Z_{0,0}) = \rho_0 c_0 \text{tg} \left(\frac{\omega l_0^*}{c_0} \right). \quad (43)$$

Подставляя полученное выражение в уравнение (38), получим уравнение для нахождения частот колебаний в ПуВРД с аэродинамическим клапаном:

$$\frac{b_3}{2\omega} + \beta_3 \text{tg}(\varphi_3) + \left(\left(\frac{\omega l_c S_c}{c_1 S_r} - \frac{\frac{S_0}{S_r}}{\frac{\rho_0 c_0 \text{tg} \left(\frac{\omega l_0^*}{c_0} \right)}{\rho_{1,0} c_1}} \right) * \frac{c_1}{c_2^*} \right)^{-1} = 0. \quad (44)$$

Данное уравнение позволяет анализировать влияние геометрических характеристик, на частоту циклов в рабочем процессе ПуВРД. Так, при прочих равных, с увеличением диаметра клапана, частота увеличивается, а при увеличении таких параметров как диаметр КС, РТ, длина камеры и длина АК, частота, наоборот, уменьшается.

2.3 Механические автоколебания в камере ПуВРД

Помимо акустических колебаний, в проточной части ПуВРД присутствуют и механические автоколебания. Далее, будут рассмотрены их природа, и механизм обратной связи, поддерживающий цикличность процессов.

2.3.1 Общая модель ПуВРД с аэродинамическим клапаном

В работе [17] предложена общая модель аппарата пульсирующего горения с аэродинамическим клапаном, благодаря которой можно изучить автоколебательные процессы в ПуВРД (рис. 18).

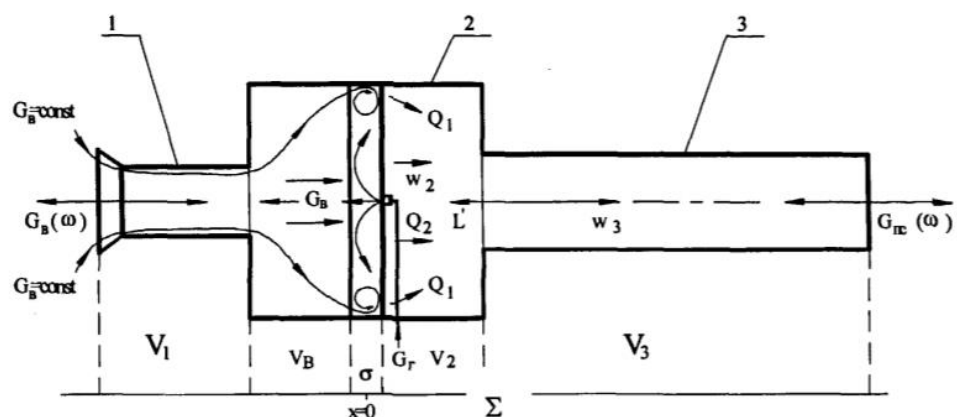


Рисунок 18 - Расчетная модель рабочего процесса ПуВРД с аэродинамическим клапаном: 1- аэродинамический клапан; 2- камера сгорания; 3- резонансная труба; σ - зона горения

Будем рассматривать одномерное течение газов по проточному тракту ПуВРД. Поэтому в данной схеме ось клапана совпадает с осью резонансной трубы. Данное допущение введено для упрощения подхода изучения процессов внутри проточной части двигателя.

Ввиду сложности процессов в КС условно разделим объем камеры на три составные части: зона горения σ , разделяющая объем V_B прилегающий к аэродинамическому клапану и объем $V_{пс}$ прилегающий к резонансной трубе. Объем V_B заполнен воздухом, объем $V_{пс}$ заполнен продуктами сгорания.

2.3.2 Механизм обратной связи в ПуВРД

Для описания автоколебательной системы разделим ее на составные части:

- источник энергии;
- колебательный элемент;
- регулирующее устройство;
- обратная связь между колебательным элементом и регулирующим устройством.

Применительно для ПуВРД источником энергии является полная энергия топлива – энтальпия компонентов, поступающих в камеру сгорания, колебательным элементом будут ПС в резонансной трубе и камере сгорания,

а в качестве регулирующего устройства будут выступать аэродинамический клапан и зона горения.

Следует отметить, что колебательный элемент состоит из емкостного и инерционного звена. В нашем случае емкостным звеном является объём продуктов сгорания в КС $V_{\text{пс}}$, а инерционным – газ в резонансной трубе.

На объём продуктов сгорания в камере со стороны резонансной трубы действуют механические возмущения, обусловленные акустическими волнами давления, которые вызывают изменение объёма $V_{\text{пс}}$. С другой стороны, на тот же объём действуют тепловые возмущения, изменяющие энергию продуктов сгорания.

Запишем закон сохранения для возмущений объёма $V_{\text{пс}}$:

$$\Delta H(\tau) = \delta Q(\tau) - \delta L'(\tau), \quad (45)$$

где, $\Delta H(\tau)$ – нестационарная составляющая изменения энтальпии ПС, $\delta Q(\tau)$ – изменения теплоподвота в ПС из зоны горения, $\delta L'(\tau)$ – изменение работы деформации объёма $V_{\text{пс}}$ со стороны резонансной трубы.

Так как энтальпию можно представить в виде суммы внутренней энергии и работы расширения, можно записать:

$$\Delta U(\tau) + \Delta(PV)(\tau) = \delta Q(\tau) - \delta L'(\tau), \quad (46)$$

Тогда схема обратной связи возмущений будет выглядеть следующим образом (рис. 19):



Рисунок 19 – Схема обратной связи между возмущениями

Рассмотрим каждый из процессов воздействия возмущений подробнее.

Влияние изменения работы деформации на изменение объема ПС. При установившихся акустических возмущениях в РТ газ находящейся в ней, совершает работу над объемом $V_{\text{ПС}}$. Так как акустические воздействия имеют периодический характер, то справедливо записать:

$$\delta L'(\tau) = A_{L'} \sin(\omega\tau), \quad (47)$$

где, $A_{L'}$ - амплитуда механических возмущений, ω – циклическая частота. Тогда для изменения величины PV запишем:

$$\delta(PV)(\tau) = A_{PV} \sin(\omega\tau), \quad (48)$$

где, A_{PV} - амплитуда деформации объема $V_{\text{ПС}}$.

Влияние изменения объема ПС на тепловыделение в зоне горения. Изменение объема ПС вызывает изменения условий смешения в зоне горения, из-за чего начнет меняться соотношение горючего и окислителя, что в свою очередь вызовет изменение тепловыделения. Известно, что тепловыделение

равно изменению энтальпии топлива. Запишем формулу для нахождения энтальпии двухкомпонентного топлива:

$$H_T = H_{\Gamma} + \alpha * \chi_0 * H_0, \quad (49)$$

где, H_{Γ} и H_0 – энтальпии горючего и окислителя соответственно, χ_0 – массовое стехиометрическое соотношение компонентов, $\alpha = G_B^A / G_B^0$ – коэффициент избытка окислителя, G_B^0 – теоретически необходимый расход воздуха для полного сгорания горючего, $G_B^A = (\rho w) * f_{\text{кл}}$ – действительный расход воздуха, $f_{\text{кл}}$ – площадь проходного сечения аэродинамического клапана. Возмущения величины PV вызывают возмущения величины G_B^A :

$$\delta(G_B^A)(\tau) = (\rho w)(\tau) * f_{\text{кл}} = A_{\rho w} \sin(\omega\tau + \varphi_1), \quad (50)$$

где, $A_{\rho w}$ – амплитуда изменения расхода воздуха, φ_1 – сдвиг фаз между возмущениями деформации и расхода. Тогда для изменения возмущений тепловыделения запишем:

$$\delta Q(\tau) = \delta H_T(\delta) = \frac{A_{\rho w}}{G_B^0} \sin(\omega\tau + \varphi_1), \quad (51)$$

Влияние изменения тепловыделения в зоне горения на внутреннюю энергию ПС. Известно, что изменение тепловыделения, приводит к изменению температуры. Если рассматривать продукты сгорания как смесь идеальных газов, то внутренняя энергия будет однозначно зависеть от температуры. Из условия гармонического возмущения расхода воздуха, справедливо записать гармонический закон возмущения внутренней энергии:

$$\Delta U(\tau) = A_{\Delta U} \sin(\omega\tau + \varphi_2), \quad (52)$$

где, $A_{\Delta U}$ – амплитуда изменения внутренней энергии, φ_2 – сдвиг фаз между механическими и тепловыми возмущениями.

Влияние изменения внутренней энергии ПС на работу деформации. Изменение внутренней энергии будет порождать акустические волны, поддерживающие механические колебания в РТ. Таким образом, многоступенчатая связь замкнулась. Для обеспечения автоколебательного процесса, все вышеперечисленные процессы влияния должны быть строго синхронизированы по частоте и сдвигу фаз.

2.4 Расчет ПуВРД в среде ANSYS

Для изучения процессов и явлений, протекающих в проточной части ПуВРД, были поставлены следующие цели и задачи:

- выявление циклических изменений параметров давления, температуры и скорости ПС в КС, РТ и АК;
- выявление основных этапов работы двигателя;
- выявление акустических колебаний в двигателе;
- выявление конфигурации истекающих потоков газа.

Для достижения этих задач, была создана двумерная модель двигателя размеры которой соответствуют аналогу, выбранному в разделе 1.4, а также область истечения. Единственное различие заключается в количестве клапанов. Так как модель двумерная, разместить в ней РТ и два клапана невозможно, поэтому, в созданной модели присутствует только один клапан. Размеры области истечения, выбраны исходя из условия, что площадь истечения, в несколько раз больше площади двигателя.

Для осуществления пространственной дискретизации расчетной области была построена двумерная квадратная структурированная сетка (рис. 20). Здесь размер ячеек зависит от зоны, в которой она находится. В зоне КС, и проточных частей РТ и АК, размер ячейки составляет 7мм, в районе среза АК и РТ – 5 мм, в области истечения – 15 мм.

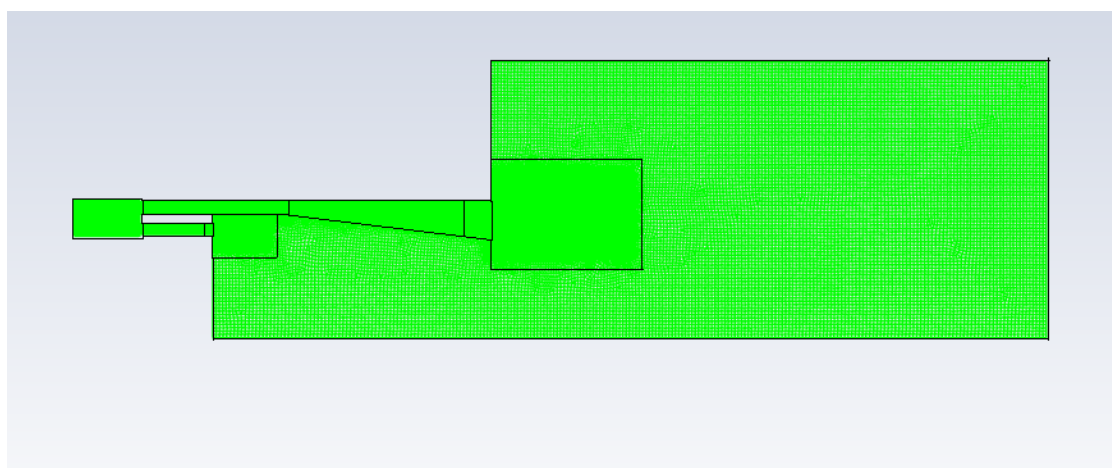


Рисунок 20 – Расчетная сетка двумерной модели

Расчет производился в вычислительной программе Ansys Fluent, рассчитывающий течения по методу контрольных объемов.

В виду сложности и большой ресурсоемкости расчетов процесса горения, было принято решение опустить этап сгорания топлива и сразу перейти к этапу расширения продуктов сгорания. Для этого в зоне предполагаемого горения в КС задаются параметры, рассчитанные по термодинамическим функциям описанными в главе 2.1.3. Температура ПС равна 632 К, Давление – 213,5 кПа. Основные продукты сгорания – вода, углекислый газ и азот. Концентрация воды 13%, концентрация углекислого газа – 11%, концентрация азота – 76%. В начальный момент времени вся остальная проточная часть и зона истечения имеют параметры воздуха, при температуре 300 К и давлении 101,325 кПа. Граничное условие задается на самой дальней грани зоны истечения, и соответствует температуре и давлению окружающей среды. В начале каждого нового цикла, вручную задаются параметры ПС. Начало цикла определяется, опираясь на расчетные формулы частот, приведенных выше, а также на поведение графика давления в КС. Перед началом нового цикла, обязательно должны случится этап наполнения и этап сжатия. Для заданных параметров ПС и выбранной геометрии, частота равняется 65 Гц, а период 0,015 сек.

Выбираем тип решателя на основе плотности, который производит расчет по алгоритму связанного решения Навье-Стокса на основе плотности. Указываем что процесс не стационарный.

Воспользуемся следующими физическими моделями и уравнениями:

- уравнение сохранения энергии;
- течение не вязкое;
- транспортные уравнения для воздуха и ПС;
- все газы – описываются законами для идеального газа.

Замерять необходимые параметры будем в геометрическом центре КС, серединой точке на срезе РТ и АК.

2.4.1 Фазы работы ПуВРД

По результатам решения были получены анимации для давления и концентрации кислорода. Концентрация кислорода, соответствует концентрации воздуха. По этим анимациям можно отследить различные этапы работы ПуВРД. Выделим следующие фазы:

- фаза расширения ПС;
- фаза пониженного давления в КС;
- фаза наполнения;
- фаза поджатия.

На рисунке 21, показано распределение давления в момент расширения. Ударная волна в начале камеры, распространяется в сторону АК и РТ. Затем разбиваясь о заднюю стенку двигателя, делится на две волны в РТ и АК. На рисунке видно, что волна быстрее покидает клапан чем РТ. Так же на рисунке видно, что за первой волной в РТ, следует еще одна. Скорее всего это волна, отраженная от передней стенки двигателя.

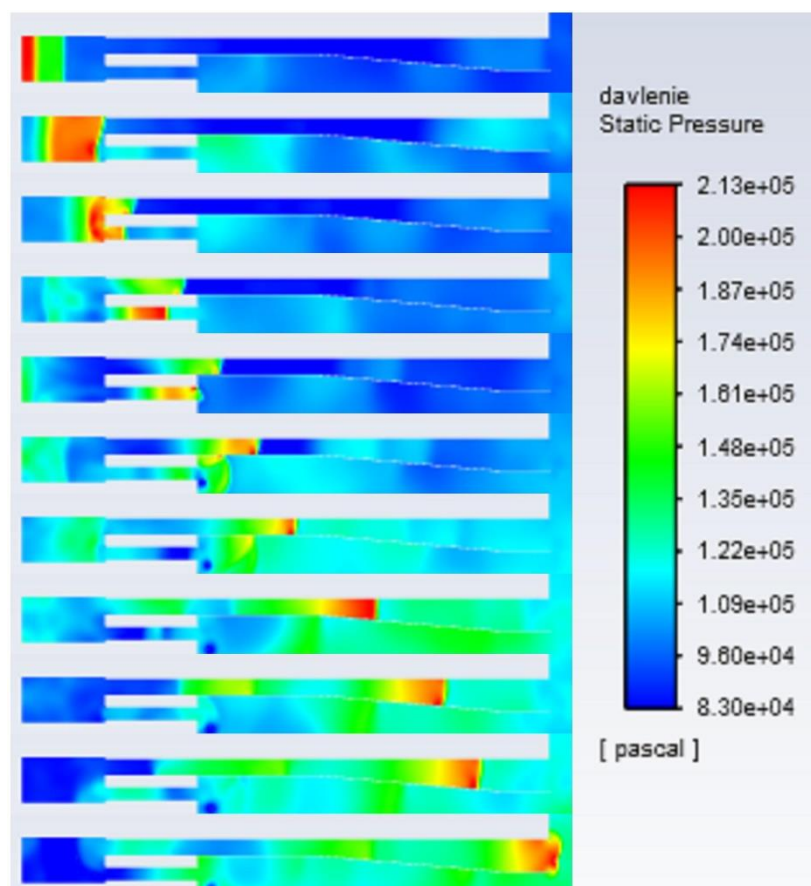


Рисунок 21 -Распределение давления в процессе расширения

Фаза пониженного давления в КС, наблюдается сразу после фазы расширения.

Затем начинается фаза наполнения, и фаза сжатия, однако конец этих фаз, по времени, не приходится на рассчитанное начало нового цикла. Не совпадение рассчитанной частоты и фаз работы, объясняется тем, что в момент первого наполнения и поджатия, в камере еще недостаточно воздуха для возобновления горения (рис. 22).

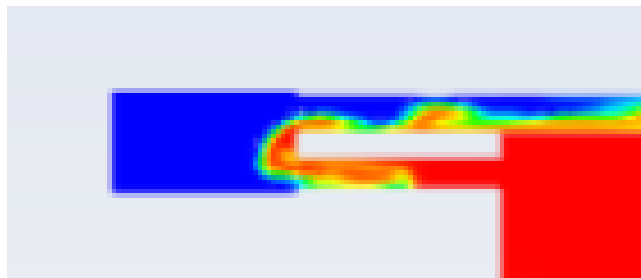


Рисунок 22 – Распределение воздуха в камере: красным цветом обозначена высокая концентрация воздуха, синим – ПС.

Более четко распределение фаз можно увидеть на графике среднего давления в КС, представленном на рисунке 23.

