

Минин Николай Владимирович



**МЕТОДИКА ВЫБОРА ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ
КОМБИНИРОВАННОГО ПУЛЬСИРУЮЩЕГО ВРД СО
СВОБОДНОПОРШНЕВЫМ НАГНЕТАТЕЛЕМ ДЛЯ МАЛОРАЗМЕРНЫХ
БПЛА**

05.07.05 – Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки
летательных аппаратов

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени кандидата
технических наук

Москва - 2017

Работа выполнена в Федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)».

НАУЧНЫЙ РУКОВОДИТЕЛЬ:

доктор технических наук, профессор Галеев Айвенго Гадыевич

ОФИЦИАЛЬНЫЕ ОППОНЕНТЫ:

Богданов Василий Иванович, доктор технических наук, профессор, Публичное акционерное общество «Научно-производственное объединение Сатурн», эксперт;

Шаров Михаил Сергеевич, кандидат технических наук, Государственный научный центр Федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова», старший научный сотрудник.

ВЕДУЩАЯ ОРГАНИЗАЦИЯ:

Публичное акционерное общество «ОДК - Уфимское моторостроительное производственное объединение»

Защита диссертации состоится «18» декабря 2017 года в 13 часов на заседании диссертационного совета Д 212.125.08 на базе ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д.4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» https://www.mai.ru/events/defence/index.php?ELEMENT_ID=84593

Автореферат разослан « » _____ 2017 года.

Ученый секретарь
диссертационного совета Д 212.125.08
доктор технических наук, профессор



Зуев Юрий Владимирович

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы исследования. Многие задачи военного и гражданского назначения решаются с использованием авиационной техники. При этом часто применение пилотируемых летательных аппаратов (ЛА) является дорогим и не целесообразным, а в ряде случаев несет угрозу жизни и здоровью пилота. В этих условиях использование беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) позволяет значительно снизить затраты, обезопасить пилота, обеспечить скрытность и повысить эффективность выполнения поставленных задач. Однако, отсутствие эффективной двигательной установки (ДУ) для малоразмерных БПЛА, ограничивает использование аппаратов такого класса, несмотря на очевидные достоинства и широкие возможности применения.

В связи с этим представленная диссертационная работа посвящена решению научных и технических задач по поиску оптимальных проектных параметров и повышению эффективности двигательной установки малоразмерного БПЛА.

Проводимые исследования направлены на поиск оптимальной схемы силовой установки и разработку методики выбора ее проектных параметров и содержат разработки по совершенствованию:

- силовой установки путем перехода к комбинированной силовой установке, использующей преимущества ДУ традиционного типа;
- методики выбора проектных параметров комбинированного пульсирующего ВРД со свободнопоршневым нагнетателем в качестве перспективной силовой установки для малоразмерных БПЛА, которая позволит им максимально полно выполнять поставленные перед ними задачи.

Разработка методики выбора проектных параметров комбинированного пульсирующего ВРД со свободнопоршневым нагнетателем (СПН) является актуальной и позволит:

- рассмотреть большое число вариантов конструктивного исполнения на этапе первоначального проектирования и создать оптимальную, рациональную конструкцию при обеспечении максимальной энергетической и массовой эффективности и оптимизации материальных затрат;
- расширить задачи и области применения малоразмерных БПЛА, использующих комбинированную силовую установку нового типа.

Цель работы состоит в разработке методики обоснования проектных параметров малоразмерного пульсирующего ВРД с подачей рабочего тела с помощью свободно поршневого нагнетателя, в качестве двигательной установки для малоразмерных летательных аппаратов различного назначения.

Для достижения поставленной цели необходимо путем проведения комплексного исследования процесса взаимодействия реактивной системы

малоразмерного БПЛА с атмосферой, в которой осуществляется его полёт, исследовать и определить оптимальные проектные параметры комбинированного пульсирующего ВРД со свободнопоршневым нагнетателем.

Комбинированная ДУ использует все возможности той или иной конструктивной схемы для получения конечного продукта – тягового усилия. Каждая из подсистем в общем комплексе предлагает свои проектные параметры для их последовательного или параллельного объединения в общую задачу получения максимально эффективного двигателя.

Научная новизна результатов исследований, заключается в решении задач:

- разработки и верификации методики определения параметров комбинированного пульсирующего ВРД со СПН, позволяющей найти конструктивные параметры реактивной системы малоразмерного БПЛА для полёта на заданной высоте с заданной скоростью;

- разработки и верификации методики расчета оптимального соотношения параметров процесса охлаждения внутренних теплонагруженных узлов продувкой топливной смесью;

- на основании проведенных исследований обоснования вариантов конструктивного исполнения реактивной системы, в том числе с учетом использования в ее составе конструктивных элементов уже существующих двигателей внутреннего сгорания (ДВС);

- обоснования способа повышения тяговой эффективности пульсирующего ВРД путем присоединения дополнительной массы в эжекторном усилителе тяги.

Теоретическая и практическая значимость работы.

Теоретическая значимость заключается в том, что полученные выводы по методике выбора проектных параметров с учетом уравнений теплового баланса и оптимального соотношения параметров внутреннего охлаждения узлов продувкой топливной смесью дополняют теорию теплообмена в пульсирующих ВРД. Основные теоретические результаты могут стать основой для дальнейшего изучения механизмов расчета процессов и теплообмена в ВРД с СПН.

Практическая значимость заключается в том, что в соответствии с разработанной методикой изложены принципы, определяющие облик ДУ – движителем должен быть реактивный ЭУТ периодического пульсирующего поршневого двигателя с нетрадиционно лёгкой поршневой группой, с применением разработок всей существующей поршневой техники. Максимальная мощность энергоустановки ограничена рабочими диаметрами поршневой группы, ее массой, частотой работы. Проработка проектных параметров ДУ ставит вопросы по решению, для минимальных мощностей – задачи максимальной частоты работы поршня со скоростью до 30 м/с, конструктивное и

технологическое решение вопроса ухода от традиционных методов пружинно-кольцевого уплотнения и переход на гладкую пару, с уплотнением на газовом или жидкостном клине. А так же полный уход от вращательных движений кривошипно-шатунного привода, использование в атмосферных двигателях мембранной системы сжатия, с прямым безмассовым приводом от возвратно поступательно движения облегченной поршневой группы и группы демпферного сжатия в цикле. И использование синхронизирующих механизмов синхронизации движущихся поршней, циклически работающих без нагрузок сжатия.

Методы исследования, которые были использованы для решения поставленных задач:

- методики теплового расчета комбинированного пульсирующего ВРД и методика теплового баланса, устанавливающие связь между определяемыми проектными параметрами и высотой и характером полета;
- статистические методики при обработке результатов математического моделирования и обработке статистической информации по существующим ДУ и их системам;
- методика нахождения корней полинома с использованием сопровождающей матрицы и метод конечных разностей при исследовании значений целевой функции.

Предметом исследования является методика выбора проектных параметров комбинированного пульсирующего ВРД со свободнопоршневым нагнетателем в качестве перспективной силовой установки для малоразмерных беспилотных летательных аппаратов.

Автор защищает следующие основные положения работы:

- методику определения проектных и конструктивных параметров комбинированного пульсирующего ВРД со свободнопоршневой системой подачи топливных компонентов;
- методику определения оптимального соотношения параметров процесса охлаждения внутренних теплонагруженных узлов продувкой топливной смесью;
- конструктивные решения, значительно удешевляющие и упрощающие разработку и эксплуатацию новой комбинированной двигательной установки, полученные на основе исследованных проектных параметров.

