

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ

«МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)»

На правах рукописи

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

ДИССЕРТАЦИЯ
на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Научный руководитель:
профессор, доктор технических наук
Галеев Айвенго Гадыевич

Москва - 2017

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ.....	3
Глава 1. СУЩЕСТВУЮЩИЕ И ПЕРСПЕКТИВНЫЕ ДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ БПЛА	20
1.1. Основные типы малоразмерных авиационных двигателей. Обзор.	20
1.2. Анализ особенностей современных малоразмерных двигательных установок	26
1.3. Выводы по главе 1	34
Глава 2. ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ПРИНЦИПЫ КОМБИНИРОВАННОГО ПУЛЬСИРУЮЩЕГО ВРД СО СВОБОДНОПОРШНЕВЫМ НАГНЕТАТЕЛЕМ И МЕТОДИКИ РАСЧЕТА	35
2.1. Предлагаемая схема комбинированного пульсирующего ВРД со свободнопоршневым нагнетателем.....	35
2.2. Выбор проектных параметров	41
2.3. Выбор критериев эффективности при проектировании БПЛА	43
2.4. Методика расчета комбинированного ПуВРД со свободнопоршневым нагнетателем методом тепловых балансов.....	48
2.5. Методика тепло-термодинамического расчета комбинированного пульсирующего ВРД со свободнопоршневым нагнетателем	54
2.6. Ресурсный анализ свободнопоршневого мембранного нагнетателя...	63
2.7. Методика расчета политропических процессов продувки цилиндра .	68
2.8. Выводы по главе 2	80
Глава 3. РАСЧЕТ И КОНСТРУКТИВНАЯ РАЗРАБОТКА КОМБИНИРОВАННОГО ПУЛЬСИРУЮЩЕГО ВРД СО СВОБОДНОПОРШНЕВЫМ НАГНЕТАТЕЛЕМ	82
3.1. Комбинированный пульсирующий ВРД со свободнопоршневым нагнетателем	82
3.2. Расчет вариантов малогабаритных БПЛА со свободнопоршневым нагнетателем и их характеристики.....	91
3.3. Выводы по главе 3	100
Глава 4. РЕЗУЛЬТАТЫ ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИХ РАСЧЕТОВ КОМБИНИРОВАННОГО ПУЛЬСИРУЮЩЕГО ВРД СО СВОБОДНОПОРШНЕВЫМ НАГНЕТАТЕЛЕМ	101
4.1. Анализ полученных статических характеристик комбинированного пульсирующего ВРД со свободнопоршневым нагнетателем.....	101
4.2. Результаты расчетов комбинированного пульсирующего ВРД со свободнопоршневым нагнетателем.....	109

4.3. Некоторые особенности малоразмерных двигателей	115
4.4. Выводы по главе 4	123
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	124
СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ.....	126
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ	127

ВВЕДЕНИЕ

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. А также такие ЛА оказывают значительно меньшее негативное воздействие на окружающую среду.

Важно отметить, что беспилотные ЛА не несут биологический объект на своем борту и систему его жизнеобеспечения. Конструктивная компоновка таких аппаратов является более эффективной по сравнению с самолетами. Современные БПЛА обладают возможностями полностью автоматического полета, могут вести комплексный мониторинг, передавая данные в реальном масштабе времени наземному оператору, так и автономно, записывая данные мониторинга на носитель информации. В некоторых особых ситуациях БПЛА могут быть не возвращаемыми, например, при мониторинге ядерных катастроф и других чрезвычайных ситуаций. Применение пилотируемых ЛА в подобных ситуациях зачастую невозможно без исключения риска для жизни пилота и снижения массы полезной нагрузки за счет необходимости установки дополнительного оборудования в системах защиты и жизнеобеспечения.

Достоинства дистанционно пилотируемых аппаратов, в полной мере, проявляются в малоразмерных БПЛА [86]. По сравнению с крупноразмерными БПЛА малоразмерные более дешевы в изготовлении, а, следовательно, их можно изготовить большее количество. Такие аппараты легко транспортировать на большие расстояния, им, в отличие от крупноразмерных БПЛА, не нужна подготовленная взлетно-посадочная полоса. Малоразмерные БПЛА малозаметны и их сложно уничтожить средствами противовоздушной обороны [5, 6, 7].