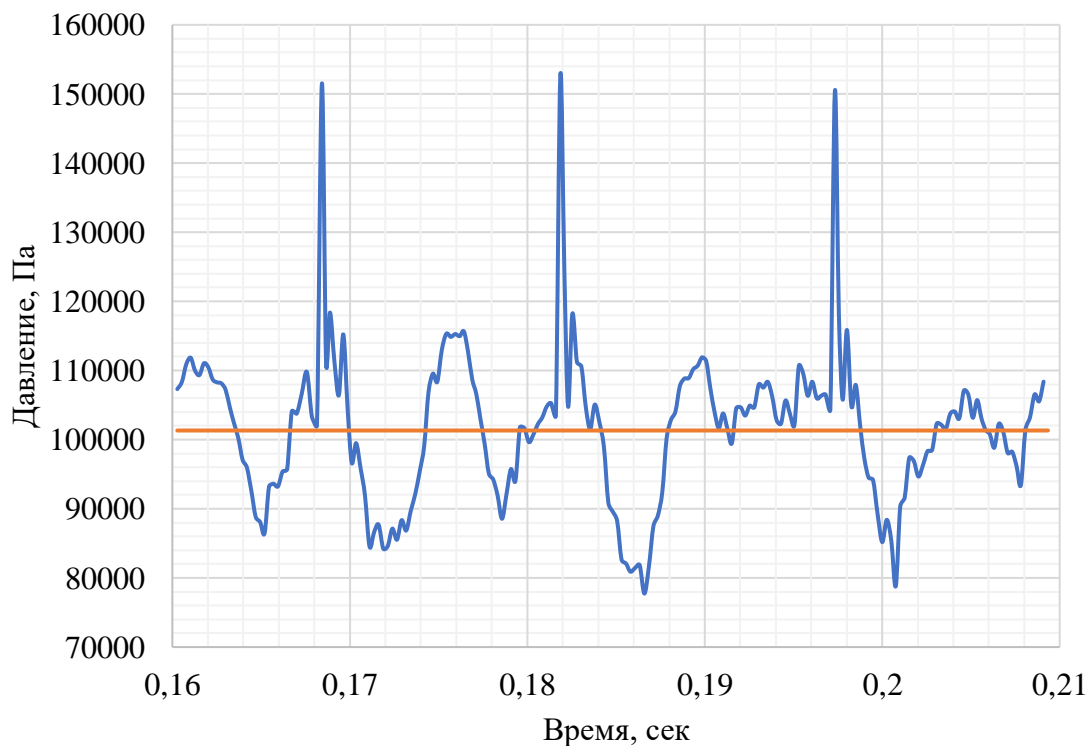


Рисунок 23 – Распределение среднего давления в КС по времени

Из графика видно, что между пиками, соответствующих началу нового цикла, есть еще один пик. В вершине этого пика, воздуха в камере недостаточно для возобновления горения, однако происходит повышение давления, что рождает новые волны сжатия, которые, в свою очередь вызывают волны разряжения. Фазы пониженного давления, наполнения и поджатия происходит вновь. На этот раз конец фазы сжатия, примерно сходится с рассчитанным временем конца цикла.

По итогу, можно заключить, что в ПуВРД типа «ThermoJet» намеченные фазы протекают не совсем в том порядке, в котором предполагалось ранее. Фазы пониженного давления, всасывания и поджатия дважды повторяются в промежутках между фазами расширения и горения.

2.4.2 Распределение температуры в ПуВРД

На рисунке 24 показано распределение температур в КС, на срезе АК и РТ в зависимости от времени. Из графика видно, что есть небольшое запаздывание между скачками температур в КС и АК порядка 0,0009 сек, и достаточно существенное между КС и РТ, порядка 0,0034 сек. Это объясняется большой длинной РТ и инерционностью процесса теплопереноса.

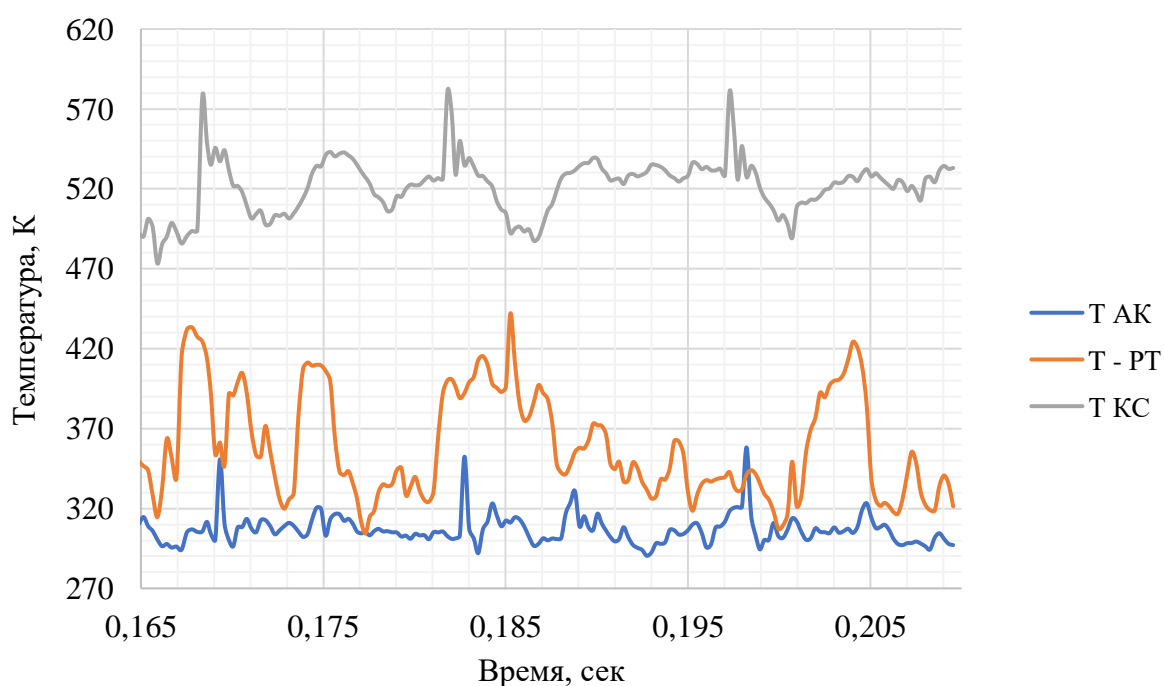


Рисунок 24 – Распределение температуры в зависимости от времени

Температура в АК меняет свое значение, в зависимости от фазы от 290 до 360 К. В среднем значение температуры находится на уровне 306 К. На срезе РТ температура лежит в пределах от 300 до 440 К, среднее значение приблизительно 360 К. В камере достигается наибольшая температура, ее значение изменяется от 473 до 581 К, а в среднем значение температуры равно 511 К.

Такое распределение температур между составными частями ПуВРД, вполне объяснимо. В КС наибольшая температура, ведь там происходят процессы горения. Температура передается в основном, конвективным путем, то есть через ПС. Однако через АК, не считая момента запуска, ПС не истекают, а истекают только через РТ. В клапане, воздух, с параметрами подогретого газа, колеблется между КС и окружающей средой, отдавая и забирая новые порции воздуха. Вследствие этого, температура в РТ больше, чем температура в АК.

2.4.3 Распределение давления в ПуВРД

Пульсации давления являются самыми важными в работе двигателя, ведь именно пульсации давления вызывают пульсации всех остальных параметров. На рисунке 25 представлен график распределения среднего давления в расчетных точках ПуВРД в зависимости от времени. Запаздывание пика давления в АК относительно КС составляет 0,0009 сек, а запаздывание на срезе РТ – 0,0033 сек. Эти данные соответствуют полученным в предыдущем разделе запаздываниям температур. Из графика видно, что давление в камере, после своего пика опускается ниже атмосферного, это подтверждает наличие технического вакуума в камере, что в свою очередь подтверждает правильность описания процессов в ПуВРД модифицированным циклом Ленуара.

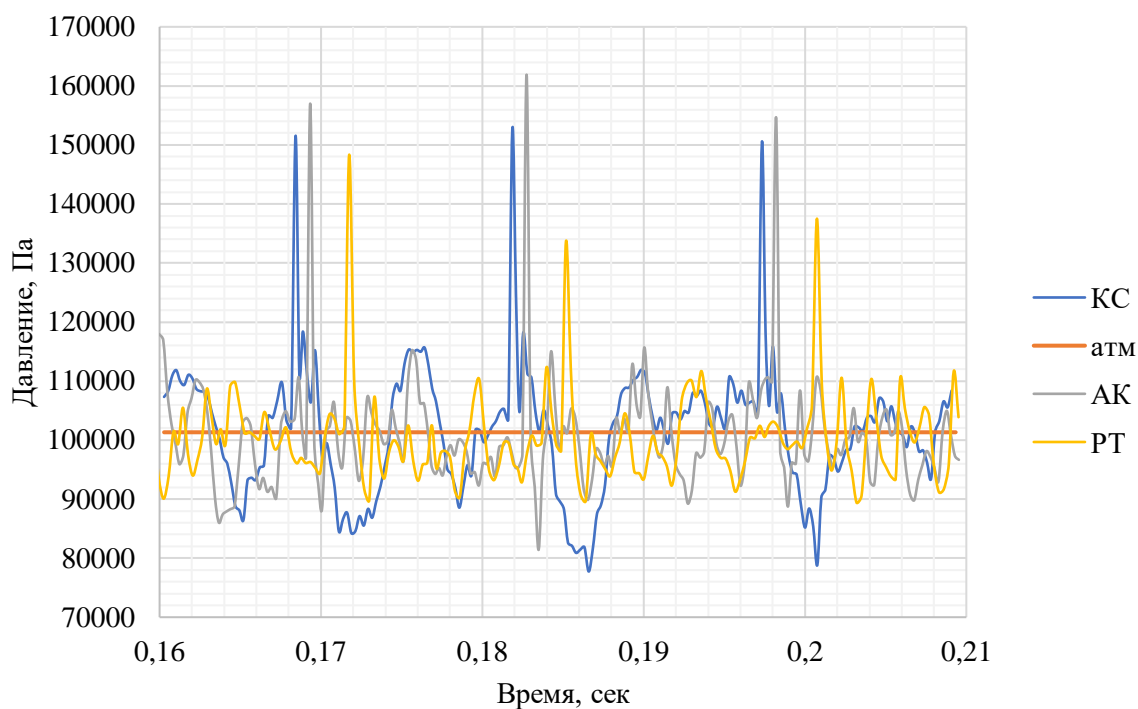


Рисунок 25 - Распределение давлений в зависимости от времени

Среднее давление в КС колеблется от 77,7 до 152, 7 кПа, среднее значение – 101,8 кПа. На срезе АК, давление лежит в пределах от 81,4 до 162 кПа, а среднее значение равно 100,9 кПа. Давление на срезе РТ меняется от 89,8 до 148 кПа, среднее значение – 100.2 кПа.

Возможное объяснение более высокого значения пикового давления в АК чем в КС заключается в следующем. Пик – это ударная волна, которая проходит по сечениям проточной части. Ровно пред фазой горения, и соответственно пиком давления, движение воздуха в АК было направлено в сторону камеры, поэтому, когда ударная волна встретила с встречным потоком воздуха, часть кинетической энергии преобразовалась в потенциальную, т.е. в статическое давление. Тем более, что среднее значение давления в КС больше, чем в АК.

2.4.4 Распределение скоростей в ПуВРД

В данном расчете, скорости на срезе РТ получились меньше, чем скорости на срезе АК (рис. 26). Это достаточно странное явление, если учесть, что именно за счет импульса ПС, выходящих из РТ, получается большая часть тяги. Скорее всего, такой результат получился в следствии не до конца

заполненной РТ продуктами сгорания, так как основная масса частиц еще не успели прийти в точку расчета.

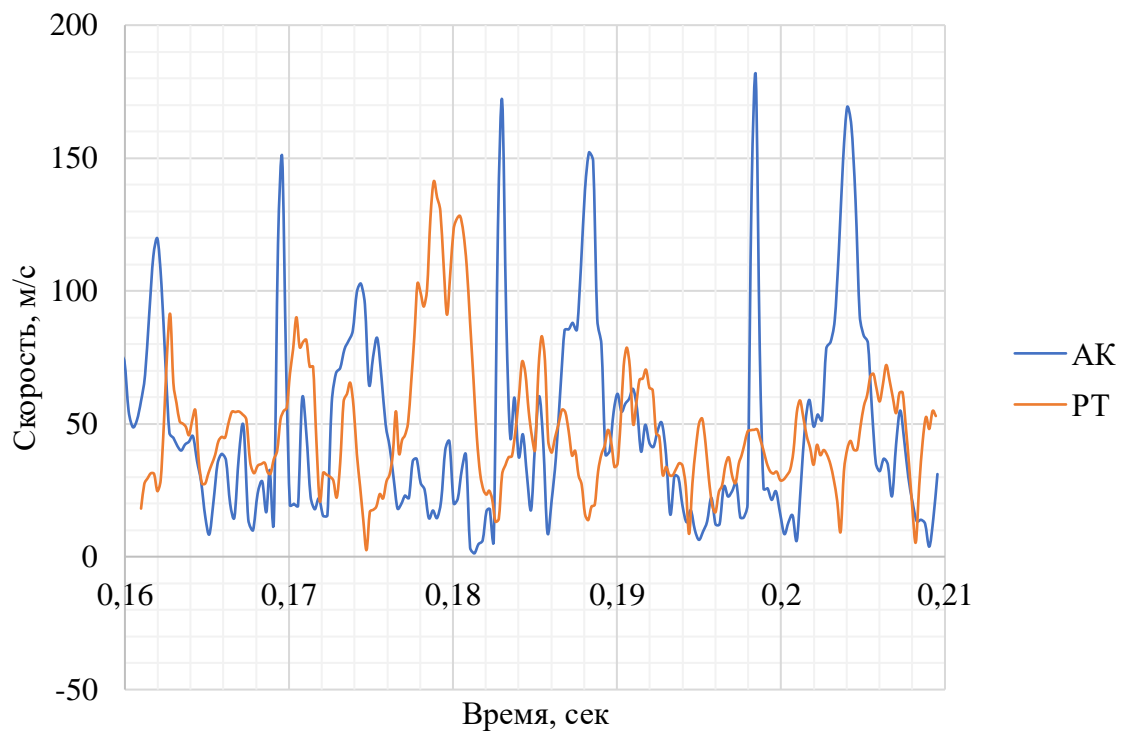


Рисунок 26 - Распределение скоростей потока в зависимости от времени

На рисунке 27 представлено распределение скорости вдоль оси x , направленной соосно с осью КС, с положительным направлением в сторону сопла. Данный кадр сделан в момент наполнения КС новой порцией воздуха.

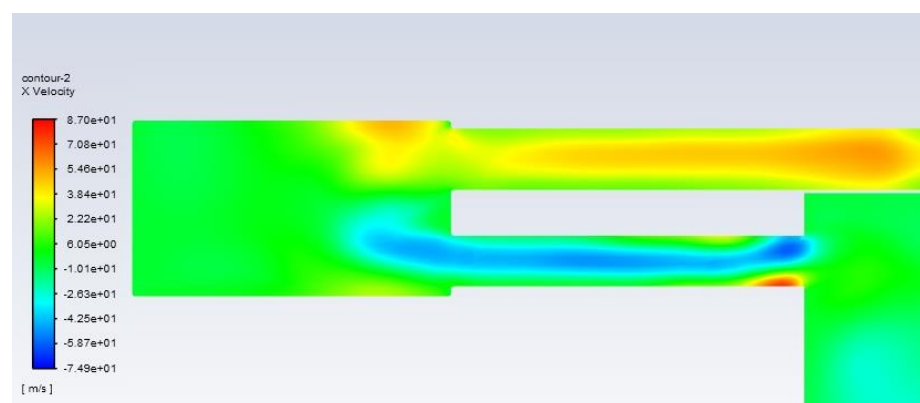


Рисунок 27 -Распределение скорости вдоль оси x ПуВРД

Как видно из рисунка, воздух движется по АК в сторону камеры сгорания (синий спектр - отрицательные значения), а ПС движутся в сторону сопла (красный спектр - положительные значения). Интересно наблюдать, что

не весь воздух движется по клапану в камеру, а только центральная его часть. На периферии напротив, есть даже крайне положительные значения, т.е. кольцо воздуха, прижатое к стенкам клапана стримиться от КС, в то время как центральная часть потока движется в КС.

На рисунке 28, можно наблюдать явление перетекания воздуха из АК в РТ. Подобное явление вполне логично, ведь воздух, попадающий в КС, поджигается далеко не сразу, а после фазы поджатия, затем понижения давления, еще раз наполнения и поджатия, и только после этого происходят горение. За все это время давление в РТ становится ниже давления в камере, до нескольких раз, что и вызывает перетекание в трубу

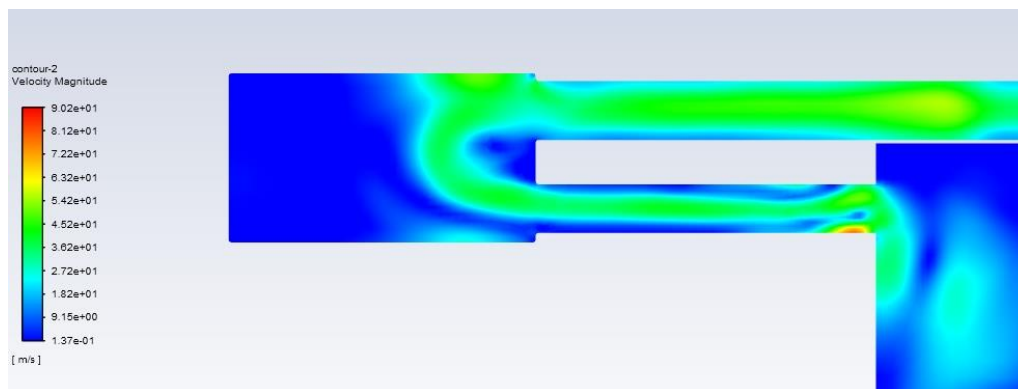


Рисунок 28 - Распределение полной скорости по проточной части
ПуВРД

2.4.5 Явления наблюдаемые в ПуВРД

По итогам расчетов, получилось множество значений различных параметров в зависимости от времени, все графики параметров ПуВРД смотри в приложении Б.

Однако помимо сухих значений, наблюдались достаточно интересные, с исследовательской точки зрения явления.

Во-первых, как оказалось, ПС совершенно не истекают через АК, они истекают только через сопло резонансной трубы. В клапане же, происходят колебания воздушного столба при сравнительно небольшой температуре. Более того, структура это столба неоднородна – центральная часть стримится попасть в камеру, а периферия, наоборот. Таким образом, колеблясь, воздух

питает камеру новыми порциями воздуха. Подобные явления описывались в [17], в камере пульсирующего горения с разнонаправленными РТ и АК.

Во-вторых, было произведено наблюдение перетекание воздуха из АК в РТ. Хотя данное явление и является вполне логичным, необходимо как-то учитывать такой перерасход. Ведь помимо того, что КС не достает воздуха, в РТ, за счет меньшей температуры и значения газовой постоянной, работоспособность газа (РТ) начинает падать. Такие процессы наблюдались и в других работах [1].

В-третьих, в камере сгорания были обнаружены небольшие вихревые структуры. Подобные структуры, были замечены на срезе сопла и аэродинамического клапана. О существовании подобных структур в ПуВРД описано в [9].