Достоверность и обоснованность результатов и выводов, содержащихся в диссертационной работе, обеспечена:

- строгостью используемого математического аппарата и корректным использованием фундаментальных уравнений теории, расчета и проектирования силовых установок ЛА;

– сравнением результатов численного моделирования с известными экспериментальными данными и проверкой достоверности на упрощенных моделях, для которых существуют аналитические решения.

Личный вклад автора в проведенное исследование. Постановка задач исследования, анализ основных проблем, методика определения проектных параметров и характеристик комбинированного пульсирующего ВРД со свободнопоршневым нагнетателем для малоразмерных БПЛА, а так же расчеты и сравнение расчетных данных с экспериментальными данными выполнены лично соискателем.

Апробация результатов работы. Основные положения и результаты работы докладывались на следующих конференциях: на Международной конференции «Новые рубежи авиационной науки» (Москва, 2007); на VI, VII и VIII Международной конференции «Авиация и космонавтика» (Москва, 2007, 2008 и 2009); в рамках XVII Школы-семинара молодых ученых и специалистов под руководством академика А.И. Леонтьева «Проблемы газодинамики и теплообмена в аэрокосмических технологиях» (г. Жуковский, 2009).

Результаты работы внедрены и используются в учебном процессе на кафедре 610 «Управление эксплуатацией ракетно-космических систем» ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)».

Публикации. По теме диссертации опубликовано 12 работ, 2 статьи в рецензируемых научных изданиях из Перечня ВАК Минобрнауки РФ [1, 2], 5 патентов РФ на полезные модели [3 - 7], 5 тезисов докладов на Международных конференциях [8 -12].

Структура и содержание работы. Диссертационная работа состоит из введения, 4 глав, заключения и списка литературы из 90 наименований, изложена на 136 страницах машинописного текста, включающего 44 иллюстраций и 8 таблиц.

Во введении обосновывается актуальность выбранной темы диссертации, формулируются цели и задачи работы, проанализированы основные проблемы существующих двигательных установок. Отмечена научная новизна, теоретическая и практическая значимость полученных результатов. Приведены основные положения, выносимые на защиту, сведения об апробации результатов работы и описана структура диссертации.

На основе проведенного анализа выявлены технические трудности создания эффективных малоразмерных установок классических схем. Предложена конструктивная схема комбинированной ДУ, лишенная указанных недостатков.

В первой главе диссертационной работы рассматриваются общие вопросы существующих малоразмерных авиационных двигателей применяемых на БПЛА,

обращается внимание на их характерные особенности, производится сравнение ВРД с двигателями других типов, определяются области оптимального применения, исследуются недостатки современных двигательных установок.

Проведенный анализ показывает что, определённый интерес представляет использование в качестве ДУ и ее элементов свободнопоршневых двигателей. Они лишены недостатков поршневых двигателей классических схем, не имеют массивного кривошипа, а значит, лишены вибраций и колебаний, создаваемых им, уравновешены, экономичны и позволяют применять наддув. Однако создание малоразмерного свободнопоршневого агрегата ограничивается необходимостью применять массивные инерционные буферные поршни – необходимые для гарантированного совершения обратного хода. А так же использование надежного механизма синхронизации, элементы которого имеют большие моменты. Внесение изменений в элементы конструкции и их облегчение, позволяет сохранить возможность использования свободнопоршневого двигателя в качестве малоразмерной ДУ.

Одним из таких решений является отказ от массивных буферных поршней и компенсация возвратного усилия, создаваемого ими, путем применения мембран. Таким образом, уменьшается масса ДУ с сохранением ее мощности и возможности применения самонадува. Ограничивающим фактором в этом случае будет выступать лишь ресурс мембраны.

В обзоре на основании работ академика А.М. Люльки, академика Н.Д. Кузнецова, С.К. Туманского, В.А. Добрынина, академика В.Е. Алемасова, чл.-корр. РАН А.П. Ваничева, О.И. Кудрина, В.Г. Власенко, Р.Б. Сейфетдинова и др. показано, что в указанных работах, несмотря на их фундаментальную значимость, не нашли отражение методики по обоснованию и выбору проектных параметров двигательных установок для БПЛА.

Вторая глава посвящена разработке методики определения основных проектных параметров комбинированного ПуВРД. В начале главы представлена конструктивная схема комбинированного малоразмерного пульсирующего ВРД с подачей рабочего тела с помощью свободно поршневого нагнетателя в качестве ДУ для малоразмерных БПЛА различного назначения.

Выбор конструктивной схемы предлагаемой ДУ, был сделан на основе следующего вывода: решением задачи отсутствия эффективной ДУ для малоразмерного БПЛА является переход к комбинированной силовой установке с внутренним охлаждением топливной смесью, содержащую СПН в качестве источника рабочего тела, пульсирующую камеру сгорания с реактивным соплом и эжектором в качестве движителя и мембранный компрессор в качестве системы наддува.

Условием для их создания является максимальное использование уже созданных методик расчета, технологических приемов и деталей поршневых ДВС. Идеологической основой комбинированного пульсирующего ВРД является возможность использования уравновешенного свободнопоршневого компрессора.

Исследование существующих ДУ показало, что ни один из типов не соответствует в полной мере всем перечисленным требованиям. Концепция решения лежит в плоскости создания высокоэкономичного и предельно легкого нагнетателя. Им является комбинированный СПН, работающий на пульсирующую камеру сгорания ВРД. Идеологической основой является использование свободно поршневой техники в качестве системы подачи компонентов в камеру сгорания, а так же расчет и построение характеристик ДУ для совмещения с проектным заданием на малоразмерный БПЛА.

К этому имеются следующие предпосылки:

- а) обеспечиваются требуемые расходы рабочего тела;
- б) реализуется цикл с высоким термическим КПД, обеспечивается низкий удельный расход топлива;
- в) отсутствуют детали кривошипно-шатунного механизма, чем достигается малая масса, простота и надежность конструкции;
- г) эффективно сгорает топливо различных видов;
- д) полная конструктивная и динамическая уравновешенность.

На рис. 1 изображен общий вид малоразмерного комбинированного пульсирующего ВРД со свободнопоршневым нагнетателем, защищенный патентами [3 - 7].



Рис. 1. Общий вид малоразмерного комбинированного пульсирующего ВРД со свободнопоршневым нагнетателем

На рис. 2 и рис. 3 показаны виды двигательной установки сбоку и сверху соответственно.

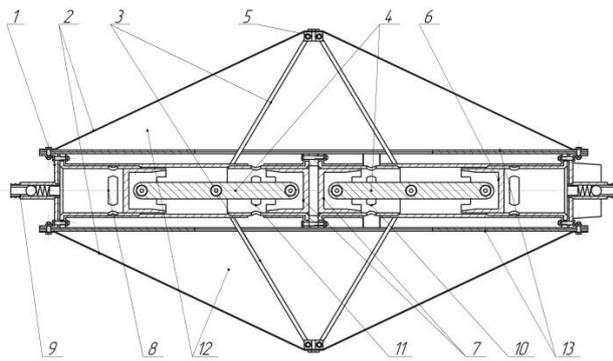


Рис. 2. Вид сбоку (разрез в плоскости симметрии): 1 – корпус свободнопоршневого привода; 2 – мембраны; 3 – механизм синхронизации; 4 – поршневые группы; 5 – крепление мембраны к механизму синхронизации; 6 – буферные поршни; 7 – рабочие поршни; 8 – буферные цилиндры; 9 – пусковые клапаны; 10 – заборные полости; 11 – выпускные окна; 12 – подмембранное пространство; 13 – основание