Классификация, классы и области применения БПЛА приведены на рис. 01 и табл. 01.

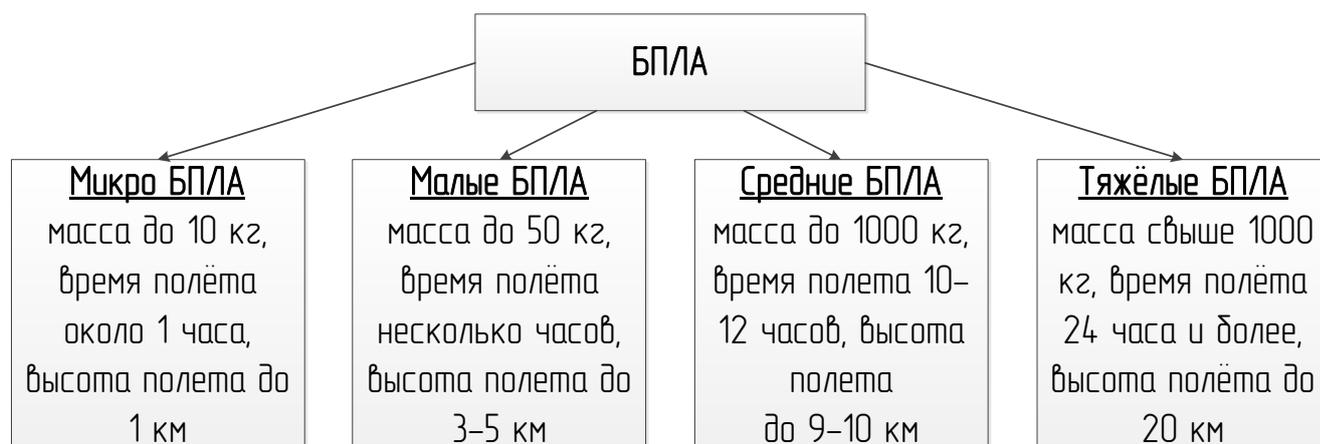


Рис. 01. Классы БПЛА

Таблица 01. Области применения БПЛА

Область применения БПЛА	
Гражданские	Военные
<ul style="list-style-type: none"> • Для видео и других типов мониторинга удаленных или протяженных объектов, таких как газопроводы, нефтепроводы и ЛЭП; • Для видеомониторинга, при ликвидации пожаров высокой категории сложности; • В системе воздушной разведки для предотвращения лесных пожаров; • Для поисково-спасательных операций; • Для мониторинга опасных объектов, таких как атомные станции и химические производства в случае аварии; • Видеомониторинг, в том числе во время массовых мероприятий, в интересах правоохранительных и силовых структур; • Предотвращение несанкционированных вырубок леса, браконьерства в национальных парках и заповедниках; • Мониторинг дорожной обстановки; • Фотосъёмка с воздуха различных объектов; • Для составления топографических карт, оперативное картографирование; • Контроль сельскохозяйственных угодий; • Для научных исследований, в том числе атмосферных и метеонаблюдений; • Экологический мониторинг с воздуха; • Разведка ледовой обстановки. 	<ul style="list-style-type: none"> • Обеспечение обмена информацией в едином информационном поле зоны ведения боевых действий в реальном масштабе времени; • Обеспечение связи при управлении боевыми действиями; • Ведение радиоэлектронной и радиотехнической разведки, радиоэлектронной борьбы; • Обеспечение целеуказания, корректирования и управления средствами поражения, запущенными с других носителей; • Непосредственное применение средств поражения; • Для охраны государственных границ.

БПЛА принято классифицировать:

- по типу схемы построения: самолётной или вертолётной;
- по массогабаритным характеристикам: малые, средние, тяжелые;

- по кратности применения: одноразового и многократного использования;
- по типу старта: наземного, воздушного, воздушно-космического и космического старта;
- по типу посадки: с посадкой по-самолётному (с пробегом) или вертикально, а также с помощью парашюта;
- по назначению: для разведки и целеуказания, фото- или видеосъемки, радиоэлектронной борьбы, нанесения ударов по наземным (морским) целям, проведения лётных экспериментальных исследований и т.д.