В общем и целом, можно заключить, что разработанная модель ПуВРД, является достаточно полной для описания внутрикамерных процессов, и соответствует различным теоретическим и экспериментальным данным.

3 Конструкторская часть

3.1 Исходные данные

В качестве исходных данных, будем опираться на характеристики двигателя аналога М-135:

- развиваемая тяга: $P = 150 \text{ Н}$;
- топливо: бензин;
- коэффициент избытка: окислителя $\alpha = 1$;
- массовое соотношение компонентов топлива: $K_m = 14.7$;
- газовая постоянная ПС: $R_{\text{ПС}} = 288 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}$;
- теплотворная способность бензина: $H_u = 46 \text{ МДж/кг}$.

3.2 Термодинамические характеристики

Как уже было сказано ранее, в разделе 2.1.3, для описания термодинамических процессов в ПуВРД можно использовать модифицированный цикл Ленуара. Однако, необходимо учитывать квазиизохорность процесса сгорания, из-за которого максимальное давление будет в несколько раз меньше теоретического.

Изначально в камере находится покоящийся воздух с параметрами $T_1 = 300 \text{ К}$ и $P_1 = P_n = 101325 \text{ Па}$. При изохорном сжигании справедливо:

$$\frac{T_2^T}{T_1} = \frac{P_2^T}{P_1} = \pi^T, \quad (53)$$

где, T_2^T и P_2^T , соответственно температура и давление в конце изохорного горения, π^T – теоретическая степень повышения давления.

Для нахождения T_2^T , воспользуемся следующей формулой:

$$T_2^T = \frac{H_u}{(1 + \alpha * K_m) * c_v} + T_1, \quad (54)$$

где, H_u – теплотворная способность бензина, c_v – изохорная теплоемкость. Тогда:

$$T_2^T = \frac{46 * 10^6}{(1 + 1 * 14.7) * 1088} + 300 = 3051 \text{ К.}$$

Тогда из (54) найдем максимальное теоретическое давление:

$$P_2^T = \frac{T_2^T}{T_1} * P_1 = \frac{3051}{300} * 101325 = 1.031 * 10^6 \text{ Па.}$$

Теоретическая степень повышения давления равна:

$$\pi^T = \frac{P_2^T}{P_1} = 1.031 * \frac{10^6}{101325} = 10,175.$$

Из [10] известна следующая формула для нахождения действительного максимального давления:

$$P_{max} = P_{дон} \xi_{тр} \xi_{расш} * \left(\frac{\bar{V}_{ТВС} \left(\pi^T \bar{k}^{\frac{1}{k}} - 1 \right) + 1 + \bar{V}_{выт}}{1 + \bar{V}_{выт}} \right)^k, \quad (55)$$

где $\bar{V}_{ТВС} = V_{ТВС}/V_{\Sigma}$ – относительный объем ТВС, V_{Σ} – суммарный объем камеры сгорания; $\bar{V}_{выт} = V_{выт}/V_{\Sigma}$ – относительный объем газа, вытесненного из камеры за время сгорания ТВС, $\xi_{тр}$ – потери на преодоление сил трения о стенки клапана; $\xi_{расш}$ – потери на внезапное расширение; $P_{дон}$ – донное давление, определяемое по зависимости:

$$P_{дон} = P_H * (1 - 0.125kM_{\Pi}^2), \quad (56)$$

где, P_H – атмосферное давление, M_{Π} – число маха летательного аппарата.

Значение $\bar{V}_{ТВС}$ в двигателях с аэродинамическим клапаном, обычно не превышает 0,2. Известно, что при таких значениях величина $\bar{V}_{выт}$, практически не влияет на значение максимального давления, и ее можно принять равной 0. Рассчитаем значение максимального давления в камере для двигателя, находящегося без движения на земле. Тогда $M_{\Pi} = 0$. Принимая $\bar{V}_{ТВС} = 0,2$, $\xi_{тр} = 0,93$ и $\xi_{расш} = 0,95$, получим:

$$P_{max} = P_2 = 101325 * 0.95 * 0.93 * \left(0.2 \left(10.1^{\frac{1}{1.4}} - 1 \right) + 1 \right)^{\frac{1}{1.4}} = 218.4 \text{ кПа}$$

Увеличение давления, будет пропорционально увеличению температуры, тогда температура в камере будет равна:

$$T_2 = \frac{P_{max}}{P_1} * T_1 = 218.4 * \frac{10^3}{101325} * 300 = 646 \text{ К.}$$

При условии адиабатического расширения продуктов сгорания, можно получить значение скорости на выходе:

$$v = \sqrt{\frac{2k}{k-1} * R_{ПС} * T_2 * \left(1 - \frac{P_H}{P_{max}}\right)^{\frac{k-1}{k}}}, \quad (57)$$

$$v = \sqrt{\frac{2 * 1,4}{1,4 - 1} * 288 * 646 * \left(1 - \frac{101325}{218.4 * 10^3}\right)^{\frac{1,4-1}{1,4}}} = 501 \text{ м/с.}$$

3.3 Геометрические характеристики

На данный момент нет точных аналитических методик проектирования ПуВРД с аэродинамическим клапаном типа «ThermoJet», поэтому при конструировании опираются на экспериментальные данные уже изготовленных моделей и прототипов. Так в [18], предложены рекомендации соотношения геометрических размеров относительно диаметра камеры сгорания приведенные в таблице 4.

Таблица 4 – Геометрические соотношения основных параметров двигателя

Параметр	Обозначение	Зависимость
Диаметр КС	D	-
Общая длинна	L	$(10 \dots 12) D$
Длинна КС	$L_{КС}$	$(1,5 \dots 2) D$
Диаметр РТ	$D_{РТ}$	$0,5 D$
Диаметр сопла	D_c	$< D$
Длинна клапана	$L_{ак}$	$(1,7 \dots 2,2) D$
Площадь сечения впускных патрубков	$S_{\Sigma ак}$	$0,25 * \frac{\pi D^2}{4}$

Найдем объем КС, необходимый для получения заданной тяги. Для этого воспользуемся формулой тяги:

$$P = \dot{m}_{ПС} * v, \quad (58)$$

где $\dot{m}_{\text{ПС}}$ – массовый секундный расход газа, в кг/с.

В ПуВРД, расход газа будет определяться массой газа $m_{\text{ПС}}$, получившейся за один цикл работы двигателя и частотой циклов n :

$$\dot{m}_{\text{ПС}} = m_{\text{ПС}} * n. \quad (59)$$

Масса ПС, получившаяся за один цикл работы, определяется как:

$$m_{\text{ПС}} = V_{\text{КС}} * \rho_{\text{ПС}}, \quad (60)$$

где, $V_{\text{КС}} = \frac{\pi D^2}{4} L_{\text{КС}}$ – объем КС. Примем значение $L_{\text{КС}} = 1,5D$.

Из [10] известна формула для частоты:

$$n = \frac{\sqrt{k * R_{\text{ПС}} * \left(T_2 * \left(\frac{P_{\min}}{P_{\max}} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right)}}{4L}. \quad (61)$$

На данном этапе расчетов, примем значение $P_{\min} = 0,8P_H$. Учитывая геометрическое соотношение общей длины и диаметра КС, примем $L = 10D$. Тогда получим:

$$n = \frac{\sqrt{k * R_{\text{ПС}} * \left(T_2 * \left(\frac{0,8P_H}{P_{\max}} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right)}}{40D}. \quad (62)$$

Подставляя формулы (59), (60) и (62) в (59), получим:

$$P = \frac{\pi D^2}{4} * 1,5D * \rho_{\text{ПС}} * \frac{\sqrt{k * R_{\text{ПС}} * \left(T_2 * \left(\frac{0,8P_H}{P_{\max}} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right)}}{40D} * v_e. \quad (63)$$

Из (63) выражаем значение D:

$$D = \sqrt{\frac{P * 4 * 40}{\pi * 1,5 * \rho_{\text{ПС}} * v * \sqrt{k * R_{\text{ПС}} * \left(T_2 * \left(\frac{0,8P_H}{P_{\max}} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right)}}}, \quad (64)$$

тогда окончательный диаметр КС:

$$D = \sqrt{\frac{150 * 4 * 40}{\pi * 1,5 * 1.275 * 408 * \sqrt{1.4 * 288 * \left(646 * \left(\frac{0,8 * 101325}{218.4 * 10^3}\right)^{\frac{1.4-1}{1.4}}\right)}}}$$

$$= 0.134 \text{ м.}$$

Теперь, согласно соотношениям в таблице 4, найдем оставшиеся геометрические параметры:

- Общая длинна: $L = 10D = 10 * 0,134 = 1,34 \text{ м;}$
- Длинна КС: $L_{КС} = 1,5D = 1,5 * 0,134 = 0.201 \text{ м;}$
- Диаметр РТ: $D_{РТ} = 0,5D = 0,5 * 0,134 = 0,067 \text{ м;}$
- Диаметр сопла: $D_c < D = 0.120 \text{ м;}$
- Длинна клапана: $L_{ак} = 1,7D = 1,7 * 0,134 = 0,228 \text{ м;}$
- Площадь сечения клапанов: $S_{\Sigma ак} = 0,25 \frac{\pi D^2}{4} = 0,25 * \pi \frac{0,134^2}{4} = 3.53 * 10^{-3} \text{ м}^2.$

Как и в аналоге, примем количество аэродинамических клапанов равное двум. Тогда площадь одного клапана:

$$S_{ак} = \frac{S_{\Sigma ак}}{2} = 3.53 * \frac{10^{-3}}{2} = 1.76 * 10^{-3} \text{ м}^2.$$

Диаметр клапана:

$$D_{ак} = \sqrt{S_{ак} * \frac{4}{\pi}} = \sqrt{2.18 * 10^{-3} * \frac{4}{\pi}} = 0.047 \text{ м.}$$

По формуле (61) найдем рабочую частоту двигателя:

$$n = \frac{\sqrt{1,4 * 288 * \left(646 * \left(\frac{0,8 * 101325}{2,184 * 10^5}\right)^{\frac{1.4-1}{1.4}}\right)}}{4 * 1.34} = 82,33 \text{ Гц,}$$

тогда период будет равен:

$$T = \frac{1}{n} = \frac{1}{82.33} = 0.012 \text{ сек.}$$

3.4 Удельные характеристики

Для расчёта удельных характеристик, необходимо знать величину массового расхода топлива. Масса ПС за один цикл работы двигателя будет складываться из массы горючего и воздуха:

$$m_{\text{ПС}} = m_{\text{Г}} + m_{\text{В}}, \quad (65)$$

где, $m_{\text{Г}}$ и $m_{\text{В}}$ – масса горючего и воздуха в одном цикле соответственно.

Известно, что для полного сгорания, необходимо такое массовое соотношение компонентов, при котором коэффициент избытка окислителя будет равен 1. Для пары бензин-воздух, массовое соотношение $K_m = \frac{m_{\text{В}}}{m_{\text{Г}}} =$

14.7. Тогда из уравнения (65) найдем $m_{\text{Г}}$:

$$m_{\text{Г}} = \frac{m_{\text{ПС}}}{1 + K_m}. \quad (66)$$

Тогда значение массы горючего за один цикл:

$$m_{\text{Г}} = \frac{3.61 * 10^{-3}}{1 + 14.7} = 2.3 * 10^{-4} \text{ кг.}$$

Секундный расход горючего:

$$\dot{m}_{\text{Г}} = m_{\text{Г}} * n = 2.3 * 10^{-4} * 82.33 = 0.019 \frac{\text{кг}}{\text{сек}}.$$

Значение массы воздуха за один цикл:

$$m_{\text{В}} = K_m * m_{\text{Г}} = 14.7 * 2.3 * 10^{-4} = 33.8 * 10^{-4} \text{ кг.}$$

Секундный расход воздуха:

$$\dot{m}_{\text{В}} = m_{\text{В}} * n = 33.8 * 10^{-4} * 82.33 = 0.278 \frac{\text{кг}}{\text{сек}}.$$

Найдем удельные характеристики предложенные в [19]. Удельная тяга находится как отношение тяги двигателя в [кг], к секундному массовому расходу воздуха:

$$P_{\text{уд}} = \frac{P}{\dot{m}_{\text{В}}} = \frac{15}{0.278} = 53.96 \text{ кг} * \frac{\text{сек}}{\text{кг}}. \quad (67)$$

Удельный расход топлива находится как отношение массового секундного расхода к тяге двигателя:

$$G_{\text{уд}} = \frac{\dot{m}_{\text{Г}}}{P} = \frac{0.019}{15} = 1.27 * 10^{-3} \frac{\text{кг}}{\text{сек} * \text{кг}} = 4.56 \frac{\text{кг}}{\text{час} * \text{кг}}. \quad (68)$$

Удельная лобовая тяга определяется отношением тяги двигателя к площади его наибольшего поперечного сечения:

$$P_{\text{лоб}} = \frac{P}{F_{\text{лоб}}} = \frac{P}{\pi * \frac{D^2}{4}} = 1064 \frac{\text{кг}}{\text{м}^2}. \quad (69)$$

3.5 Полетные характеристики

Характеристики, рассчитанные в предыдущих разделах, были посчитаны с допущением о том, что двигательная установка находится на земле в неподвижном состоянии, т.е. высота $H=0$ и число Маха летательного аппарата $M_{\Pi} = 0$. Следовательно, необходимо пересчитать некоторые из них, для режима полета на заданной высоте.

При увеличении высоты полета, будут изменяться характеристики воздуха, потребляемого ПуВРД. Самый заметный вклад в изменение работы двигателя повлечет изменение окружающего давления P_H .

Помимо этого, при увеличении скорости летательного аппарата, негативный эффект будет вызывать тот факт, что аэродинамические клапаны, направлены против движения. С увеличением M_{Π} , расход через клапаны будет уменьшаться, и соответственно будут уменьшаться тяговые характеристики.

Формула, учитывающая высоту и скорость полета, представлена в разделе 3.2 (56):

$$P_{\text{дон}} = P_H * (1 - 0.125kM_{\Pi}^2).$$

Увеличение скорости и высоты полета, ведет к уменьшению донного давления, и соответственно максимального давления в КС. Давление в камере является определяющим для многих характеристик двигателя, в том числе и для частоты работы n .

Предположим, что летательный аппарат движется со скоростью 100 м/с, на высоте 1 км. Атмосферное давление на данной высоте составляет около 88250 Па. Тогда, по формуле (56):

$$P_{\text{дон}} = 88250 * \left(1 - 0.125 * 1,4 \left(\frac{100}{336} \right)^2 \right) = 86882 \text{ Па}.$$

Далее производится пересчет основных характеристик двигателя, кроме геометрических, по методике, предложенной в предыдущих разделах, с учетом донного давления. В таблице 5 приведены получившиеся при этом значения.

Таблица 5 – сравнительные параметры ПуВРД

Параметр	Обозначение	Значение при $H = 0$ и $v_{\text{п}} = 0$	Значение при $H = 1\text{км}$; $v_{\text{п}} = 100\text{м/с}$
Атмосферное давление	P_{H}	101325 Па	88250 Па
Число Маха	$M_{\text{п}}$	0	0,298
Донное давление	$P_{\text{дон}}$	101325 Па	86882 Па
Максимальное давление	P_{max}	218400 Па	181463 Па
Максимальная температура	T_{max}	646 К	616 К
Скорость истечения	v	501 м/с	481 м/с
Частота	n	82 Гц	81 Гц
Массовый расход горючего	$\dot{m}_{\text{Г}}$	0,019 кг/сек	0,018 кг/сек
Массовый расход воздуха	$\dot{m}_{\text{В}}$	0,278 кг/сек	0,274 кг/сек
Тяга	P	149 Н	141 Н
Удельная тяга	$P_{\text{уд}}$	$539,6 \text{ Н} * \frac{\text{сек}}{\text{кг}}$	$513,9 \text{ Н} * \frac{\text{сек}}{\text{кг}}$
Удельный расход	$G_{\text{уд}}$	$0,456 \frac{\text{кг}}{\text{час} * \text{Н}}$	$0,477 \frac{\text{кг}}{\text{час} * \text{Н}}$
Удельная лобовая тяга	$P_{\text{лоб}}$	10640 Н/м^2	10087 Н/м^2

При сравнении данных, практически все характеристики двигателя во время полета на высоте, хуже, чем при начальных условиях. Это объясняется тем, что воздух из атмосферы поступает в КС через аэродинамические клапаны, которые расположены против движения летательного аппарата.

Набегающий поток, уменьшает течение из атмосферы в клапан, вследствие чего уменьшается максимальное давление и частота циклов. Данный эффект необходимо учитывать при дальнейшем проектировании двигателя.

В приложении В, представлены скоростные характеристики удельной тяги, удельного расхода и частоты. Данные графики качественно совпадают с теоретическими и экспериментальными характеристиками, полученными в [10]. Из графиков, становится понятно, что данный тип двигателя, становится неэффективным и не экономичным при скоростях полета свыше 200 м/с.

Стоит отметить, что расчеты, проведенные выше, являются лишь частью эскизного проектирования. Для дальнейшего проектирования, необходимы экспериментальные данные, уточняющие полученные результаты.

3.6 Расчет форсунки

В ПуВРД проектируемого типа, форсунки расположены в месте сопряжения КС и аэродинамического клапана, причем направлены они в сторону клапанов. Данное расположение, позволяет улучшить смесеобразование, за счет разнонаправленности векторов скорости воздуха и горючего.

Количество форсунок, определяется из количества клапанов. В нашем случае на два клапана приходится две однокомпонентные центробежные жидкостные форсунки.

Однокомпонентная центробежная жидкостная форсунка включает в себя:

- корпус форсунки;
- камеру закручивания;
- тангенциальные отверстия;
- выходное сопло.

Перед началом проектирования найдем массовый секундный расход через одну форсунку:

$$\dot{m}_\phi = \frac{\dot{m}_r}{n_\phi} = \frac{0,019}{2} = 9,5 * 10^{-3} \text{ кг/сек.} \quad (70)$$

Расчет начинается с выбора диаметра корпуса форсунки D_ϕ . Зададим $D_\phi = 5 * 10^{-3} \text{ м.}$

Толщина стенки:

$$\delta_{\text{ст}} = 1 * 10^{-3} \text{ м.}$$

Диаметр камеры закручивания:

$$D_{\text{кз}} = D_\phi - 2 * \delta_{\text{ст}} = 0,004 \text{ м.} \quad (71)$$

Зададимся числом входов $i = 2$.