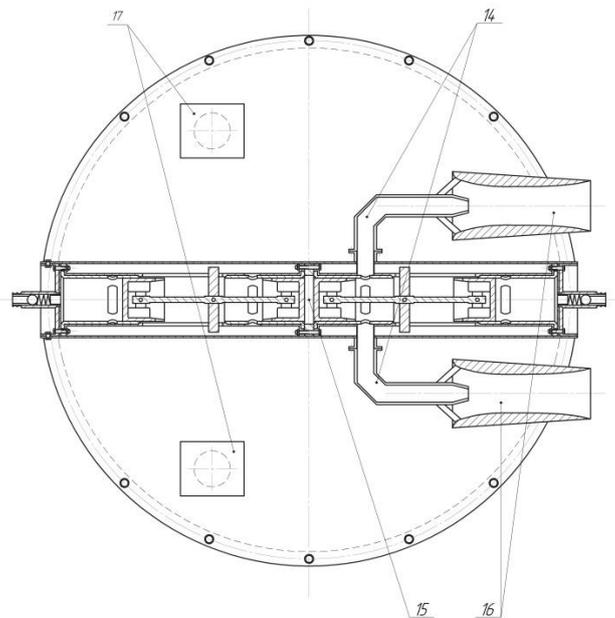


Рис. 3. Вид сверху (разрез): 14 – патрубки; 15 – камера сгорания свободнопоршневого нагнетателя; 16 – эжекторные усилители тяги; 17 – впускные клапаны

Малоразмерный комбинированный пульсирующий ВРД со свободнопоршневым нагнетателем работает следующим образом.

Сжатый воздух от внешнего источника, например из баллона, подаётся через пусковые клапана 9 в буферные цилиндры 8 и перемещает поршневые группы 4 навстречу друг другу. При максимальном сближении рабочих поршней 7 происходит самовоспламенение топливной смеси в камере сгорания свободнопоршневого привода компрессора (коэффициент избытка окислителя принимается $\alpha = (1 \div 1,3)$ за счет повышения температуры при сжатии (принцип дизеля). Далее поршни 7 совершают рабочий ход, при котором с помощью механизма синхронизации 3 происходит уменьшение объема под мембранами 2 и повышение давления топливовоздушной смеси в подмембранном пространстве 12. Затем открываются впускные окна 10, через которые происходит заполнение камеры сгорания 15 свободнопоршневого привода нагнетателя сжатой топливной смесью. При максимальном расхождении поршней 7, давление в буферных цилиндрах 8 становится больше чем давление в камере сгорания 15 и происходит обратный ход поршней 7. При обратном ходе поршней 7 (навстречу друг другу) мембраны 2 возвращаются в исходное положение, и одновременно открываются впускные клапаны 17. Подмембранное пространство 12 заполняется новой

порцией топливовоздушной смеси. При этом продукты сгорания выходят из камеры сгорания 15 свободнопоршневого привода через выпускные окна 11 по патрубкам 14 в эжекторные усилители тяги 16 воздушно-реактивного двигателя, где, истекая через реактивное сопло, создают реактивную тягу. Затем цикл повторяется вновь.

Определяющим параметром любой тепловой установки, использующей химическую энергию, является получение, трансформация, передача из блока в блок тепла, полученного в результате экзотермической реакции и его использование для решения конечной программы, а так же его ограничение по абсолютным величинам, для защиты от тепловых нагрузок агрегатов и блоков двигателя.

С точки зрения выбора исходных параметров оптимальным источником является труд профессора А.В. Квасникова «Процессы и балансы в авиамоторных установках», в котором рассмотрено большое количество комбинированных ДУ, даны распределения теплоты и получаемые тяги.

Рассматривая типы топлива для ДУ, из термодинамики следует, что наиболее эффективным будет использование газообразных компонентов, например водорода.

Таким образом, уравнение теплового баланса может быть записано в следующем виде:

$$Q = Q_{\text{всас}} + Q_{\text{сжатия}} + Q_{\text{сгорания}} + Q_{\text{продувки}} + Q_{\text{ЭУТ}} + Q_{\text{ост}}, \quad (1)$$

где Q – количество теплоты, вводимое в двигательную установку с топливной смесью за определенный отрезок времени, $Q = G_T H_u$; G_T – расход топливной смеси [кг/час]; H_u – низшая теплота сгорания топлива [кДж/кг].

Слагаемые, приведённые в правой части уравнения, и будут основными проектными параметрами. В соответствии с разработанной методикой теплового баланса под задачи получения комбинированного ПуВРД с большой степенью энерговыделения в камере сгорания и получения потребного расхода высокотемпературного рабочего тела уравновешенного двигателя до какого-то предела по массе поршневой группы, приходим к выводу, что движителем должно быть реактивное сопло периодического пульсирующего поршневого двигателя с нетрадиционно лёгкой поршневой группой с применением разработок всей существующей поршневой техники. Максимальная мощность энергоустановки ограничена рабочими диаметрами поршневой группы, ее массой, частотой работы. Проработка проектных параметров ДУ ставит вопросы: по решению ограничения предельно допустимой окружной скорости 300-500 м/с, для минимальных мощностей решение задачи максимальной частоты работы поршня со скоростью до 30 м/с, конструктивное и технологическое решение вопроса ухода от традиционных методов пружинно-кольцевого уплотнения и переход на

гладкую пару с уплотнением на газовом или жидкостном клине. А так же полный уход от вращательных движений кривошипно-шатунного привода, использование в атмосферных двигателях мембранной системы сжатия, с прямым безмассовым приводом от возвратно-поступательно движения облегченной поршневой группы и группы демпферного сжатия в цикле и использование синхронизирующих механизмов синхронизации движущихся поршней, циклически работающих без нагрузок сжатия.

При формировании проектных параметров для такой системы необходимо привлечение всех доступных знаний в других областях науки и техники, особенно в области работы над рабочим телом, например, компрессорных, разно приводных систем.

Использование рабочих методик и их последовательное объединение методом теплового баланса, позволяет построить схему первого приближения разработки атмосферной реактивной установки пульсирующего типа с проектными параметрами $Q_{\text{всас}}$, $Q_{\text{сжатия}}$, $Q_{\text{сгорания}}$, $Q_{\text{продувки}}$, $Q_{\text{ЭУТ}}$, $Q_{\text{ост}}$, определяющими ее облик.

При этом важно отметить, что реализация полного изохорного цикла дает выигрыш в 15 % и необходимо стремиться организовать детонационное горение.

Выбор критериев эффективности разрабатываемого комплекса ЛА по сути является процессом формализации замысла проектанта, качественным и количественным описанием его понимания вновь создаваемого комплекса ЛА. Ошибка при выборе и использовании критериев эффективности уже не может быть исправлена на последующих этапах создания нового комплекса ЛА, содержание которых – взаимная увязка характеристик ЛА и комплекса в целом, изготовление опытных образцов и их экспериментальная отработка (ЭО) до заданной надежности, разумеется, без кардинальной переработки разработанных конструкций составляющих частей.

Критерий может рассматриваться как приближенное математическое описание качеств БПЛА. Допущения, сделанные при их записи, не означают правомерность пренебрежения остальными качествами БПЛА в иных ситуациях. Всякие допущения приемлемы с позиций анализа требований к БПЛА применительно к конкретной ситуации, и в этом смысле их польза заключается в возможности отделить наиболее существенные качества от второстепенных.

Аналогичные примеры рассмотрим применительно к транспортным БПЛА, из анализа требований к которым следуют критерии качества БПЛА как экономичного средства выполнения транспортной программы. Как для транспортных БПЛА, так и для БПЛА может рассматриваться критерий с учетом объема транспортных перевозок:

$$\mathcal{E}_2 = \frac{C^P + C^{и.э} N_{и}}{M_{\Sigma}}, \quad (2)$$

где C^P – затраты на разработку и ЭО; $C^{и.э}$ – стоимость изготовления и эксплуатации одного носителя; M_{Σ} – суммарная масса выведенных полезных грузов $N_{и}$ носителями со стартовой массой M_0 :

$$M_{\Sigma} = \mu_{пн} M_0 N_{и}.$$

Выразим затраты на транспортную программу через основные проектные параметры ЛА:

$$C^P + C^{и.э} N_{и} = C^{и.э} N_{и} \left(\frac{C^P}{C^{и.э} N_{и}} + 1 \right) = c_{уд} M_0 N_{и} \left(\frac{N_0}{N_{и}} + 1 \right), \quad (3)$$

где N_0 – условное количество ЛА, характеризующее объем экспериментальной отработки ЛА до заданной надежности.

Отношение $\frac{N_0}{N_{и}}$ характеризует дополнительные затраты на создание нового носителя. Использование существующего ЛА для выполнения транспортной программы означает равенство $\frac{N_0}{N_{и}} = 0$. Величине отношения $\frac{N_0}{N_{и}}$ может быть сопоставлена подтверждаемая надежность ЛА к моменту окончания его ЭО.

Согласно озвученной концепции выбора проектных параметров, произведем пошаговое рассмотрение конструктивных элементов ДУ с использованием подходящих методик расчета их характеристик.

Тепловой баланс представляет собой определенное распределение теплоты, вводимой в ДУ с топливом, затраченное на полезную работу и распределение ее по потерям (рис. 4).

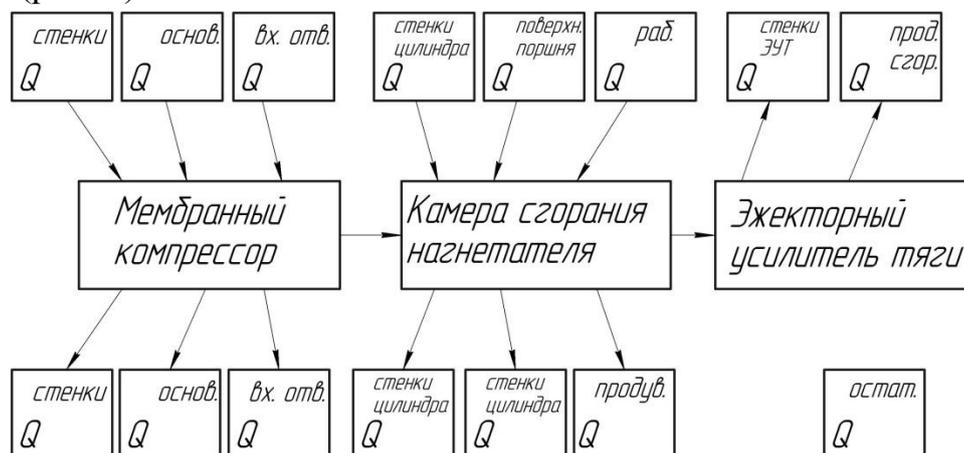


Рис. 4. Схема теплового баланса

В виду того, что нахождение составляющих уравнения теплового баланса представляет большую сложность, необходимо использовать численные методы (метод конечных разностей и интегральный метод). Принимая в качестве граничных условий такие факторы, как конструктивное ограничение скорости поршня, отсутствие скачков уплотнения в продувочных и выхлопных окнах и их размеры, температуры плавления стенок камер сгорания.

В процессе расчета при использовании пульсирующей активной струи в эжекторном усилителе тяги суммарная тяга может возрастать в гораздо большей степени (на 120 – 140 %), чем при постоянной активной струе (на 20 – 30 %). Возникновение этого явления связано с реализацией особой формы нестационарного движения газа с присоединением дополнительной массы, определяющей существенно меньшие потери и большие относительные количества присоединяемой массы, чем в случае стационарного эжектирования.

Отмеченные важные особенности взаимодействия масс в газовом эжекторном процессе с пульсирующей активной струей и возникновение при этом аномально высокого прироста тяги проявляются при соблюдении определенных условий – механико-геометрических соотношений в потоке: достаточно малые значения числа Струхаля (Sh) (0,1 или менее), достаточно большая скважность – перерывы в подаче активной струи (0,75 или более)

$$Sh = \frac{2l}{a(\tau_{\text{ц}} - \tau_{\text{а}})}, \quad (4)$$

где l – длина эжекционного канала; a – скорость звука в газе, движущемся в эжекционном канале к моменту окончания подачи активной струи; $\tau_{\text{ц}}$ – время цикла; $\tau_{\text{а}}$ – время в цикле подачи активного потока.

Так по результатам исследований математической модели КС при частоте пульсаций $f = 100$ Гц $\tau_{\text{ц}}$ и $\tau_{\text{а}}$, по сравнению с результатами экспериментов, уменьшаются примерно в 10 раз. При условии постоянства числа Sh во столько же раз должна уменьшиться и l . В свою очередь уменьшение времени для втекания в насадок воздуха ($\tau_{\text{ц}} - \tau_{\text{а}}$) потребует для сохранения коэффициента эжекции увеличение диаметра насадка d . Т.е. увеличение частоты пульсаций требует уменьшения длины насадка и соотношения l/d , что является важным фактором улучшения габаритно-массовых характеристик ПуВРД с эжекторным усилителем тяги.

Экспериментальные исследования мембраны из нержавеющей стали 35ХГРЮ и нитинола, которые проводились в диссертационной работе И.О. Щуки в условиях схожих с условиями работы мембраны в свободнопоршневом нагнетателе, показали, что при испытании четырех образцов в течение 15 часов разрушения материала мембраны не произошло, а число циклов нагружения было доведено с 10^7 до 10^9 . Испытания проводились с частотой 80 Гц. В свободнопоршневом нагнетателе мембрана работает в интервале частот 50-60 Гц, что укладывается в рамки проведенного эксперимента и подтверждает возможность использования тонкой металлической мембраны в качестве конструктивного элемента свободнопоршневого нагнетателя, способного проработать 10 часов с заданной частотой колебаний 70-80 Гц.

В третьей главе производятся расчеты по разработанным методикам и математическое моделирование различных комбинаций проектных параметров с целью определения оптимальных значений.

В частности, определены тяга, расход горючего, геометрические размеры поршневых групп, геометрические размеры эжекторного усилителя тяги, массовые характеристики комбинированного пульсирующего ВРД со свободнопоршневым нагнетателем для малоразмерных БПЛА.

Двигатель имеет поршень диаметром 0,0365 м и мощность 3,4 л. с. Размер такой поршневой группы является оптимальным для использования в качестве поршневой группы в составе свободнопоршневого нагнетателя (СПН) комбинированного пульсирующего ВРД малоразмерного БПЛА массой до 50 кг. Как показали расчеты, используя детали указанного ДВС, в качестве деталей комбинированного пульсирующего ВРД, можно получить тягу около 50 ньютонов и около 70 ньютонов при использовании эжекторного усилителя тяги. При этом важно отметить, что поршневая группа работает в менее нагруженных условиях, так как в конструкции СПН отсутствует массивный кривошип, а, следовательно, отсутствуют нагрузки, связанные с его вращением.

Важно отметить, что, основываясь на концепции использования существующих серийных конструктивных элементов ДВС, используя методику тепловых балансов, было определено, что частоту работы системы можно увеличить без ущерба и увеличения интенсивности износа деталей. Так как данная комбинированная ДУ является уравновешенной и в ней отсутствует кривошипно-шатунный узел, а, следовательно, нет бокового трения поршня о цилиндр, то повышение частоты работы положительно сказывается на эффективности системы. Использование тонких спиц, в качестве тяг, приводящих в движение мембрану, так же оказалось оправданным, так как в процессе работы тяг, основная нагрузка приходится в момент их растяжения, а незначительное усилие на момент сжатия. В классических свободнопоршневых генераторах газа (СПГГ) значительная доля массы приходится на механизм синхронизации, так как в нем применяются массивные рейки и шестерни. В предложенной конструкции, использование тонких спиц, в качестве штанг механизма синхронизации, позволило значительно снизить массу двигательной установки.