Диаметр входного тангенциального отверстия выбирается в пределах от 0,5 до 2,5 мм:

$$d_{\text{вх}} = 0,6 * 10^{-3} \text{ м.}$$

В первом приближении длина входа:

$$l_{\text{вх}} = 1,2 * \delta_{\text{ст}} = 1,2 * 0,6 * 10^{-3} = 1,2 * 10^{-3} \text{ м.} \quad (72)$$

Длина камеры закручивания:

$$l_{\text{кз}} = D_{\text{кз}} = 0,004 \text{ м} \quad (73)$$

Радиус, на котором расположена ось входного отверстия:

$$R_{\text{вх}} = \frac{D_{\text{кз}}}{2} - \frac{d_{\text{вх}}}{2} = \frac{0,004}{2} - \frac{0,6 * 10^{-3}}{2} = 1,7 * 10^{-3} \text{ м.} \quad (74)$$

Теперь нарисовав разрез форсунки, можем уточнить длину тангенциального входа:

$$l_{\text{вх}} = 1,42 * 10^{-3} \text{ м.}$$

Технологически проще выполнить форсунку открытого типа, чем закрытого. Исходя из этих соображений диаметр сопла:

$$d_c = D_{\text{кз}} = 0,004 \text{ м.} \quad (75)$$

Длина сопла:

$$l_c = 1 * d_c = 0,004 \text{ м.} \quad (76)$$

Геометрическая характеристика:

$$A = \frac{\left(R_{\text{BX}} * \frac{d_c}{2}\right)}{i * \frac{d_{\text{BX}}^2}{4}} = \frac{\left(1,7 * 10^{-3} * \frac{0,004}{2}\right)}{2 * \frac{(0,6 * 10^{-3})^2}{4}} = 19. \quad (77)$$

Критерий Рейнольдса на входе:

$$Re = \frac{4\dot{m}_\phi}{\pi * \mu_{\text{гор}} * d_{\text{BX}} * \sqrt{i}} \quad (78)$$

$$Re = \frac{4 * 9,5 * 10^{-3}}{\pi * 1,52 * 10^{-3} * 0,5 * 10^{-3} * \sqrt{2}} = 9,378 * 10^3.$$

Коэффициент трения:

$$\lambda = 10^{\frac{25,8}{\log(Re)^{2,58}} - 2} = 10^{\frac{25,8}{\log(10^4)^{2,58}} - 2} = 0,054. \quad (79)$$

Эквивалентная геометрическая характеристика:

$$A_3 = \frac{A}{1 + \frac{\lambda}{2} * R_{\text{BX}} * \left(R_{\text{BX}} + d_{\text{BX}} - \frac{d_c}{2}\right)}, \quad (80)$$

$$A_3 = \frac{19}{1 + \frac{0,054}{2} * 1,7 * 10^{-3} * \left(1,7 * 10^{-3} + 0,6 * 10^{-3} - \frac{0,004}{2}\right)} = 19.$$

Коэффициент живого сечения:

$$\varphi = \frac{1}{\left(\left(\sqrt[3]{\frac{A_3}{2 * \sqrt{2}} + \sqrt{\frac{A_3^2}{8} - \frac{1}{27}}}\right) + \sqrt[3]{\frac{A_3}{2 * \sqrt{2}} - \sqrt{\frac{A_3^2}{8} - \frac{1}{27}}}\right)^2}, \quad (81)$$

$$\varphi = \frac{1}{\left(\left(\sqrt[3]{\frac{19}{2 * \sqrt{2}} + \sqrt{\frac{19^2}{8} - \frac{1}{27}}}\right) + \sqrt[3]{\frac{19}{2 * \sqrt{2}} - \sqrt{\frac{19^2}{8} - \frac{1}{27}}}\right)^2} = 0,158.$$

Коэффициент расхода:

$$\mu = \varphi * \sqrt{\frac{\varphi}{2 - \varphi}} = 0,158 * \sqrt{\frac{0,158}{2 - 0,158}} = 0,046. \quad (82)$$

Угол распыла:

$$\alpha = \arctg \left(\frac{2 * \mu * A_3}{\sqrt{(1 + \sqrt{1 - \varphi})^2 9 - 4 * \mu^2 * A_3^2}} \right), \quad (83)$$

$$\alpha = \arctg \left(\frac{2 * 0.046 * 19}{\sqrt{(1 + \sqrt{1 - 0,158})^2 - 4 * 0.046^2 * 19^2}} \right) = 66^\circ.$$

Перепад давления на форсунке:

$$\Delta P = \frac{\dot{m}_\Phi^2}{2 * \rho_\Gamma * \mu^2 * \left(\pi * \frac{d_c^2}{4} \right)^2}, \quad (84)$$

$$\Delta P = \frac{(9.5 * 10^{-3})^2}{2 * 760 * 0,109^2 * \left(\pi * \frac{0.004^2}{4} \right)^2} = 0,13 \text{ МПа}.$$

3.7 Запуск двигателя

При запуске двигателя, для быстрого выхода на режим, в КС принудительно подают сжатый воздух с наземной установки. В этот же момент подают питание на свечу зажигания. Некоторое время происходит выход на режим, расчётной частоты. Как только это происходит сжатый воздух перестают подавать, а свеча обесточивается

Дальнейшее питание воздухом происходит через два аэродинамических клапана. Дальнейшее горение поддерживается нагретыми стенками КС и возвратными газами из РТ.

Для запуска БПЛА, можно использовать как направляющую, так и катапультную установку. Во втором случае, ЛА наберет большую скорость за меньшее время, и быстрее выходит на режим. На таких установках БПЛА разгоняется до скорости, необходимой для поддержания необходимой подъемной силы

3.8 Выбор материалов

Самой нагруженной с точки зрения значений давления и температуры, в ПуВРД с аэродинамическим клапаном, является камера сгорания.

В отличие от традиционных ВРД, в ПуВРД из-за конструкций и условий работы, реализовать охлаждение традиционными способами, такими как пристеночный слой и завесное охлаждение не удастся. К тому же, на старте, не происходит никакого обдува внешней поверхности двигателя. Однако, относительно низкие температуры в КС, позволяют обойтись вовсе без охлаждения частей камеры. В таком случае, необходимо выбрать материал, отвечающий необходимым требованиям. Основными факторами, для выбора материальной части ПуВРД, являются:

- предел прочности при температурах рабочих режимов;
- предел длительной прочности в связи с цикличностью нагрузок;
- стойкость к окислению в среде воздуха и продуктов сгорания.

Оболочка камеры при рабочих температурах, может быть близка к состоянию текучести, поэтому стали с низкими механическими свойствами, например – 15Х25Т, ХН45Ю, малопригодны, хотя возможно их использование при наличии внешней силовой обвязки. Однако это уменьшает технологичность изготовления КС. Стали с низким содержанием хрома, например 09Х16Н4Б, не обладают необходимой антикоррозионной стойкостью при рабочих температурах в камере ПуВРД, что влечет за собой быстрое образование трещин. Проявление повышенных коррозионных свойств в диапазоне относительно низких температур у стали 15Х25Т также служит препятствием к применению в силу периодичности процесса в ПуВРД

Наиболее подходящим, по своим характеристикам, является сталь марки 12Х18Н10Т, рабочий температурный диапазон которой достигает 900 К. Данная марка не имеет ограничений по свариваемости, обрабатывается резанием. Имеет второй класс жаростойкости при температуре 600 К. Предел длительной прочности при температурных нагрузках не менее 147 МПа.

3.9 Поверочный расчет камеры на прочность

Произведем расчет КС, согласно теории и расчета тонкостенных оболочек. Примем толщину стенки $\delta_{ст} = 0,001$ м. Исходными данными, с учетом выбранного материала в предыдущем разделе, являются:

- $P_{max} = 2.184 * 10^5$ Па;
- Температура стенки: $T_{max} = 646$ К;
- Модуль Юнга для стенки: $E = 1,74 * 10^{11}$ Па
- Предел прочности стенки: $\sigma_B = 390 * 10^5$ Па

Вычисляем осевую силу:

$$P_x = \pi * R_{КС}^2 * P_{max} = 3,8 * 10^3 \text{ Н} \quad (85)$$

Определяем погонное усилие:

$$N_\phi = \frac{P_x}{2 * \pi * R_{КС}} = 7.316 * 10^3 \frac{\text{Н}}{\text{м}} \quad (86)$$

$$N_\theta = P_{max} * R_{КС} = 1.463 * 10^4 \frac{\text{Н}}{\text{м}} \quad (87)$$

Определяем напряжения в стенке:

$$\sigma_\phi = \frac{N_\phi}{\delta_{ст}} = 7,316 * 10^6 \text{ Па} \quad (88)$$

$$\sigma_\theta = \frac{N_\theta}{\delta_{ст}} = 1,463 * 10^7 \text{ Па} \quad (89)$$

Определяем эквивалентное напряжение для внутренней стенки:

$$\sigma_{ЭКВ} = \sqrt{\sigma_{\phi_{ВН}}^2 + \sigma_{\theta_{ВН}}^2 - \sigma_{\theta_{ВН}} * \sigma_{\phi_{ВН}}} = 1,267 * 10^7 \text{ Па} \quad (90)$$

Определяем коэффициент запаса прочности для стенки:

$$K_{рвн} = \frac{\sigma_B}{\sigma_{ЭКВ}} = 3 \quad (91)$$

По результатам расчетов приведенных в главах 3.3, 3.6 и 3.8 спроектирован сборочный чертеж на формате А1, см. приложение Г.

4 Технологическая часть

Согласно заданию, необходимо произвести технологический анализ форсунки и разработать технологический процесс ее изготовления.

4.1 Общие сведения об изготовлении форсунок

Основные технические требования, предъявляемые к форсункам, сводятся к обеспечению тонкости и однородности распыла топлива, заданной формы и дальности факела распыла и требуемой нормы расхода топлива, проходящего через форсунку при определенном давлении.

В собранном виде форсунки должны быть взаимозаменяемы. Выполнение этих условий зависит от точности и качества изготовления и сборки форсунок. Детали форсунок изготавливаются по 1-2-му классу точности; чистота обработки наружных поверхностей корпусов форсунок по 5-му классу, проходных отверстий - не ниже 7-го класса. Каждая форсунка в отдельности проверяется на пропускную способность и равномерность распределения топлива по поперечному сечению конуса, на угол и качество распыла топлива. Сварные корпуса форсунок испытываются на герметичность.

Детали форсунок изготавливаются преимущественно из прутка.

Точность изготовления диаметра отверстий форсунки контролируется при проливке. Проливка производится водой и по замеру эквивалентного расхода воды, пропускаемой через форсунку в единицу времени, происходит отбраковка деталей, не отвечающих техническим требованиям по производительности.

Двухканальная форсунка проходит две стадии проверки; вначале производится прокачка корпуса форсунки керосином, затем после промывки деталей и сборки форсунка подвергается испытанию на проливочном стенде.

4.2 Технологический анализ детали

Форсунка изготавливается из прутка с последующей обработкой резанием. Назначение форсунки состоит в обеспечение необходимого расхода

горючего, с определенным конусом распыла и перепадом давления. Значения данных параметров приведены в разделе 3.6, там же приведены геометрические характеристики изготавливаемой детали.

В конструкции детали можно выделить камеру закручивания и два тангенциальных впускных отверстия.

Пристального внимания требует соблюдение необходимых геометрических размеров камеры закрутки и впускных отверстий, так как от них зависят выходные параметры проектируемой детали.

Деталь имеет достаточно простую форму, что позволяет применять высокопроизводительные методы получения заготовок и универсальное оборудование, режущие инструменты и оснастку при ее механической обработке.

4.3 Технология изготовления форсунки

В условиях реального производства, для изготовления такой детали как форсунка, необходимо около 20 операций, чтобы довести ее от заготовки до стендовых испытаний. В рамках данного задания, было принято решения создания маршрутной карты и разработки отдельных, основных процессов.

Для обработки элементарных поверхностей детали применяют методы точения поверхностей тел вращения, сверление отверстий, фрезерование сложного контура.

Технологические возможности этих методов, вполне соответствуют требованиям по точности и качеству. При выборе конкретных моделей оборудования руководствуемся следующими условиями:

- возможность обеспечить заданные режимы резания или режимы, близкие к ним;
- возможность обработки детали на данном станке (т.е. возможность установки детали в приспособление станка, достаточная мощность двигателя станка, достаточное количество инструментов, устанавливаемых на станке и т.д.).

В таблице 6 приведена маршрутная карта изделия. Изготовление детали рассматривается с момента получения заготовки.

Таблица 6 – маршрутная карта изделия

№ оп.	Наименование оп.	Тип оборудования	Примечание
05	Контрольная	Плита поверочная	Соответствие размеров заготовки
10	Термическая	Печь	Закалка на твердость 25...35 HRC
15	Контрольная	Прибор для контроля твердости	Контроль твердости
20	Токарная	Токарно-фрезерный обрабатывающий центр	Вытачивание, сверление, подрезание
25	Слесарная	Заточный станок	Зачистка детали
30	Моечная	Тара с ячейками	Промывка, сушка
35	Контрольная	-	Окончательный контроль
40	Слесарная	Электрограф	Клеймление
45	Упаковочная	-	Упаковка

На первой контрольной операции происходит: визуальный осмотр на наличие дефектов; проверка размеров и веса заготовки; соответствие шероховатости поверхности.

Затем начинается термическая операция. По ее итогу заготовка должна приобрести необходимую твердость на 25...35 HRC.

На следующей контрольной операции проверяется твердость с помощью инструментов контроля твердости.

Основная операция — это токарная операция на специальном токарно-фрезерном обрабатывающем центре. На нем из заготовки вытачиваются и высверливаются все необходимые геометрические размеры. Делается это при помощи заранее написанных программ для станка. Также резанием удаляется технологическая прибыль.

После токарной операции, производится слесарная, где при помощи заточного станка происходит зачистка со стороны резки, закругление и притупление острых кромок, снятие заусенцев и финишная полировка детали.

При моечной операции, деталь сначала промывается в специальном водном растворе в таре с ячейками, чтобы избавиться от стружки и возможной грязи. Затем происходит продувка сжатым воздухом и финальная сушка в электропечи.

На последней контрольной операции, производится финишный контроль, который включает в себя проверку:

- соответствия шероховатости;
- отсутствия заусениц;
- притупления острых кромок;
- отсутствия стружки и грязи в местах пересечения внутренних отверстий;
- соответствия всех необходимых размеров;
- итоговой массы.

На слесарной операции происходит клеймение детали электрографом.

В самом конце маршрута, происходит упаковочная операция.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В ходе выполнения работы было проведено сравнение различных конструктивных исполнений ПуВРД, произведен патентный поиск, найдена область применения ПуВРД.

Также были изучены термодинамические свойства пульсирующего двигателя, акустические явление в проточной части. Изучен возможный принцип механических автоколебаний системы. Найдена их обратная связь. Произведен численный расчет в среде Ansys, по результатам которого получены эволюции параметров температуры и давления в КС

Значение параметров температуры и давления в зависимости от времени в различных частях ПуВРД, в общем, являются достаточно физическими и обоснованными. В отличии от получившихся скоростных характеристик, данные по которым не согласовываются с известными источниками. Причины могут быть разными, но основной будем считать недостаточность ПС в проточной части РТ, из-за отсутствия этапа моделирования фазы горения. Подробные данные приведены в таблице 7.

Таблица 7 – значение основных параметров в различных частях ПуВРД

Параметр	КС	Срез АК	Срез РТ
P_{max} (кПа)	152,7	162	148
P_{min} (кПа)	77,7	81,4	89,8
P_{cp} (кПа)	101,8	100,9	100,2
T_{max} (К)	581	360	440
T_{min} (К)	473	290	300
T_{cp} (К)	511	306	360
W_{max} (м/с)	-	180	141
W_{min} (м/с)	-	1	3
W_{cp} (м/с)	-	47	48

При моделировании внутрикамерных процессов обнаружены такие явления, как:

- вихреобразование в КС, на срезе РТ и АК;
- перетекание воздушного потока из АК в РТ;
- кольцевая структура движения воздуха в АК;
- колебания воздушного столба в АК;
- дополнительные фазы понижения давления, наполнения и поджатия в КС;
- отсутствие истечения ПС через АК.

Большинство из наблюдаемых явлений, подтверждаются различными экспериментальными и теоретическими данными.

Произведены конструкторские расчеты, по результатам которых получены следующие характеристики двигателя:

- геометрические размеры проточной части двигателя;
- удельные характеристики двигателя на старте;
- удельные характеристики двигателя в полете;
- геометрические размеры форсунки двигателя.

На расчетном режиме, двигатель развивает тягу в 141 Н, при массовом расходе горючего 18 г/с и частоте пульсации 81 Гц.

Разработана технология изготовления детали форсунка, составлена маршрутная карта изделия.

Целью данной работы являлось изучение гидрогазодинамических и тепловых процессов в камере сгорания пульсирующего воздушно-реактивного двигателя.

В ходе исследования были найдены закономерности и распределения основных газодинамических параметров, обнаружены и объяснены явления, свойственные пульсирующим двигателям. Однако не найдены истинные скоростные характеристики.

В целом, полученные результаты удовлетворяют поставленным задачам, из чего можно сделать вывод что цель работы выполнена.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Мигалин К.В. Пульсирующие воздушно-реактивные двигатели: монография. - Тольятти.: ТГУ, 2014. – 296с.
2. В.И. Богданов, Д.В. Кувтырев. Камера сгорания постоянного объема с самоприводящимся золотником для новых реактивных технологий [Текст] / В.И. Богданов, Д.В. Кувтырев, О.И. Кудрин, Сергиенко А.А. // Вестник СГАУ имени академика С.П. Королева - 2003 – с. 234-240.
3. Дорогов С.А., Мордвинцев М.Ю. Детонационные двигатели // Молодёжь, техника, космос: сб. статей /БГТУ «ВОЕНМЕХ». – СПб, 2018. – Т.1 С. 65-69.
4. Патент 2435977 RU, C1 F02K 7/04. Пульсирующий воздушно-реактивный двигатель.
5. АО Эникс. Воздушная мишень E95. [Электронный ресурс] - Режим доступа: <http://enics.aero/products/e95/> - свободный (Дата обращения: 05.10.2020).
6. ГОСТ Р 51866-2002 Топлива моторные. Бензин неэтилированный. Технические условия (с Изменениями N 1, 2, 3, 4) - М.: ФГУП "Стандартинформ", 2015.
7. Кудинов, В. А., Карташов Э.М., Стефанюк Е.В., Техническая термодинамика и теплопередача: учебник для академического бакалавриата — М.: Юрайт, 2019. — 454 с.
8. Сейфетдинов, Р.Б. Рабочий процесс пульсирующих воздушно-реактивных двигателей: Методы моделирования - Тольятти.: LAP LAMBERT Academic Publishing, 2011. – 132с.
9. Tharratt C.E. The propulsive dust // Aircraft Engine - 1965, - Vol.37, № 12, p 359-371.
10. Побежимов В.Н. Моделирование рабочего процесса пульсирующего ВРД с аэродинамическим клапаном на основе анализа термодинамического цикла // Вестник КНТУ им. А.Н. Туполева. 2007. 2. С. 46 –48.