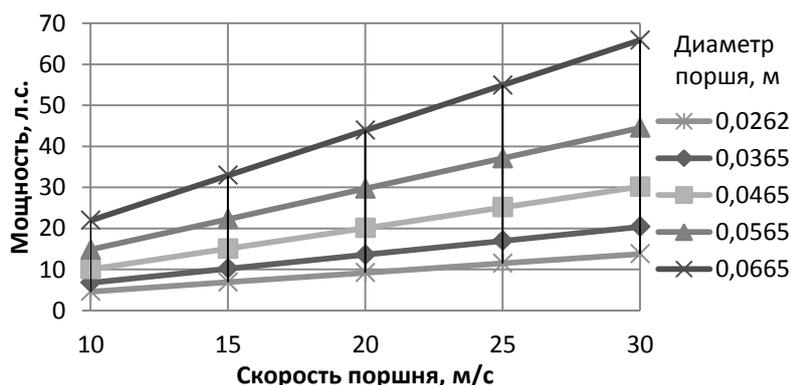


Рис. 5. Зависимость мощности комбинированного пульсирующего воздушно-реактивного двигателя от скорости поршня при различных давлениях создаваемых СПН

Учитывая вышесказанное, и заменяя классический металлический поршень керамическим, было установлено, что частоту работы установки можно увеличить еще больше. За счет повышения частоты, увеличивается количество рабочего тела, проходящего через ДУ в единицу времени. Необходимо отметить, что при этом размеры ДУ не изменяются, а, следовательно, масса остается неизменным при увеличении расхода рабочего тела. Это достигается благодаря удачным конструкторским решениям. Таким образом, тяга, создаваемая ДУ, увеличивается за счет увеличения расхода рабочего тела, а неизменность габаритных размеров, приводит, к неизменности площади миделя, следовательно, лобовое сопротивление так же остается неизменным.

Коэффициент усиления тяги K_y эжекторного усилителя определяется выражением:

$$K_y = \frac{\sqrt{\eta_3(\bar{w}_1^2 + \mu V^2)(1 + \mu) - \mu V}}{w_1 - V}, \quad (5)$$

где η_3 – КПД эжектора; μ – коэффициент эжекции; \bar{w}_1 – средняя энергетическая скорость истечения газа из активного сопла; V – скорость полета; w_1 – средняя по импульсу скорость истечения газа из активного сопла.

Величина μ является функцией скорости полета. Очевидно, что с увеличением скорости полета μ будет повышаться из-за возрастания напора набегающего потока воздуха. Количество энергии, переданной активным потоком присоединяемому, будет уменьшаться в соответствии с уменьшением разности скоростей встречи потоков, из-за уменьшения этой разности потери энергии, возникающие при взаимодействии струй – активной и присоединяемой будут уменьшаться, а η_3 будет возрастать.

В.И. Богдановым было проведено расчетное исследование дозвукового ПуВРД с эжекторным усилителем тяги (ЭУТ), выполняемого на базе золотниковой камеры сгорания с $V = \text{const}$. В основу исследования были положены экспериментальные данные, полученные в МАИ при испытаниях низкочастотной КС ($V = \text{const}$) с ЭУТ. При этом были получены следующие основные результаты расчетного исследования:

- выбранное значение коэффициента эжекции μ при увеличении скорости полета от 0 до 250 м/с возросло с 10 до 15;
- с увеличением скорости полета КПД пульсирующего эжекторного процесса возрос более чем вдвое и достигал значения 0,55 ($V_{п} = 250 \text{ м/с}$; $\mu = 15$).

Экспериментальные исследования ПуВРД, выполненные на базе золотниковой КС ($V = \text{const}$) с ЭУТ, показали, что благодаря высокой частоте рабочих пульсаций КПД процесса эжектирования η_3 значительно вырос.

На основании результатов расчетных и экспериментальных исследований высокочастотного ПуВРД с ЭУТ автор полагает, что (по крайней мере для

расчетов в первом приближении) действительный КПД процесса эжектирования на $M_{п}=0,8$ может находиться в диапазоне $0,6...0,8$ (для $\mu < 15$). Верхний предел близок к полученным в ТРДЦ КПД передачи энергии во второй контур. Большие значения $\eta_э$ соответствуют меньшим значениям μ .

С учетом вышеизложенного, автором было выполнено расчетное исследование экономичности ПуВРД с ЭУТ со следующими параметрами: $\mu = 4...8$; $\eta_э = 0,6...0,8$ для коэффициентов избытка воздуха $\alpha = 1,0; 1,3; 1,6$ и сравнение с малоразмерным ТРД ($\pi_k = 4$; $T_r = 1300K$).

Результаты исследования В. И. Богданова представлены на рис. 6 в виде зависимостей K_y от числа $M_{п}$ для заданного диапазона μ ; $\eta_э$; α . На рис. 7 представлены результаты, полученные при применении той же методики расчета с использованием в качестве входных значений, значений комбинированного ПуВРД со свободнопоршневым нагнетателем. Из графиков следует сходный характер зависимостей, что позволяет сделать вывод о корректности расчета эжекторного усилителя тяги, выполненного на основании экспериментальных исследований, имеет право на существование и показывает сходимость результатов с экспериментальными данными.

Методика апробирована в процессе расчета основных характеристик двигательной установки. Поскольку идеологической основой создания комбинированной ДУ являлось максимально возможное использование элементов уже существующих ДУ, то проверка достоверности методики тепловых балансов была элементарной задачей.

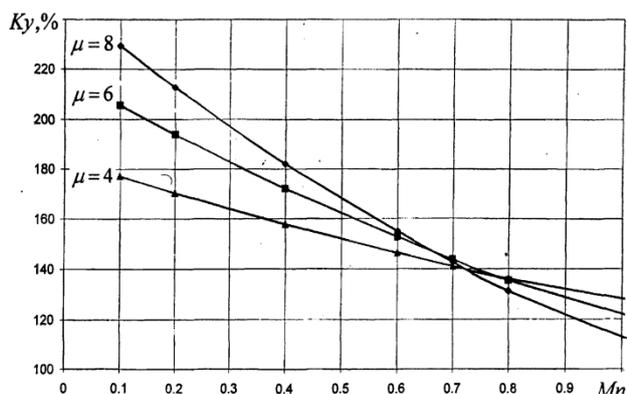


Рис. 6. Влияние скорости полета на коэффициент усиления тяги K_y
($H=0$ м; $\alpha = 1$; $\eta_э = 0,6$)

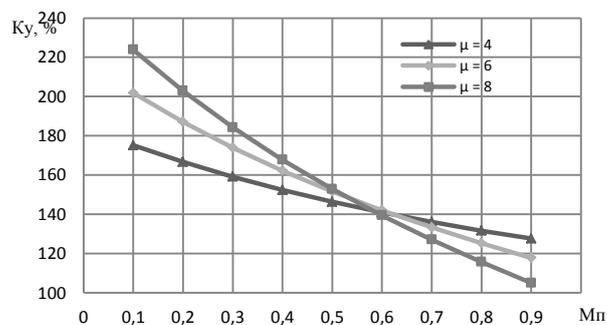


Рис. 7. Влияние скорости полета на коэффициент усиления тяги K_y комбинированного пульсирующего ВРД свободнопоршневого мембранного нагнетателя
($H=0$ м; $\alpha = 1$; $\eta_э = 0,6$)

Условием для подтверждения достоверности полученных результатов, служило соответствие рассчитанных параметров (в частности, адиабатной мощности) параметрам реально существующих ДУ, элементы которых использовались в конструкции.