11. Reynst F.N. Pulsating Combustion. London: Pergamon Press. 1961.
12. Исакович М.А. Общая акустика. М.: Наука, 1973. 496 с.
13. Ржевкин С.Н. Курс лекций по теории звука. М.: Изд-во Моск. ун-та, 1960. 336 с.
14. Галицейский Б.М., Рыжов Ю.А., Якуш Б.В. Тепловые и гидродинамические процессы в колеблющихся потоках. М.: Машиностроение, 1977. 256 с.
15. Ларионов В.М., Зарипов Р.Г. Автоколебания газа в установках с горением. Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2003. 227 с.
16. Гладышев В.Н. О собственных частотах составного резонатора // Акуст. журн. 1984. Т. 30, №3. С. 391–392.
17. Быченко В.И. Теплоэнергетика рабочего процесса в аппаратах пульсирующего горения: Дисс. докт. техн. наук. – Воронеж, 2004. – 338с.
18. Патент 48368 RU, U1 F02K 7/067. Пульсирующий воздушно-реактивный двигатель.
19. Бородин В. Пульсирующие воздушно-реактивные двигатели летающих моделей самолетов. Харьков: Изд-вод ДОСААФ, 1974. –104 с.

Приложение А

Патентный поиск

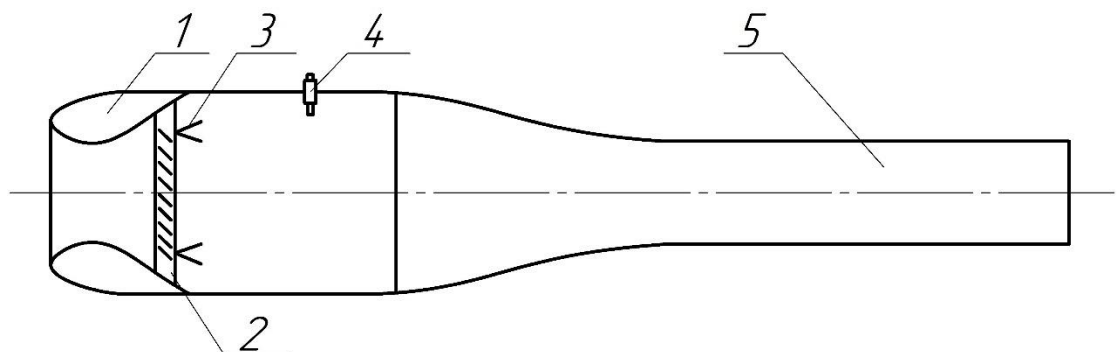
Патентный поиск осуществлялся по вопросам выбора типа ПуВРД, как объекта исследования внутрикамерных процессов, а также возможности применения данного типа на летательных аппаратах.

По фонду охранных документов было отобрано 9 патентов Российской Федерации.

Поставлена задача выявить основные технические решения, появившиеся за последние 20 лет на территории Российской Федерации, и современный уровень техники в направлении пульсирующие воздушно-реактивные двигатели

Известны проекты, в которых для достижения эффекта изохорного горения используется воздушный механический клапан. Принцип его работы базируется на разнице давления набегающего на двигатель потока и давления в КС. В начальный момент времени давления набегающего потока больше давления в камере – клапан открыт. После инициирования горения, резко повышается давление в КС, и оно оказывается больше давления набегающего потока, что приводит к закрытию клапана.

Самым известным проектом данного типа является первый серийный ПуВРД As 109-014, фирмы Argus-Werken (рис. А.1). Данный двигатель устанавливался на немецкие самолеты-снаряды Фау-1.



1 – входной диффузор; 2 – клапанная решетка; 3 – топливные форсунки; 4 – свеча зажигания; 5 – выходной патрубок (резонансная труба)

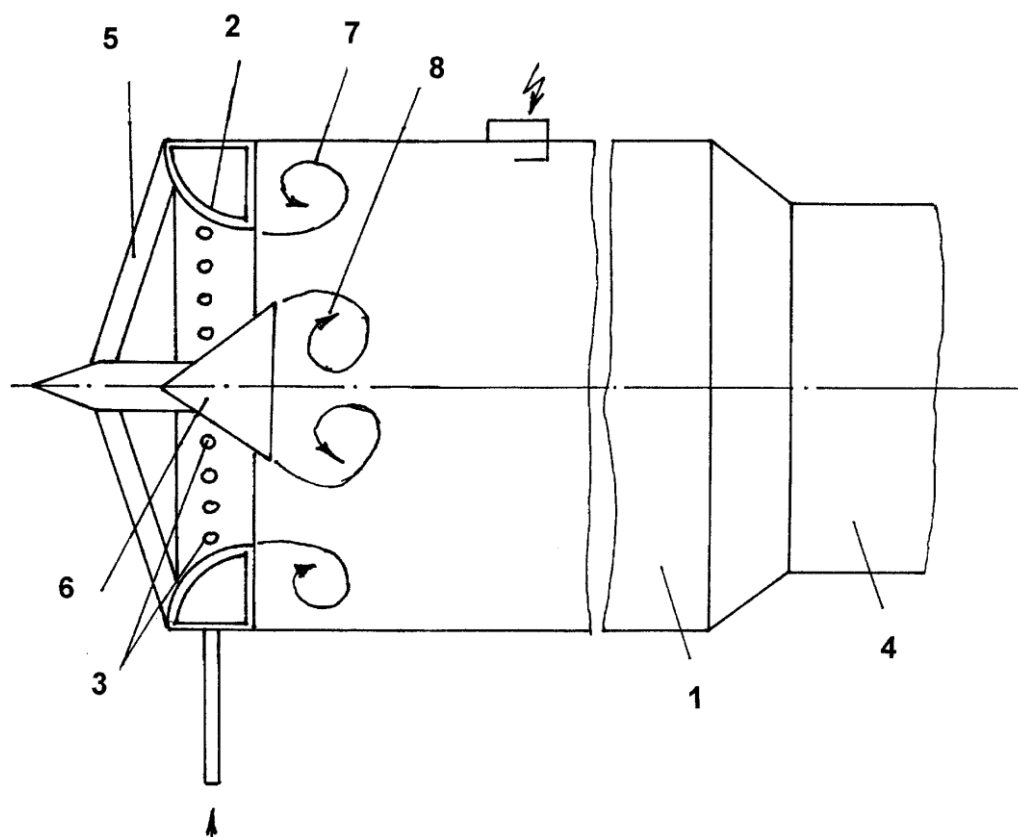
Рисунок А.1 - упрощенный вид ПуВРД As 109-014

В момент запуска двигателя As 109-014, в КС через форсунки (3) подается топливо, воспламеняемое свечей зажигания (4). Вследствие резкого повышения давления, клапаны входной решетки (2) закрываются и начинается процесс расширения ПС и их истечение через сопло (5). Через определенный промежуток времени, давления в камере сравнивается с атмосферным, однако из-за высокой скорости ПС в КС образуется область разряжения, в которой давление уже меньше атмосферного. Из-за разницы давлений и скоростного напора набегающего потока воздуха, клапаны решетки (2) открываются и в камеру поступает новая порция воздуха. В этот же момент в камеру автоматически подается топливо через форсунки (3). Воспламенения происходит от горячих газов и нагретых стенок камеры.

Из-за наличия в конструкции подвижного механического клапана, подверженного воздействию высокой температуры и давления, его ресурс составлял не более 30 минут. Данный недостаток не позволили, конструкции с механическим клапаном получить широкое распространение мире после окончания войны. На смену механическим клапанам пришли аэродинамические, которые используются в некоторых ПуВРД и по сей день.

Решения, в которых применяются аэродинамические клапаны представлены в патентах ниже.

Так в патенте **РФ2429366 С2**, предложено следующее решение (рис. А.2):

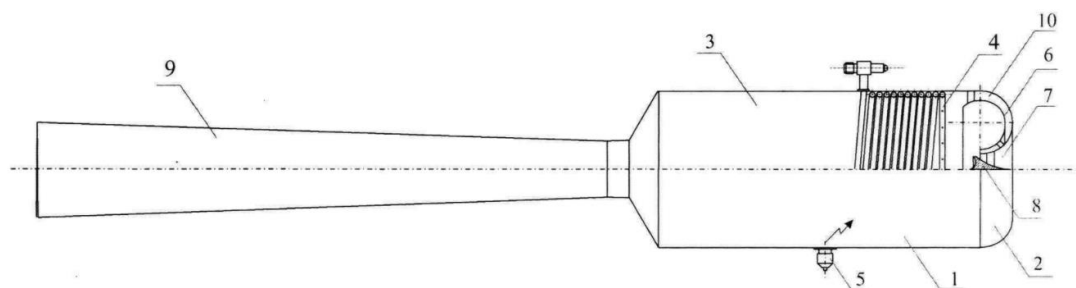


1 – камера сгорания; 2 – впускной канал; 3 – топливные жиклеры; 4 – резонаторная труба; 5 – пилоны; 6 – конус; 7 – кольцевой вихрь; 8 – центральный кольцевой вихрь

Рисунок А.2 – иллюстрация патента РФ2429366 С2

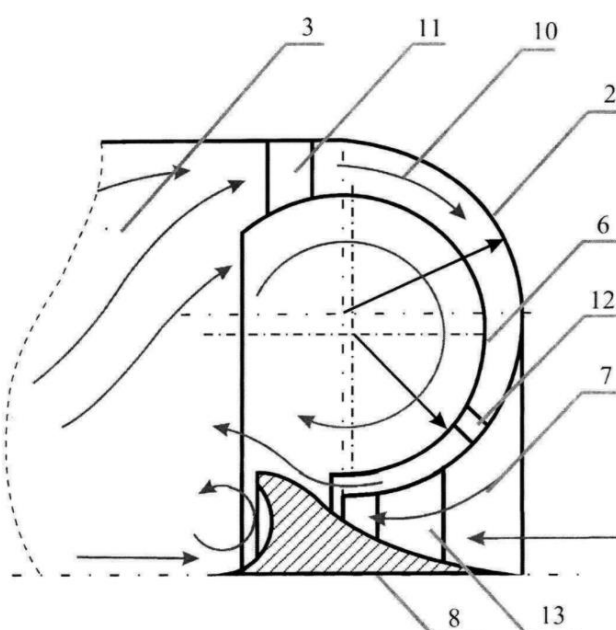
При сгорании топливно-воздушной смеси (ТВС) в КС (1) продукты сгорания начинают истекать в атмосферу через резонаторную трубу (4) и впускной клапан (2). ПС, двигаясь по трубе (4), создают разрежение в камере сгорания (1) что приводит к всасыванию в нее воздуха через канал (2), и замедлению газа в трубе (4). В камере сгорания появляется сначала волна разрежения, а затем вновь, сжатия. Из-за последовательно появляющихся волн сжатия и разрежения в КС (1), происходят пульсации масс воздуха и продуктов сгорания, это приводит к образованию кольцевого вихря (7), и центрального кольцевого вихря (8), расположенного на срезе конуса (6). Данные вихри интенсифицируют массоперенос в камеру сгорания (1), что приводит к увеличению амплитуды пульсаций давления.

В патенте **РФ2639279С2**, реализована система, благодаря которой топливо поступает в КС не в виде жидкости, а в виде подогретого газа (рис. А.3,А.4):



1 – корпус; 2 – головка; 3 – камера сгорания; 4 – змеевиковый испаритель топлива с форсуночным коллектором; 5 – свеча зажигания; 6 – торообразная стенка; 7 – входной кольцевой канал; 8 – входной конус; 9 -резонаторная труба

Рисунок А.3 – иллюстрация №1 патента РФ2429366 С2



2 – головка; 3 – камера сгорания; 6 – торообразная стенка; 7 – входной кольцевой канал; 8 – входной конус; 10 – кольцевой торообразный канал; 11, 12 – центрирующие опоры; 13 - пилон

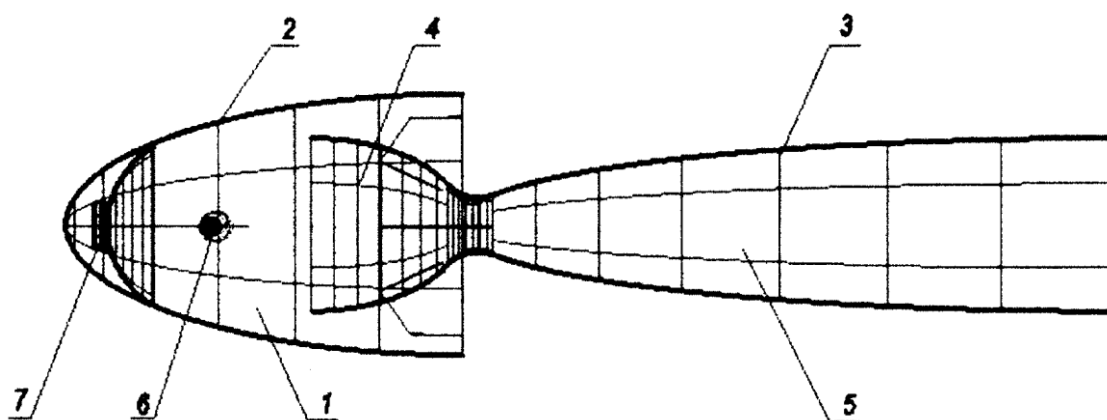
Рисунок А.4 - иллюстрация №2 патента РФ2429366 С2

При скоростном напоре со стороны входного диффузора (7), камера (3) наполняется воздухом и горючим. После, происходит поджог смеси свечой (5), и начинается непрерывное горение в камере (1) и истечение из резонаторной трубы (9). Так происходит до момента прогрева змеевика (4), после которого топливо в нем начинает испаряться, за счет горячих ПС в камере (1). С этого момента двигатель переходит в пульсирующий режим.

ПС начинают истекать как в сторону трубы (9), так и в сторону головки (2). Часть газов идущих в сторону головки, попадает в кольцевой торообразный канал (10), в нем происходит его ускорение, после чего, газ покидает канал у диффузора (7). Этим потоком создается дополнительный поддув в камеру (3). Происходит явление эжекции, и через канал (7) из атмосферы поступает свежий воздух в камеру.

Вторая часть газов, идущих в сторону головки, разворачивается в противоположном направлении за счет геометрии торообразной стенки (6). По итогу, первая и вторая часть создают в районе головки (2) два противоположно направленных по вращению вихря, что увеличивает расход воздуха в камеру через канал (7).

В патенте **РФ 163847 U1**, применено решения направить аэродинамический клапан против полета летательного аппарата, а также использовать два контура образованных параболоидом и соплом (рис. А.5):



1 – камера сгорания; 2 – эллиптический параболоид; 3 – сопло Лавалья; 4 – докритический участок сопла; 5 – закритический участок сопла; 6 – свеча зажигания; 7 – форсунки

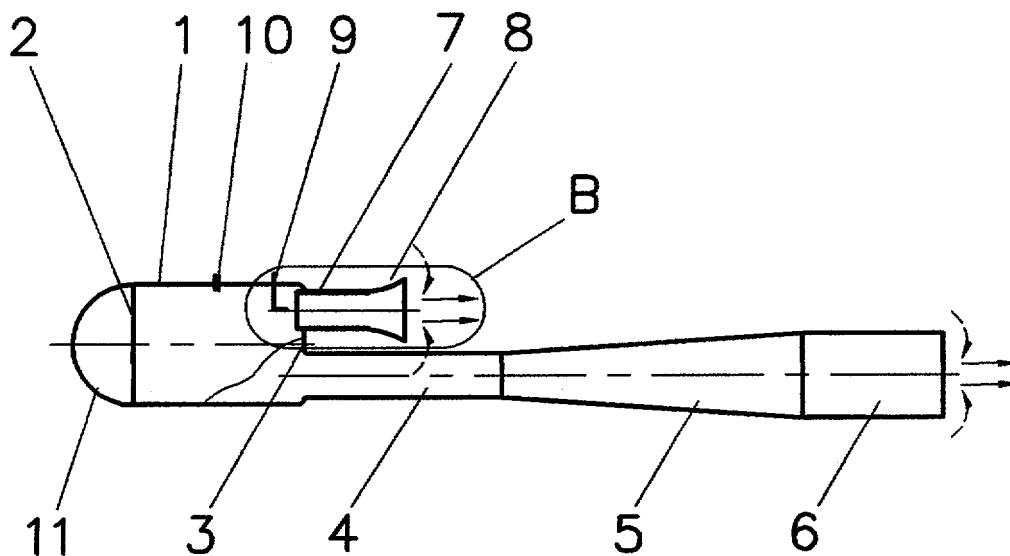
Рисунок А.5 - иллюстрация патента РФ163847U1

ТВС поджигается запальной свечой зажигания (6) только при запуске, дальнейшее горение поддерживается за счет ПС в камере, а также нагретыми частями конструкции. После зажигания происходит истечение ПС из первого контура, который образуется стенками эллиптического параболоида (2) и

докритической части сопла (4). Одновременно с этим, раскалённые газы истекают через второй контур – сверхзвуковое сопло Лавалья (3). Таким образом получается необходимая тяга.

Геометрия конструкции обеспечивает выход ПС из первого контура, быстрее, чем из второго. Соответственно, оставшийся во втором контуре газ продолжает свое движение по соплу (3), что вызывает разряжение в камере (1). В этот момент начинается поступления новой порции воздуха из атмосферы через первый контур. Происходит впрыск горючего через форсунки (7), образуется топливно-воздушная смесь. ПС, находящиеся во втором контуре, под действием разряжения, также смещаются в сторону камеры, что вызывает поджатие и возгорание ТВС. Цикл повторяется.