В результате расчетов по разработанным методикам наиболее характерные значения тяг для различных диаметров поршней представлены в таблице.

Таблица

Расчетные данные по вариантам исполнения малоразмерных БПЛА

Наименование параметра	Расчетные данные по вариантам исполнения малоразмерных БПЛА														
	Вариант №1			Вариант №2			Вариант №3			Вариант №4			Вариант №5		
Диаметр поршня, м	0,0262			0,0365			0,0465			0,0565			0,0665		
Ход поршня, м	0,0240			0,0345			0,0440			0,0535			0,0630		
Диаметр мембраны, м	0,1405			0,1734			0,2122			0,2577			0,3119		
Объем цилиндра, см ³	12,9325			36,0807			74,6841			134,0665			218,7024		
Масса ДУ, кг	0,6850			1,4000			2,8600			8,5000			13,4000		
Скорость поршня, м/с	Мощность, л.с.	Расход горючего, г/час	Тяга, Н	Мощность, л.с.	Расход горючего, г/час	Тяга, Н	Мощность, л.с.	Расход горючего, г/час	Тяга, Н	Мощность, л.с.	Расход горючего, г/час	Тяга, Н	Мощность, л.с.	Расход горючего, г/час	Тяга, Н
10	4,59	315,7	46,9	6,79	315	69,4	10,0	315	102	14	315	108	21	314	223
15	6,88	355,2	70,4	10,1	355	104	15,0	354	153	22	354	162	32	354	335
20	9,18	394,7	93,9	13,5	394	138	20,1	394	205	29	393	216	43	393	447
25	11,4	460,4	117	16,9	460	173	25,1	459	256	37	459	270	54	459	559
30	13,7	526,2	140	20,3	525	208	30,1	525	307	44	525	324	65	524	671

В процессе расчетов определено, что условием, ограничивающим скорость движения поршня, является скачок уплотнения, возникающий на продувочных и выхлопных окнах. Используя этот фактор и применяя метод тепловых балансов, с высокой точностью удастся вычислить предельно-допустимую скорость поршня, определить геометрические размеры установки и ее составляющих: поршня, цилиндра и камеры сгорания, а также тягу, создаваемую ДУ на различных высотах полета.

Как видно из графика (рис. 8), тяга, создаваемая малоразмерным пульсирующим ВРД со СПН, пропорциональна диаметру поршня СПН. Расчет выполнен для значений скоростей поршня, не превышающих стандартных значений двигателей прототипов. Учитывая, что предложенные выше конструктивные решения позволяют увеличить скорость поршня до 20-30 м/с при использовании керамических поршней с уплотнением по газовому клину, то можно утверждать о возможности получения дополнительного прироста тяги до 30 % при той же массе ДУ. С ростом диаметра поршня, увеличивается и его масса, а следовательно, масса всей установки в целом, что негативно сказывается на удельной тяге ДУ. Так же негативным фактором при увеличении диаметра, является необходимость применения уплотнительных поршневых колец, которые резко сокращают ресурс двигателя и возможности регулирования скорости поршня.

Важно отметить влияние скорости продувки камеры СПН на охлаждение его теплонагруженных элементов. Продувка должна осуществляться таким образом, чтобы обеспечивать, с одной стороны, достаточное охлаждение узлов, а, с другой стороны, не создавать запирающие продувочные окна. В процессе расчетов было установлено, что граничным условием процесса продувки является скорость звука, превышение которой влечет за собой появление скачка уплотнения на продувочных окнах. Ниже представлена зависимость изменения температуры стенки от скорости продувки воздухом (рис. 9).

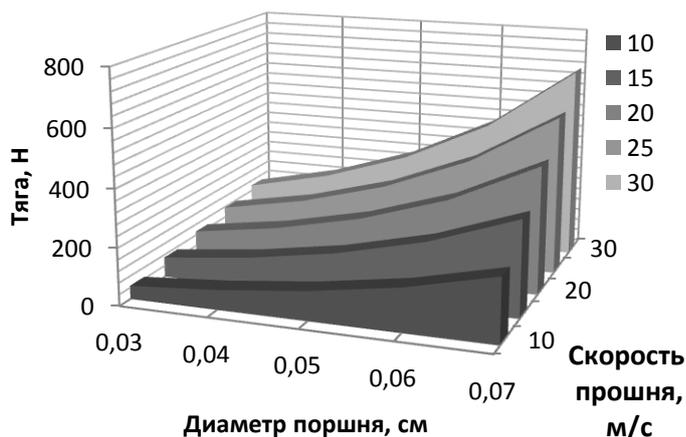


Рис. 8. Зависимость тяги комбинированного ПуВРД от диаметра поршня СПН

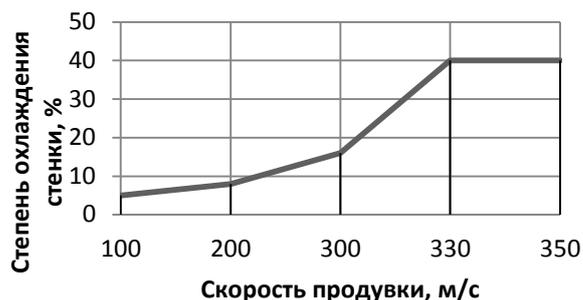


Рис. 9. Зависимость степени охлаждения стенки камеры сгорания СПН от скорости продувки

Важным фактором, определяющим характер продувки, являются так же геометрические размеры продуваемых элементов конструкции и, в первую очередь, размеры продувочных окон. В процессе конструктивной разработки необходимо решить задачу достижения оптимума:

- не имеет смысл увеличивать размеры ДУ в попытке увеличения размеров проходных сечений, т. к. разработка в этом направлении приводит к увеличению массы конструкции, росту теплонапряжённости узлов и агрегатов, а также к ухудшению общего теплового КПД
- попытка уменьшения размеров ДУ с целью уменьшения её массы приводит к уменьшению размеров проходных сечений и в итоге делает невозможным эффективное внутреннее охлаждение продувкой и так же приводит к уменьшению теплового КПД.

В работе проведена верификация разработанной методики расчета на основе сравнения полученных результатов с параметрами существующих ДВС. Принимая в качестве начальных параметров геометрические размеры поршневой группы существующего ДВС (диаметр и ход поршня) была рассчитана мощность

для модельного ряда двигателей. Отклонение составило порядка 7-9 %, что позволяет говорить о достаточной сходимости результатов (рис. 10 и рис. 11).

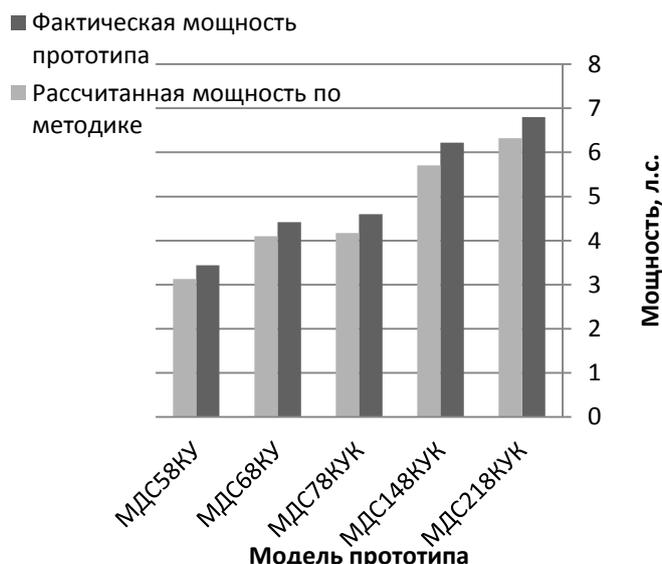


Рис. 10. Сравнение фактической и расчетной мощностей для каждого из прототипов

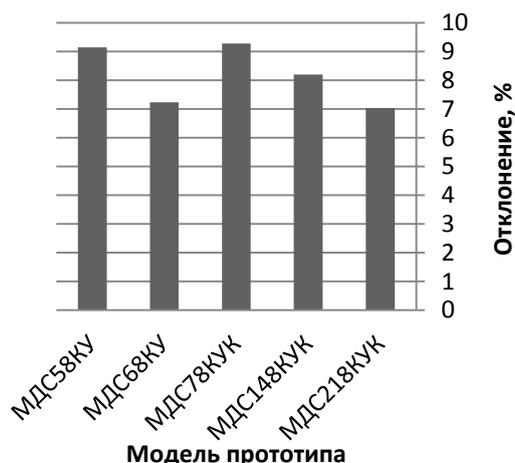


Рис. 11. Точность расчета мощности в зависимости от модели двигателя

На основании вышесказанного можно сделать вывод, что использование существующих деталей, серийно выпускаемых ДВС, в сочетании с конструкторскими решениями, а так же расчет с использованием методики тепловых балансов позволяет создать комбинированную двигательную установку не менее эффективную по сравнению с существующими ДУ.

Четвертая глава посвящена анализу полученных результатов. В главе приведен анализ статических характеристик ДУ, рассмотрены тяговая, высотная и, дроссельные характеристики.

Из проведенного анализа полученных результатов видно, что достоверность подтверждается строгостью используемого математического аппарата, а также методом сравнения параметров, полученных в результате расчета с параметрами существующих ДВС с погрешностью 5 -7 % при одинаковых исходных данных.

На основании разработанной методики проведена оценка основных параметров ЛА со стартовой массой от 1 до 100 кг и показано, что предложенный новый вариант комбинированной ДУ, обладает массовой эффективностью, сравнимой с известными разработками, и заслуживает дальнейшего более полного исследования. На основании предварительного технико-экономического анализа БПЛА лёгкого класса показано, что предложенный вариант удовлетворяет всем основным требованиям современного этапа развития средств выведения.

С целью определения оптимального конструктивного облика ДУ проведены сравнения разных вариантов комбинированного ПуВРД с винтомоторной

поршневой двигательной установкой, как наиболее распространённой ДУ применяемой на БПЛА массой до 100 кг.

Получены следующие результаты. Комбинированный ПуВРД позволяет получить реактивную тягу на 15-20 % больше, чем соответствующая ей винтомоторная установка той же массы (рис. 12). При этом важно отметить, что винтомоторная ДУ при тех же параметрах поршневой группы имеет площадь миделя значительно большую по сравнению с комбинированным ПуВРД.

В процессе расчета проектных параметров было проведено и сравнение масс комбинированного ПуВРД и винтомоторной ДУ (рис. 13). Для его корректности оценивались двигательные установки одинаковой мощности.

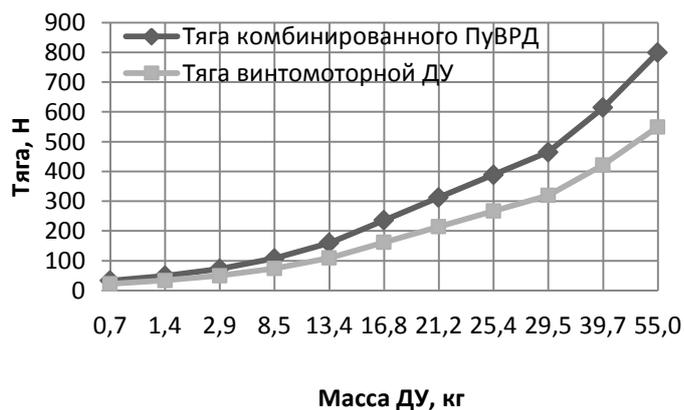


Рис.12. Сравнение тяги комбинированного ПуВРД и винтомоторной ДУ с одинаковыми поршневыми группами для различных масс

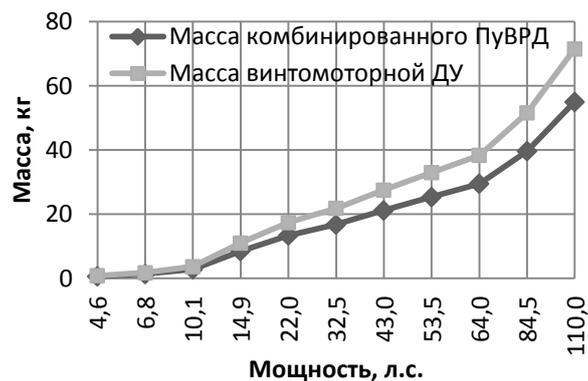


Рис. 13. Сравнение массы винтомоторной и комбинированного ПуВРД различных размеров одинаковой мощности

В результате было определено, что масса винтомоторной установки больше при одинаковой мощности и эта разница увеличивается с увеличением мощности ДУ. Это объясняется тем, что чем больше мощность ДУ, тем больше тепловая и механическая нагрузка на ее конструкцию. Не в пользу классической винтомоторной установки сказывается наличие массивного кривошипа, тогда как в комбинированном ПуВРД эта деталь отсутствует, что дает значительный выигрыш в массе.

Поскольку с одной стороны одним из самых нагруженных элементов конструкции комбинированного ПуВРД является поршневая группа, накладывающая определенные конструктивные ограничения. А так же принимая во внимание, что скорость поршня является фактором, наиболее сильно влияющим на мощность ДУ, в расчете проводилась оценка влияния скорости поршня на получаемые проектные параметры для каждого варианта.

Из рис. 14 видно, что скорость поршня оказывает значительное влияние на мощность ДУ и это влияние сохраняется с ростом ее размеров.

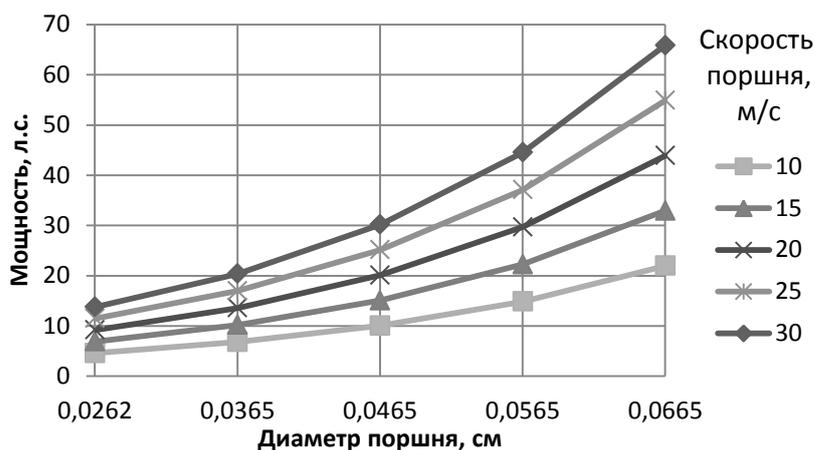


Рис. 14. Мощность комбинированного ПуВРД в зависимости от размера поршневой группы и средней скорости поршня

Такой характер зависимости объясняется тем, что в комбинированном ПуВРД при возрастании скорости поршня увеличивается не только количество топливной смеси сгораемой в единицу времени, но и то, что применение для внутреннего охлаждения продувка позволяет увеличить общий КПД установки. Увеличение скорости поршня приносит положительный результат до тех пор, пока не происходит скачок уплотнения на продувочных окнах (ориентировочно 28-30 м/с), после чего эффективная продувка не возможна.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате проведенной работы предложена методика обоснования проектных параметров малоразмерного пульсирующего ВРД с подачей рабочего тела с помощью СПН.