В патенте **РФ48368U1**, предложено максимально упростить конструкцию и общую компоновку двигательной установки, а также увеличить тяговые, и сократить массорасходные характеристики (рис. А.6):



1 – камера сгорания; 2 – передняя стенка; 3 – задняя стенка; 4 – выхлопная труба; 5 – расширяющийся конус; 6 – цилиндрическое сопло; 7 – аэродинамический клапан; 8 – воздушозаборник; 9 – топливопровод; 10 – свеча зажигания; 11 – носовой обтекатель

Рисунок А.6 - иллюстрация патента РФ48368U1

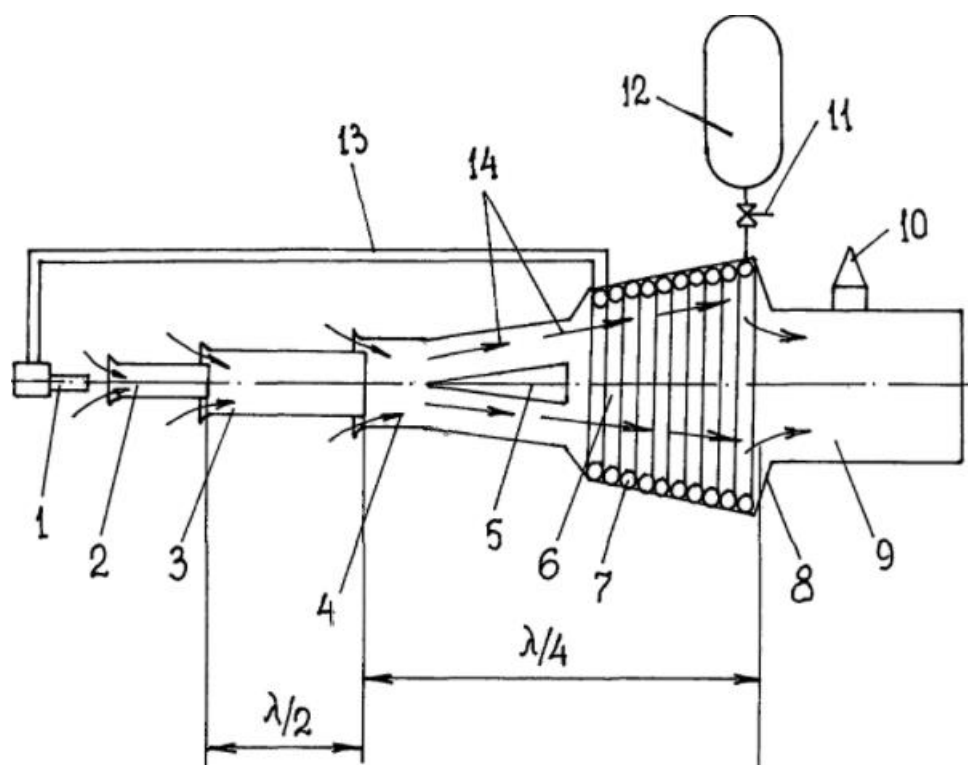
Изначально, сжатый воздух принудительно подается в аэродинамический клапан (7), а топливо через топливопровод (9) в камеру (1), где образуется топливно-воздушная смесь (ТВС). Затем, происходит ее поджог

с помощью свечи зажигания (10). Когда двигатель начинает работать в номинальном режиме, подача сжатого воздуха прекращается, а новые порции ТВС поджигаются уже от горячих газов, вследствие чего, свеча (10) отключается. После воспламенения, газы, расширяясь, движутся из камеры по выхлопной трубе (4) и аэродинамическому клапану (7), создавая реактивную тягу. Помимо этого, в камере образуется зона разряжения, которая заставляет газы в выхлопной трубе истекать уже в сторону КС, где уже образовалась новая порция ТВС, вследствие меньшей длины аэродинамического клапана (7), по сравнению с выхлопной трубой (4). Происходит поджатие и воспламенение ТВС, газами из выхлопной трубы. Цикл повторяется снова.

Стоит пояснить, что в данном случае, газы в выхлопной трубе играют роль газового поршня: при увеличении давления в камере газ движется в сторону сопла (6), а при уменьшении в сторону камеры. Соответственно, чем больше будет частота колебаний газового поршня, тем большее разряжение будет достигнуто, что приведет к увеличению количества ТВС, что напрямую влияет на увеличение тяги за цикл.

Одним из распространённых способов увеличения тяговых характеристик ПуВРД, является эффект эжекции, представленный в патентах ниже.

Так в патенте **РФ2435977С1**, данный способ реализован следующим образом (рис. А.7):



1 - сопло подачи газа; 2 - первая впускная труба; 3 - вторая впускная труба; 4 - впускная труба ПуВРД; 5 - конический вытеснитель; 6 - камера сгорания; 7 - змеевик нагрева газа; 8 - задняя торцевая стенка; 9 - резонаторная труба; 10 - запальная свеча; 11 – дроссель; 12 - топливный бак; 13 - газовая магистраль; стрелка 14 - кольцевое коническое течение 14 воздушно-газовой смеси

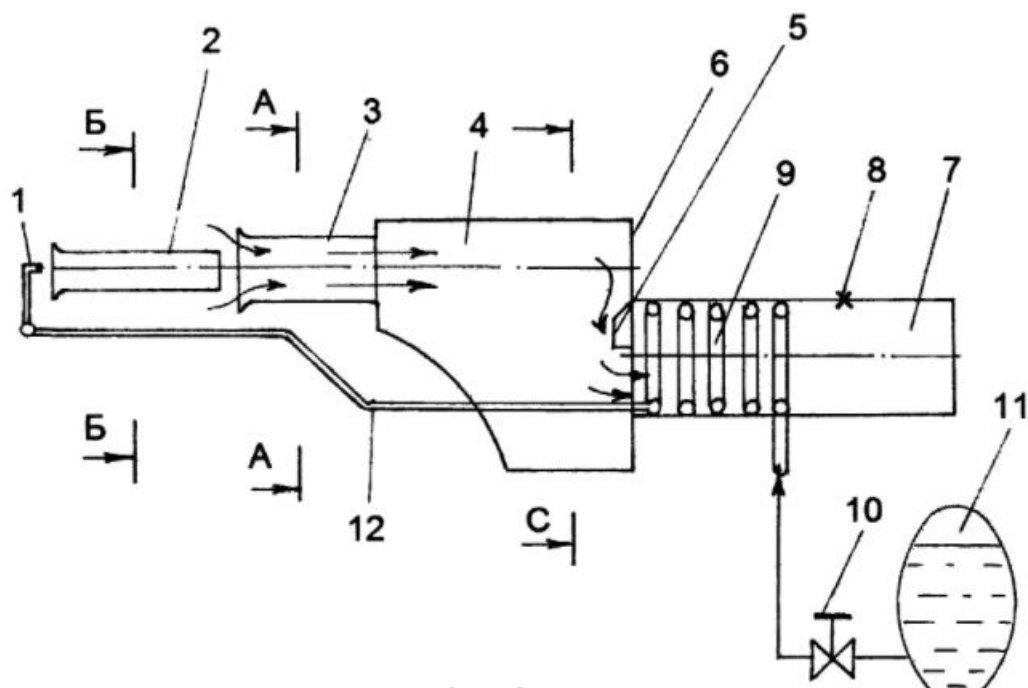
Рисунок А.7 - иллюстрация патента РФ2435977С1

В начальный момент происходит частичное открытие дросселя (11) и подача напряжения на запальную свечу (10). Начинается процесс горения в камере сгорания (6). Затем нагревается змеевик (7), и соответственно газ в нем. Теперь, дроссель (11) открывается полностью.

Далее газ через сопло (1) эжектирует воздух из окружающей среды через первую (2) и вторую (3) впускные трубы. На коническом вытеснителе (5) газ-воздушная смесь трансформируется в кольцевое течение (14), которое в свою очередь истекает в камеру (6). Часть потока ударяется о торцевую стенку (8) и смешиваясь с основным потоком, истекает через резонаторную трубу (9).

При правильной настройке и соблюдении необходимых геометрических соотношений данный ПуВРД способен развить частоту пульсации до 400 Гц.

В патенте **РФ2468235С1**, предложена следующая схема (рис. А.8):



1 - сопло подачи газа; 2 - первая впускная труба - смеситель; 3 - впускная труба; 4 - камера сгорания; 5 – козырек; 6 - задняя торцевая стенка камеры сгорания; 7 - резонаторная труба; 8 - запальная свеча; 9 - змеевик нагрева газа; 10 – дроссель; 11 - топливный бак (с жидким пропаном), 12 - газовая магистраль

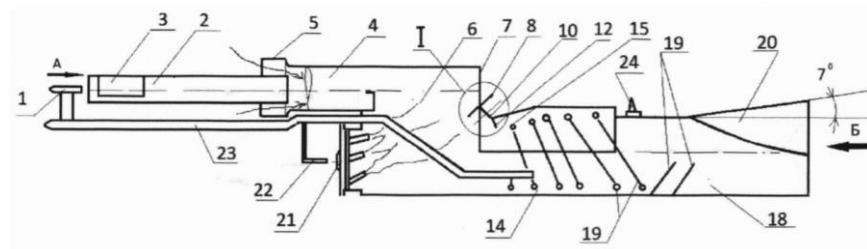
Рис. А.8- иллюстрация патента РФ2468235С1

При частичном открытии дросселя (10), газ из баллона (11) поступает на змеевик (9), далее через сопло (1) во впускные трубы и соответственно в камеру сгорания (4). Затем при подаче напряжения на свечу зажигания (8), происходит возгорание ТВС. После, при прогреве змеевика, дроссель (10) открывается полностью. Двигатель выходит на циклический режим работы.

Цикл начинается с того, что горючий газ из сопла (1) поступает в первую трубу (2) и эжектирует воздух из окружающей среды. Аналогичный процесс происходит далее, при переходе в впускную трубу (3). Затем поток попадает в камеру сгорания (4), и ударяется о заднюю торцевую стенку камеры сгорания (6). Для организации движения потока в нижнюю часть камеры (3), и предотвращения попадания сразу в резонаторную трубу (7), установлен козырек (5). В камере происходит сгорание ТВС. Продукты сгорания сформированное таким образом, равномерно поступают в резонаторную трубу

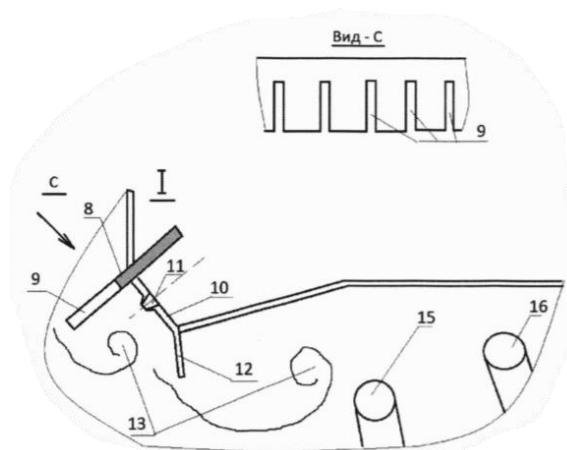
(7), и при прохождении через змеевик турбулизируется, подобно турбулизации на «Спирали Щелкина». Цикл повторяется.

В патенте **РФ2717479С1**, предложено использовать два контура, в одном двигателе (рис. А.9, А.10):



1 - сопло подачи газа; 2 - первая впускная труба - смеситель; 3 - треугольный канал; 4 - вторая впускная труба-смеситель; 5 - кольцевая обечайка; 6 - камера сгорания; 7 - задняя торцевая стенка камеры сгорания; 8 - козырек первого эшелона; 10 - перфорированная ниша; 12 - козырек второго эшелона; 14 - топливный змеевик; 15 - передний виток топливного змеевика; 18 - входная часть резонаторной трубы; 19 - полукольцевые косые ребра; 20 - диффузорное раскрытие резонаторной трубы; 21 - вихревой аэродинамический клапан; 22 - сопло подачи топлива; 23 - топливный коллектор; 24 - свеча зажигания

Рисунок А.9 – иллюстрация №1 патента РФ2717479С1



8 - козырек первого эшелона; 9 - прямоугольные прорезы; 10 - перфорированная ниша; 11 - профилированные отверстия; 12 - козырек второго эшелона; 13 - вихревые зоны; 15 - передний -виток топливного змеевика; 16 - второй виток топливного змеевика

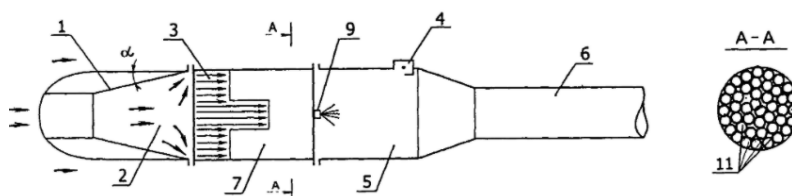
Рисунок А.10 - иллюстрация №1 патента РФ2717479С1:

Через сопло (1), происходит подача горючего газа в первый контур, а именно в первую (2) и вторую (4) трубы-смесители. Туда же, за счет эффекта эжекции поступает воздух из атмосферы. Образуется газо-воздушная смесь, которая ударяется об заднюю торцевую стенку (7), и разворачивается за счет козырька первого эшелона (8) в нижнюю часть камеры сгорания (6). Здесь смесь поджигается возвратным течением из резонаторной трубы (18).

В момент, когда газо-воздушная смесь обтекает козырек (8), часть смеси проходит сквозь него через прямоугольные прорези (9), и далее смешиваются с воздухом, поступившим через профилированные отверстия (11) перфорированной ниши (10). Продукты сгорания этой смеси натекают на козырек второго эшелона (12), где образуют вихревые зоны (13). Геометрия и расположения идущих далее по течению витков змеевика (15, 16), должна быть такой, чтобы максимально турбулизировать поток, идущий к резонаторной трубе (18).

Во второй контур входят вихревой аэродинамический клапан (21) и сопло подачи топлива (22). Топливо из сопла (22) поступает в клапан (21), попутно эжектируя воздух из окружающей среды. Получившейся смесь газов поступает в камеру (6), где поджигается возвратным течением из резонаторной трубы (18).

В патенте **РФ2493399С2**, предложена модель ПуВРД, в которой реализуется не дефлаграционное, а детонационное циклическое горение (рис. А.11):



1 – диффузор; 2 – струйное течение; 3 – профиль скорости; 4 – свеча зажигания; 5 – камера сгорания; 6 – резонаторная труба; 7 – аэродинамический клапан; 9 – форсунка; 11 – трубы аэродинамического клапана

Рисунок А.11 – иллюстрация патента РФ2493399С2

В начальный момент времени, воздух от набегающего потока попадает в диффузор (1), который формируется в струйное течение (2), которое «растекается» по поверхности трубчатого аэродинамического клапана (7). Появляется не равномерность скоростей в трубках (11), которая показана профилем скорости (3).

Затем, воздух при прохождении аэродинамического клапана (7), в камере сгорания (5), смешивается с горючим поступившим через форсунку (9). Происходит иницирование горения свечой зажигания (4). Продукты сгорания начинают истекать через резонаторную трубу (6) и аэродинамический клапан (7). В следствии неравномерности скорости потока воздуха в аэродинамическом клапане (7), ПС устремляются в основном в периферийную часть клапана.

По мере падения давления в камере (5), она начинает вновь заполняться новой порцией воздуха через клапан (7). Процесс повторяется.

При анализе тенденций и перспектив развития в сфере изучения и конструирования выявлена достаточно четкая картина. Так, клапанная решетка, использованная в первом серийном пульсирующем воздушно-реактивном двигателе As-109-014, сейчас уже практически не встречаются в следствии не долговечности, и малой ресурсоемкости подобных решений. Более перспективными, в этом плане, являются двигатели использующие аэродинамические клапаны, как источники воздуха (РФ48368U1, РФ2429366C2), так как в подобных решениях отсутствуют движущиеся части конструкции, что заметно увеличивает ресурс двигателя в целом.

Однако, общей проблемой стандартных ПуВРД остается их низкая тяговая характеристика, которая напрямую зависит от частоты рабочих циклов [5]. В следствии этого, все больше внимания уделяется так называемым эжекторным ПуВРД (РФ2468235C1, РФ2435977C1), которые по заявлениям разработчиков, способны увеличить рабочие частоты до сотен герц.

И, наверное, самым перспективными являются конструкции детонационных ПуВРД (РФ2493399C2), так как детонационное горения

заметно эффективнее стандартного дефлаграционного. Однако помимо своей перспективности, данный тип двигателей до сих пор отсеется малоизученным.

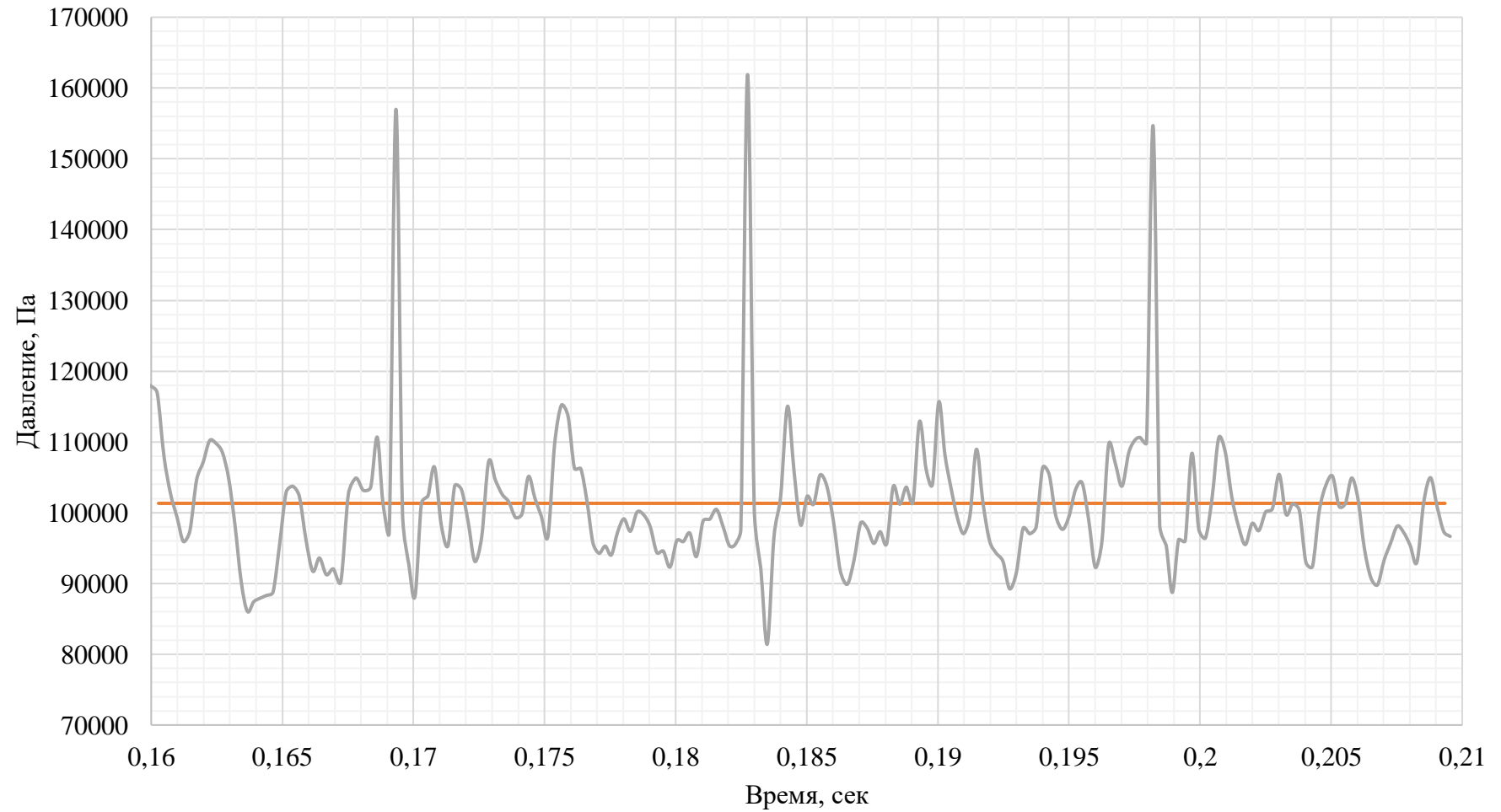
Не смотря на многообразие типов и конфигурации ПуВРД, его многолетнюю историю, данные двигатели до сих пор остаются малоизученными, и в научном сообществе нет единых концепций конструирования ПуВРД и моделей описывающий процессы в них. Во многом, это произошло из-за доминирования газотурбинных двигателей, начавшегося в середине прошлого века, вследствие чего другим типам двигателей уделялся все меньший интерес. Также, не малым важным фактором является сложность и взаимодействие между собой акустических, механических, тепловых и автоколебательных процессов КС.