Основные результаты проведенной работы:

1. Поставлена и решена задача разработки методической базы и выбора основных проектных параметров ДУ, представляющей собой нетрадиционное сочетание свободнопоршневого нагнетателя рабочего тела и реактивной пульсирующей системы. Предложена перспективная конструктивная схема комбинированного ПуВРД, обладающая новизной и исследованная впервые. Эта концепция исследуется в настоящей работе и для её реализации предложен принципиально новый тип пульсирующего ВРД с эжекторным усилителем тяги.

2. Представлена разработанная методика выбора проектных параметров комбинированного ПуВРД, представляющая собой синтез методов расчета конструктивных элементов, достоверность которых подтверждается существованием прототипов с характеристиками близкими к характеристикам, полученным с ее помощью. Отклонение составило порядка 7-9 %, что позволяет говорить о достаточной сходимости результатов.

3. Определены основные параметры двигательной установки для БПЛА массой до 50 кг и сделаны выводы о том, что условием, ограничивающим скорость движения поршня, является скачок уплотнения, возникающий на

продувочных и выхлопных окнах. Используя этот фактор и применяя метод тепловых балансов, с высокой точностью удается вычислить предельно-допустимую скорость поршня (10-30 м/с), определить геометрические размеры установки и ее составляющих: поршня (диаметр 0,0365 м), цилиндра и камеры сгорания, а также тягу (70,3 Н), создаваемую ДУ на различных высотах полета до 10 км.

4. Граничным условием процесса продувки является скорость звука, превышение которой влечет за собой появление скачка уплотнения на продувочных окнах. В то же время попытка уменьшения размеров ДУ с целью уменьшения ее массы приводит к уменьшению размеров проходных сечений и в итоге делает не возможным эффективное внутреннее охлаждение продувкой и так же приводит к уменьшению теплового КПД.

5. Опираясь на данные экспериментальных исследований, подтверждена возможность использования тонкой металлической мембраны в качестве конструктивного элемента свободнопоршневого нагнетателя, способного проработать до 10 часов с заданной частотой колебаний 70-80 Гц.

6. На основании разработанной методики проведена оценка основных параметров ЛА со стартовой массой от 1 до 100 кг и показано, что предложенный новый вариант комбинированного ПуВРД, обладает массовой эффективностью, сравнимой с известными разработками, и заслуживает дальнейшего более полного исследования.

7. На основании предварительного технико-экономического анализа БПЛА лёгкого класса показано, что предложенный вариант удовлетворяет всем основным требованиям современного этапа развития средств выведения.

ПУБЛИКАЦИИ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

Публикации в рецензируемых изданиях:

1. Лапушкин В.Н., Минин Н.В. Термодинамические и тепловые процессы в малоразмерном ВРД с мембранным свободнопоршневым газогенератором топливной смеси // Вестник Московского авиационного института. 2010. Т. 17. № 4. С. 96-105.

2. Минин Н.В. Применение комбинированного пульсирующего воздушно-реактивного двигателя в качестве двигательной установки для малоразмерных беспилотных летательных аппаратов // Труды МАИ. 2017. № 95. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=83960> (дата обращения: 28.09.2017).

Патенты:

3. Пат. 94634 Российская федерация, МПК F02B 71/04. Воздушно-реактивный двигатель с мембранным компрессором [Текст] / Лапушкин Виктор Николаевич (Ru), Минин Николай Владимирович (Ru); заявитель и

патентообладатель Московский авиационный институт (RU). - № 2009139454/22; заявл. 26.10.2009; опубл. 27.05.2010; Бюл. № 15. – 2 с.:ил.

4. Пат. 101737 Российская федерация, МПК F02B 71/04. Комбинированная силовая установка с МГД генератором [Текст]/ Лапушкин Виктор Николаевич (Ru), Минин Николай Владимирович (Ru); заявитель и патентообладатель Московский авиационный институт (RU). - № 2010137623/28; заявл. 10.09.2010; опубл. 27.01.2011; Бюл. № 3. – 2 с.:ил.

5. Пат. 124740 Российская федерация, МПК F02B 71/04. Малоразмерный пульсирующий ракетный двигатель многоцветного управляемого запуска на жидком и пастообразном топливе [Текст]/ Лапушкин Александр Дмитриевич (Ru), Лапушкин Виктор Николаевич (Ru), Медведский Александр Леонидович (Ru), Минин Николай Владимирович (Ru); заявитель и патентообладатель Московский авиационный институт (RU). - № 2012138042/06; заявл. 05.09.2012; опубл. 10.02.2013; Бюл. № 4. – 2 с.:ил.

6. Пат. 151075 Российская федерация, МПК F02B 71/04. Малоразмерный пульсирующий ракетный двигатель коррекции со свободнопоршневой подачей топливных компонентов [Текст]/ Алифанов Олег Михайлович (Ru), Лапушкин Виктор Николаевич (Ru), Медведский Александр Леонидович (Ru), Минин Николай Владимирович (Ru), Финченко Валерий Семенович (Ru); заявитель и патентообладатель Московский авиационный институт (RU). - № 2014135172/28; заявл. 28.08.2014; опубл. 20.03.2015; Бюл. № 8. – 2 с.:ил.

7. Пат. 151217 Российская федерация, МПК F02B 71/04. Малоразмерный пульсирующий ракетный двигатель коррекции со свободнопоршневой подачей топливных компонентов [Текст]/ Алифанов Олег Михайлович (Ru), Лапушкин Виктор Николаевич (Ru), Медведский Александр Леонидович (Ru), Минин Николай Владимирович (Ru), Финченко Валерий Семенович (Ru); заявитель и патентообладатель Московский авиационный институт (RU). - № 2014135173/28; заявл. 28.08.2014; опубл. 27.03.2015; Бюл. № 9. – 2 с.:ил.

Публикации в других научных изданиях:

8. Минин Н.В., Лапушкин В.Н. Экспериментальный ВРД со свободнопоршневым компрессором мембранного типа // Сборник тезисов Международной конференции «Новые рубежи авиационной науки», 19-23 августа 2007 г., Москва. – Изд-во: ЦАГИ, 2007 – 268 с.: ил. С. 168-171.

9. Минин Н.В., Лапушкин В.Н. Экологически чистый ВРД со свободнопоршневым приводом высокой степени сжатия и мембранным компрессором // Материалы 6-ой Международной конференции «Авиация и

космонавтика – 2007», 1-4 октября 2007 г., Москва. – Изд-во: МАИ, 2007 – 340 с.: ил. С. 54-58.

10. Минин Н.В., Лапушкин В.Н. Технологические особенности создания малоразмерного высотного ВРД со свободнопоршневым приводом высокой степени сжатия и мембранным компрессором // Материалы 7-ой Международной конференции «Авиация и космонавтика – 2008», 20-23 октября 2008 г., Москва. – Изд-во: МАИ, 2008 – 356 с.: ил. С. 89-94.

11. Минин Н.В., Лапушкин В.Н. Малоразмерный высотный ВРД со свободнопоршневым приводом высокой степени сжатия и мембранным компрессором // Материалы 8-ой Международной конференции «Авиация и космонавтика – 2009», 26-29 октября 2009 г., Москва. – Изд-во: МАИ, 2009 – 350 с.: ил. С. 151-154.

12. Минин Н.В., Лапушкин В.Н. Особенности термодинамического расчета малоразмерного ВРД со свободнопоршневым приводом и мембранным компрессором // Труды XVII Школы-семинара молодых ученых и специалистов под руководством академика РАН А. И. Леонтьева, «Проблемы газодинамики и тепломассообмена в аэрокосмических технологиях», 25-29 мая 2009 г., Жуковский. – Изд. дом МЭИ, 2009 – 424 с.: ил. С. 276-278.