Самыми перспективными с точки зрения удельных характеристик определённо являются детонационные и эжекторные ПуВРД. Однако, оба этих типа имеют аэродинамический клапан и резонаторную трубу для осуществления цикличности процесса. В следствии этого, для исследования будет логичным выбрать самый простой с точки зрения организации внутрикамерных процессов двигатель с аэродинамическим клапаном и резонаторной трубой, а в дальнейшем применить полученный опыт при изучении технически более сложных детонационных и эжекторных ПуВРД. Самым подходящим образцом для исследования в данном патентном поиске является патент РФ48368U1.

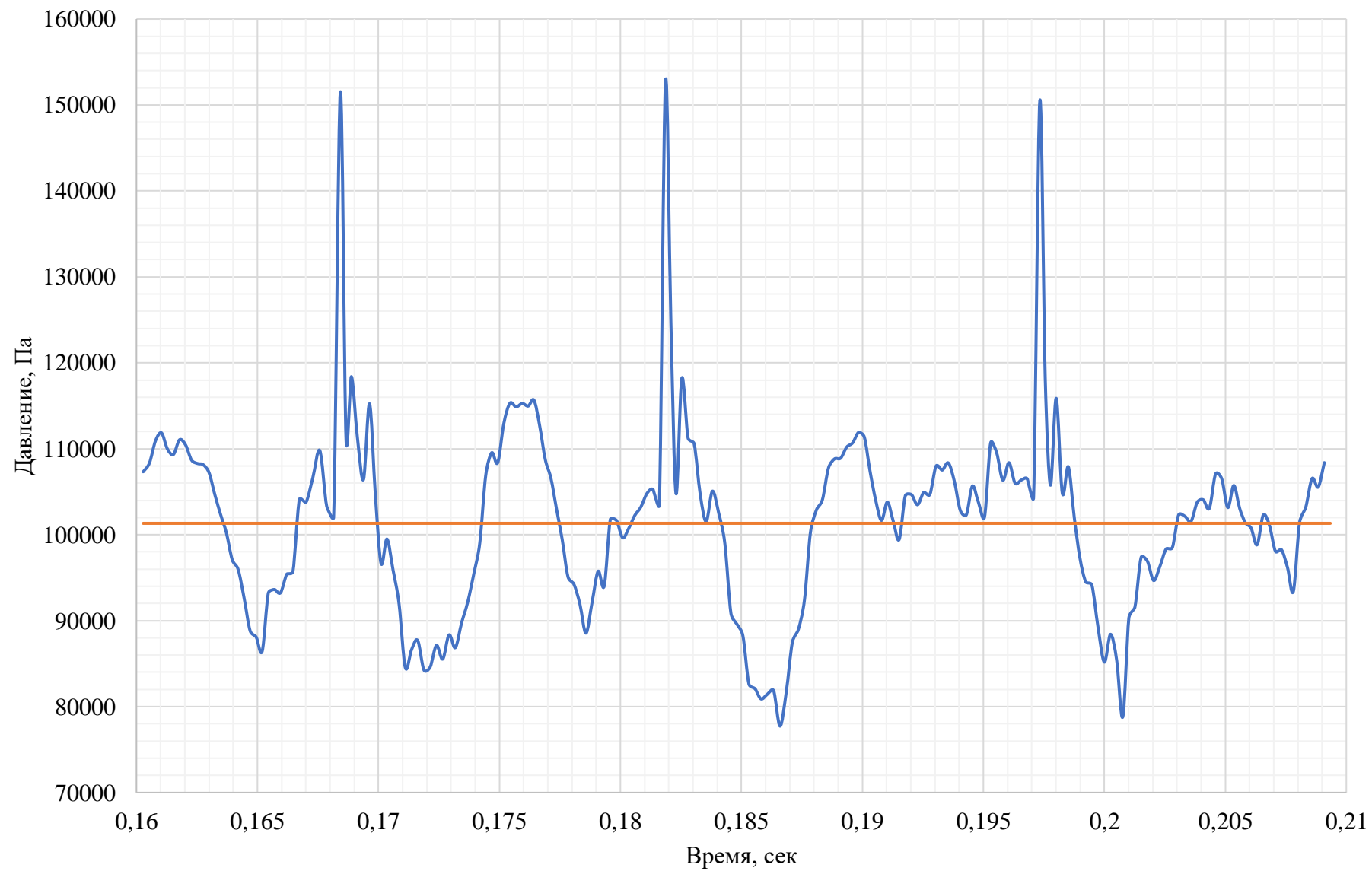
Приложение Б

Зависимости основных параметров в расчетных точках ПуВРД от времени

Зависимость давления от времени на срезе АК



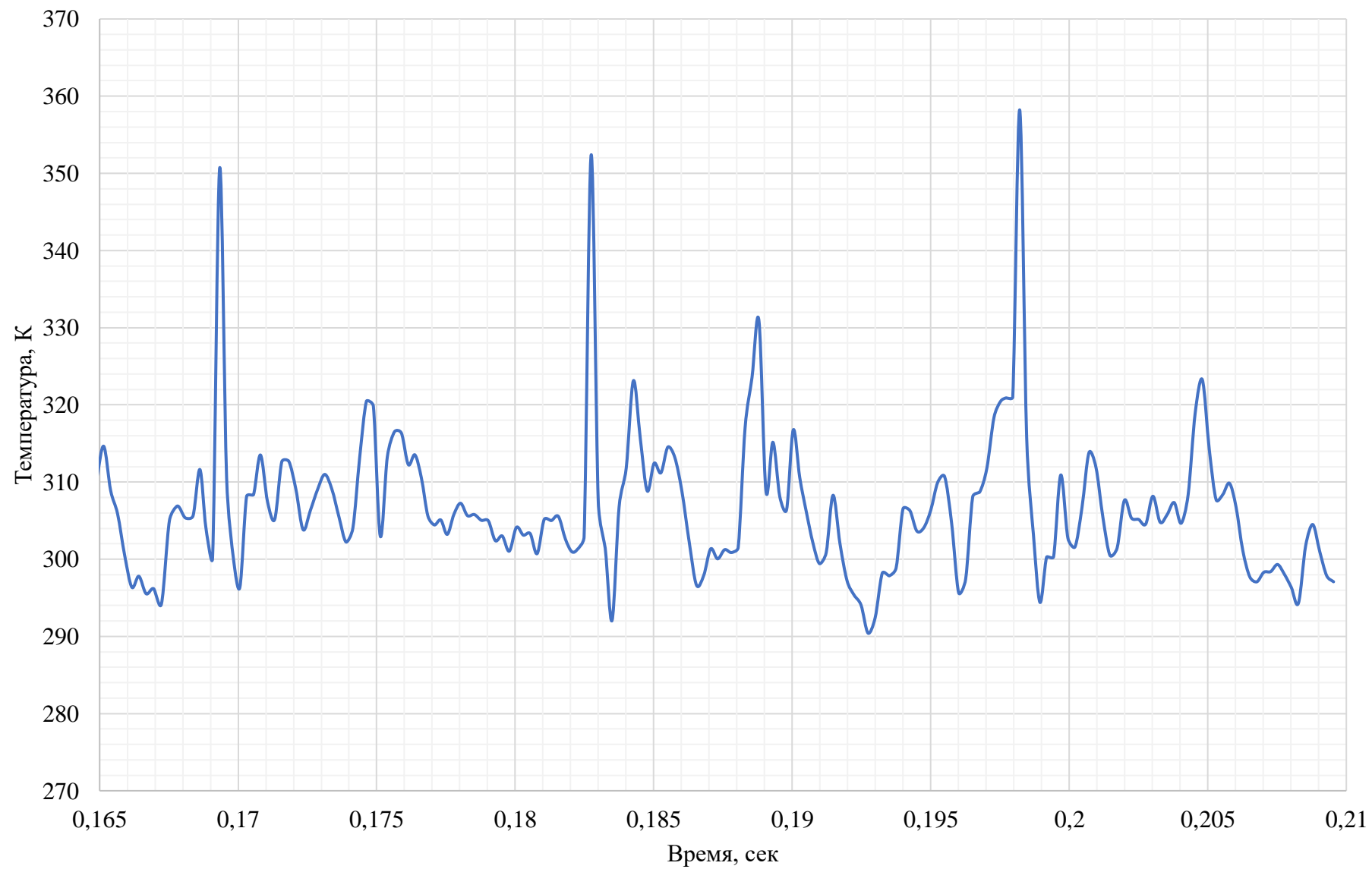
Зависимость давления от времени в КС



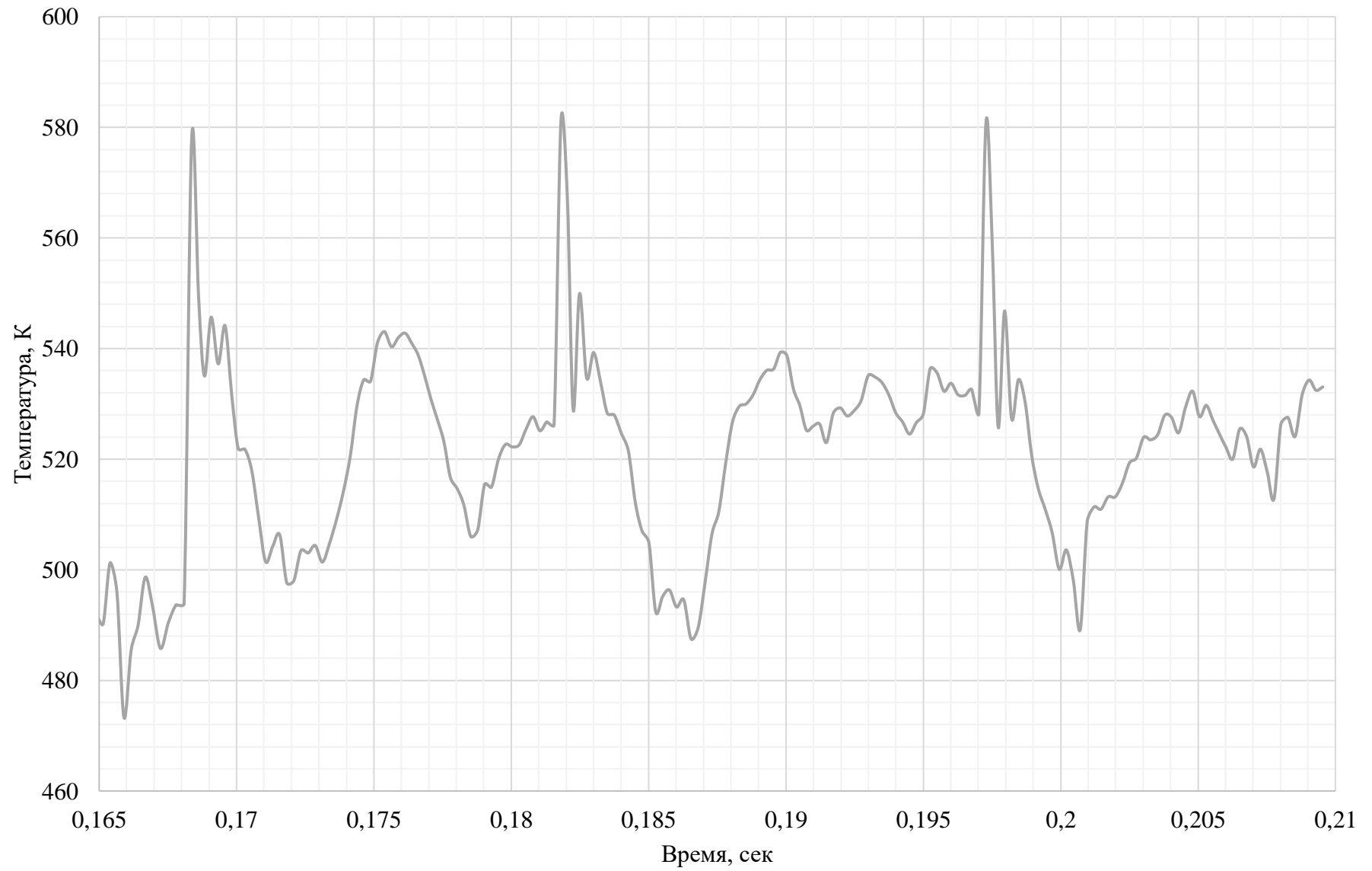
Зависимость давления от времени на срезе РТ



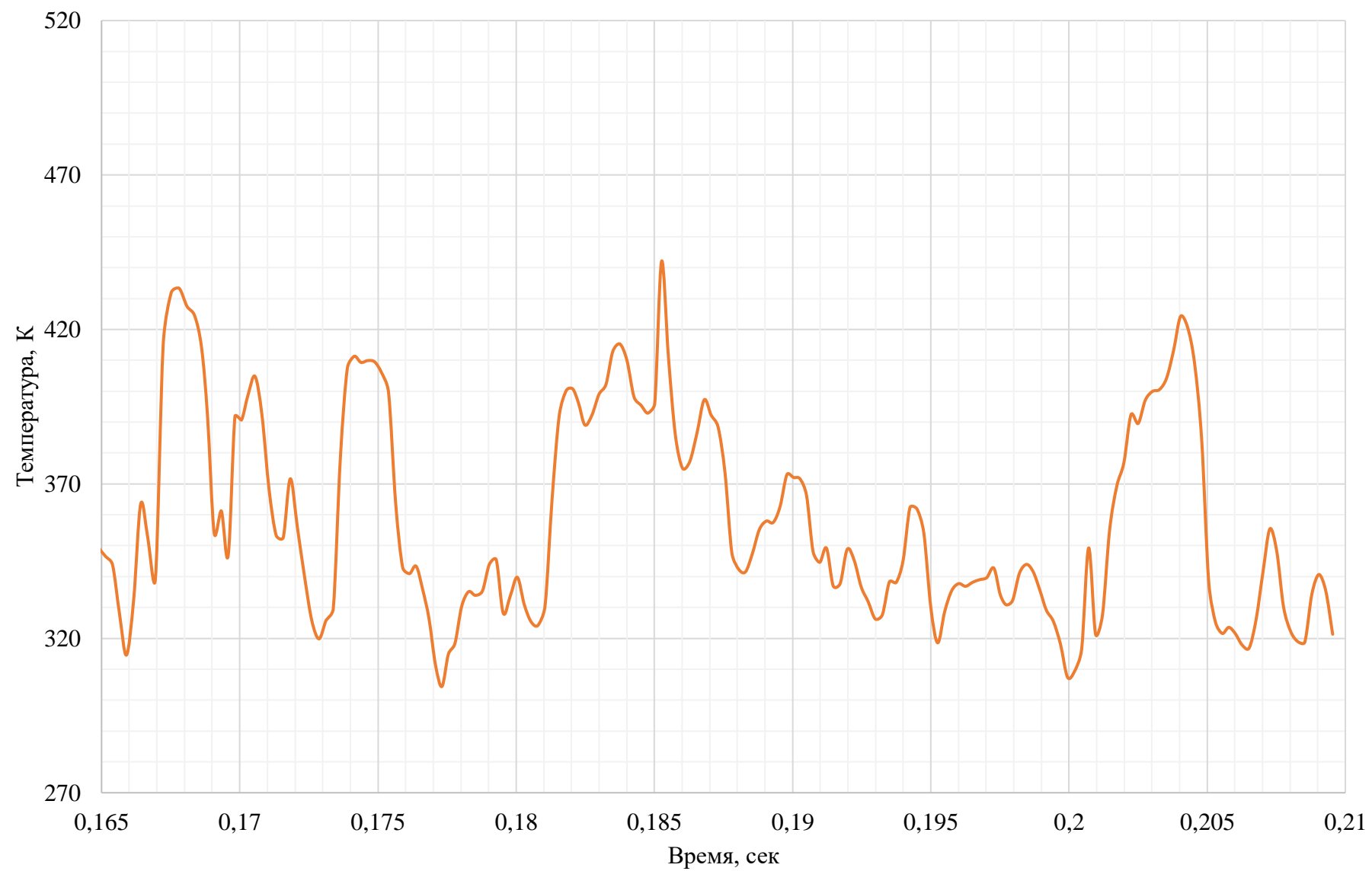
Зависимость температуры от времени на срезе АК



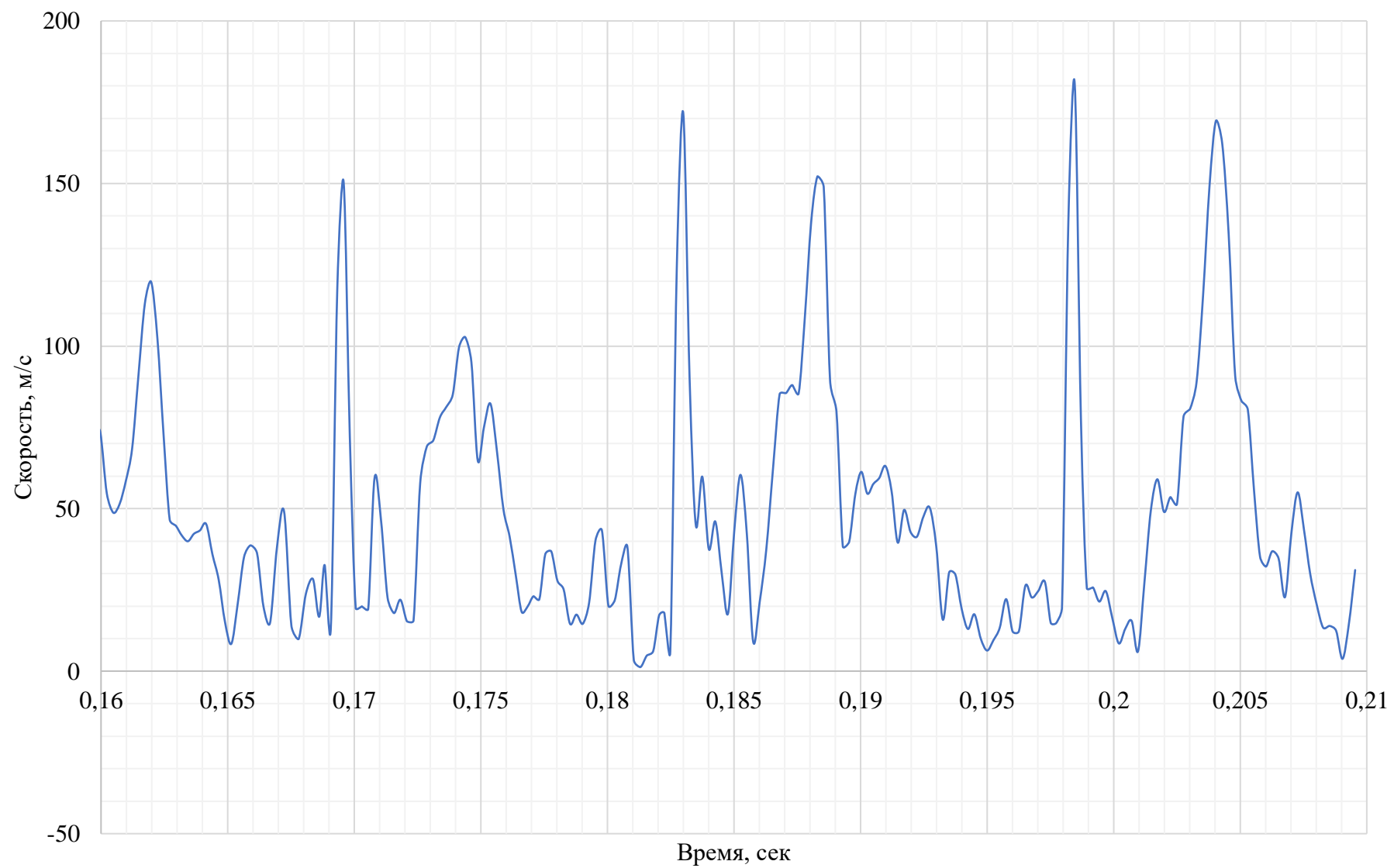
Зависимость температуры от времени в КС



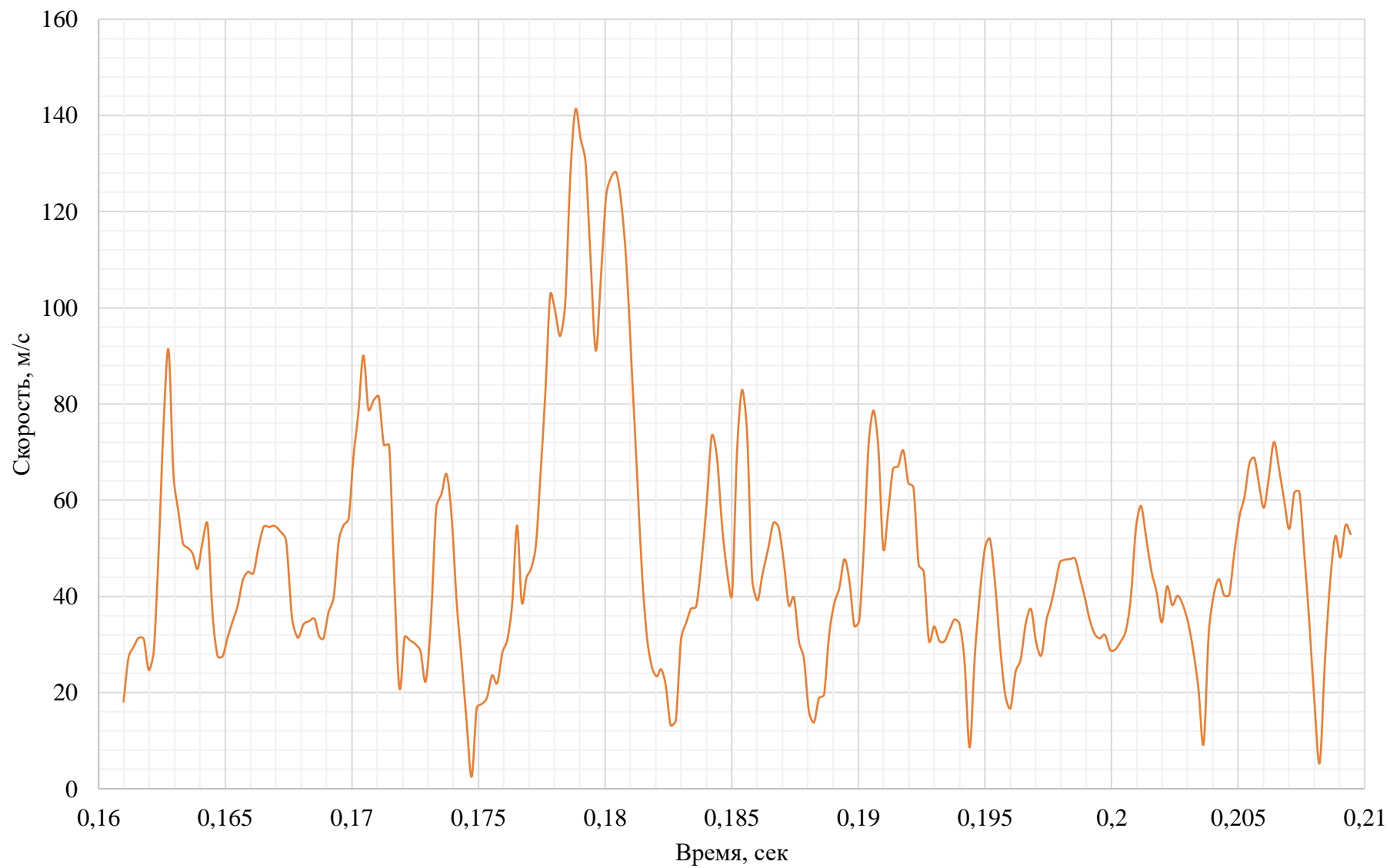
Зависимость температуры от времени на срезе РТ



Зависимость скорости от времени на срезе АК



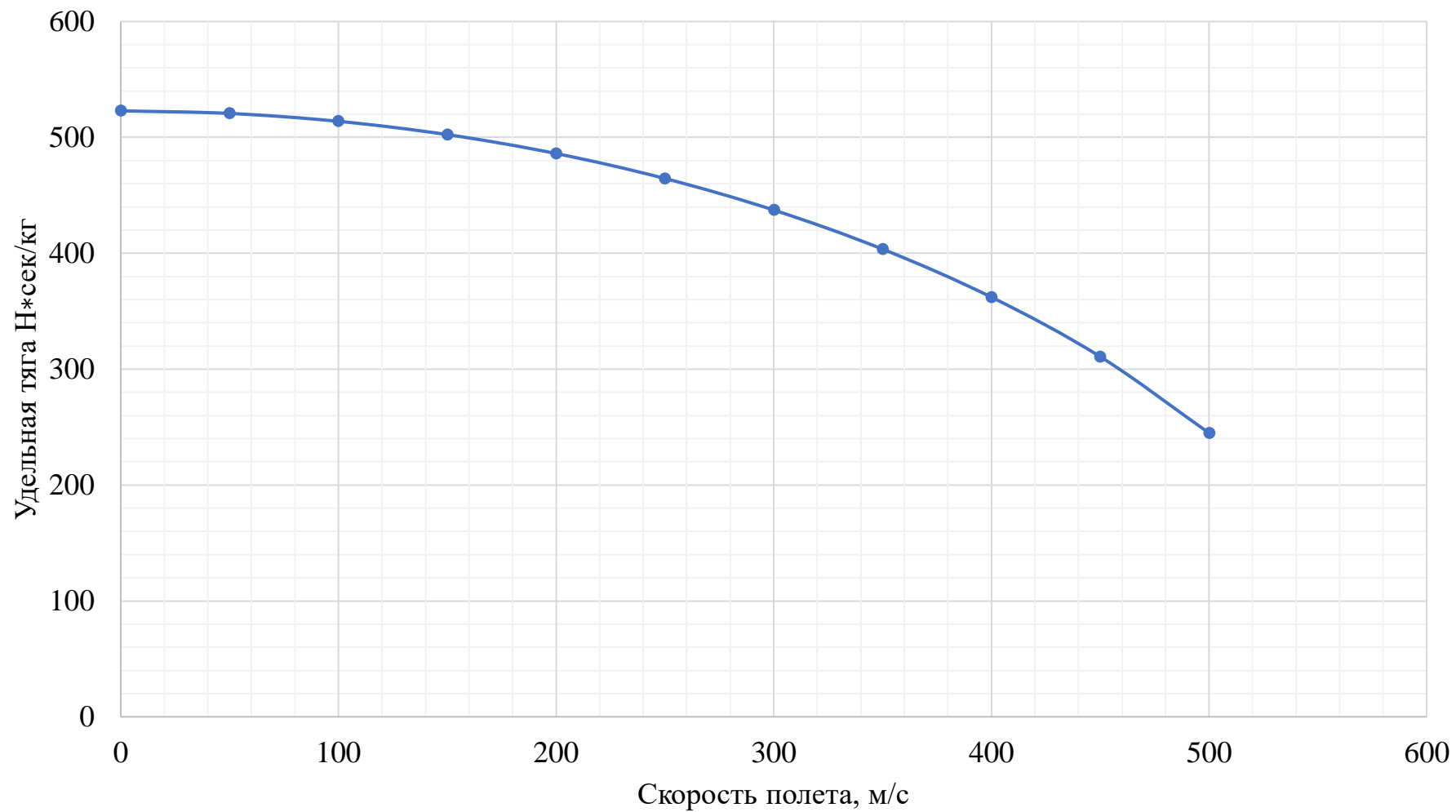
Зависимость скорости от времени на срезе РТ



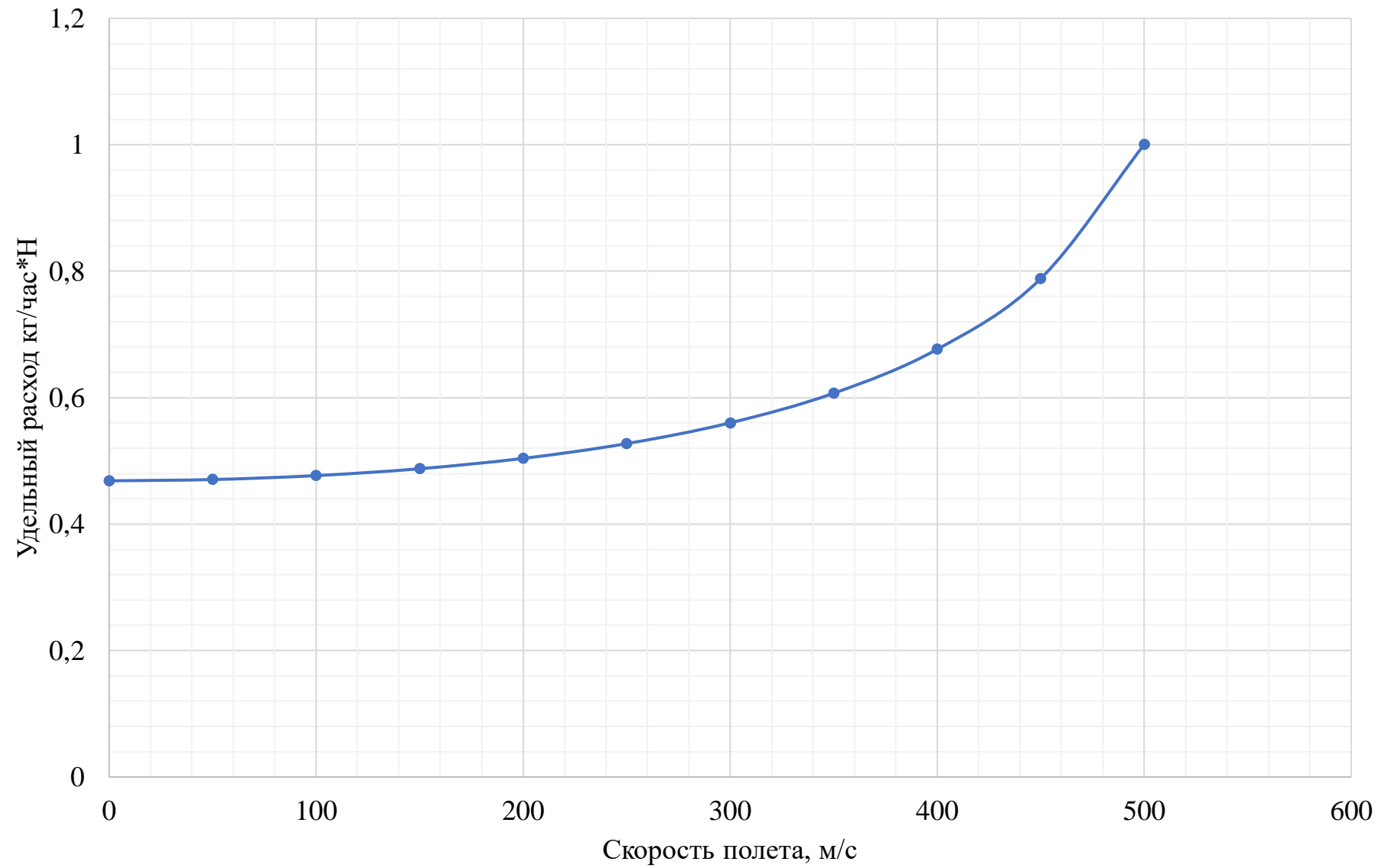
Приложение В

Скоростные характеристики проектируемого двигателя

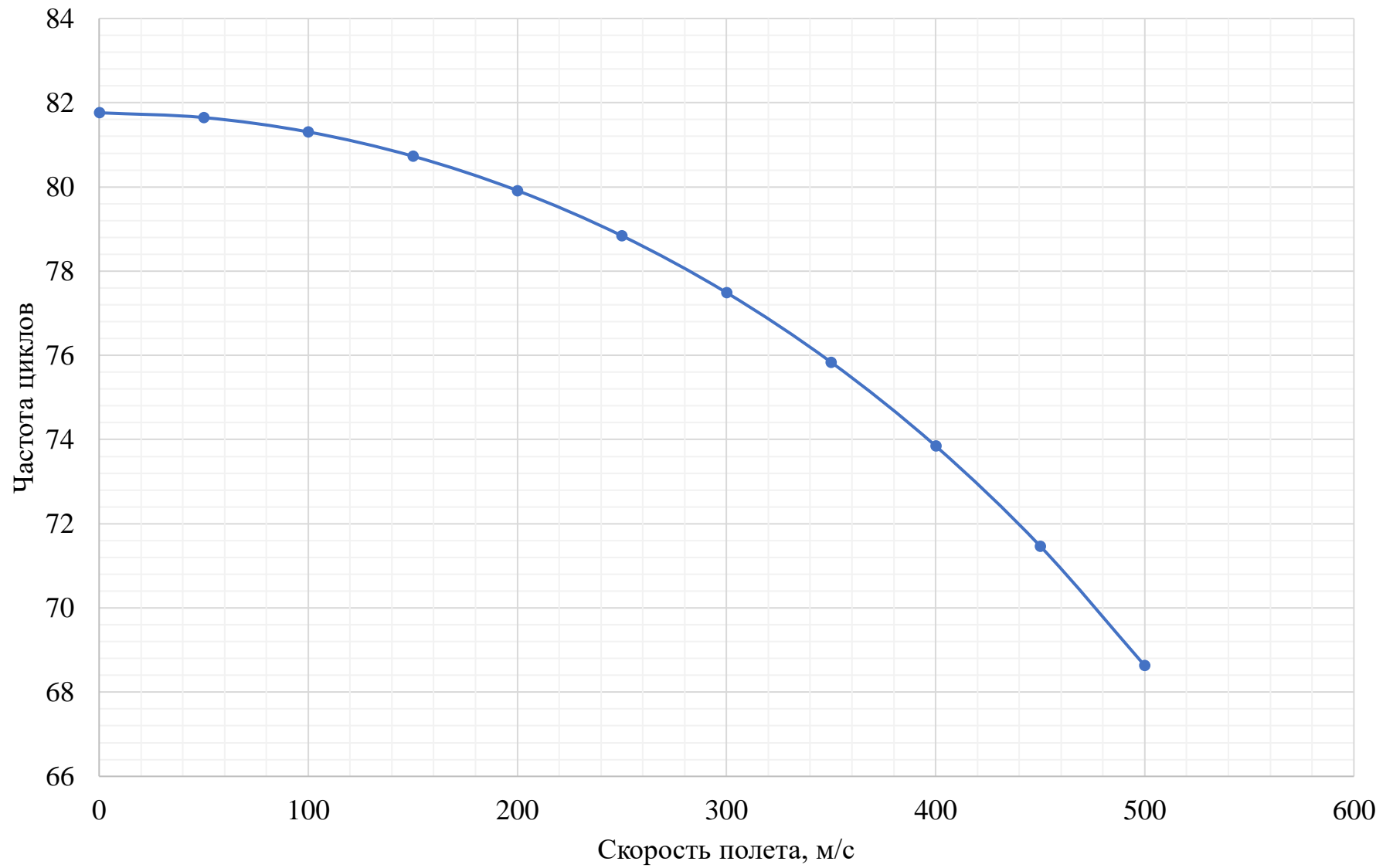
Скоростная характеристика удельной тяги



Скоростная характеристика удельного расхода



Скоростная характеристика частоты



Приложение Г

Сборочный чертеж пульсирующего воздушно-реактивного двигателя