Вне зависимости от классификаций и сфер применения в конструкции дистанционно-пилотируемых летательных аппаратов можно выделить следующие обязательные элементы (рис. 02): фюзеляж (корпус), устройства, создающие подъемную силу (крылья либо несущие воздушные винты), блок полезной нагрузки, блок системы управления, блок двигательной установки, посадочную систему или систему шасси, блок органов управления.

Фюзеляж (корпус)	Крылья и оперение	Полезная нагрузка	Система управления	Шасси	Двигательная установка
---------------------	----------------------	----------------------	-----------------------	-------	---------------------------

Рис. 02. Основные элементы конструкции БПЛА

При анализе и выборе проектных параметров, определяющих облик малоразмерного БПЛА, необходимо отметить, что в настоящее время существует ряд отработанных конструктивных схем и компоновочных решений, позволяющих создать эффективный ЛА. Использование современных материалов, обладающих малой массой и высокой прочностью, позволяет успешно решать конструкторские задачи по проектированию фюзеляжа и планера. Использование миниатюрных электронных компонентов в составе полезной нагрузки и системе управления, имеющих малую массу и меньшие требования по энергообеспечению [70, 76, 81], положительно сказывается на значениях критериев эффективности БПЛА [32, 59, 68].

Однако, отсутствие эффективной двигательной установки, особенно для малоразмерных БПЛА, ограничивает использование аппаратов такого класса, несмотря на очевидные достоинства и широкие возможности применения.

Авиационное двигателестроение – это высочайший уровень научных исследований и высоких технологий. Создание нового авиационного двигателя с высокими показателями по массе, габаритам и топливной экономичности – весьма трудоемкий процесс, требующий сложных и длительных испытаний и занимающий длительный период времени, как правило, 12 – 15 лет.

Основателем современной теории воздушно-реактивных двигателей (ВРД) является академик Б.С. Стечкин, который еще в 1929 г. опубликовал работу «Теория воздушного реактивного двигателя».

После Великой Отечественной войны авиадвигателестроительная промышленность нашей страны сумела быстро приступить к созданию реактивных двигателей. Первыми крупносерийными турбореактивными двигателями (ТРД) были двигатели РД-45 и ВК-1, созданные под руководством известного авиаконструктора В.Я. Климова в конце 40-х – начале 50-х гг. прошлого века.

В последующие годы в ОКБ-300 выдающимся авиаконструктором А.А. Микулиным, заместителем которого был Б.С. Стечкин, был создан ряд уникальных по своим параметрам ТРД. Среди них АМ-3, устанавливаемый на тяжелом бомбардировщике Ту-16 и первом в мире реактивном лайнере Ту-104, РД-9Б с первой в мире трансзвуковой ступенью в компрессоре и Р11-300.

Превосходящие по ряду параметров мировой уровень авиационные ГТД были созданы также под руководством выдающихся конструкторов академика А.М. Люльки, академика Н.Д. Кузнецова, О.И. Кудрина, С.К. Туманского, В.А. Добрынина и других.

Значительный вклад в исследование термодинамических и теплофизических свойств продуктов сгорания (ПС) и аэро-термохимических процессов в энергоустановках был внесен академиком В.Е. Алемасовым [3]. Одно из направлений научных исследований – теория тепловых ракетных двигателей на

химическом топливе. В.Е. Алемасов со своими учениками разработал методы расчета сложных физико-химических процессов в ракетных двигателях и их агрегатах.

Большое значение имеют труды чл.-корр. РАН А.П. Ваничева, посвященные исследованиям энергетических установок, развитию методов расчета процессов теплопроводности, горения, течений реагирующих газов с учетом кинетики физических и химических процессов [15].

В указанных работах, несмотря на их фундаментальную значимость, не нашли отражение обоснование и выбор двигательных установок для БПЛА.

В диссертационной работе Власенко В.Г. «Выбор основных проектных параметров двухступенчатого ЛА с воздушно-реактивным ускорителем 1-й ступени» [18], рассматривается близкая к указанной теме проблематика – исследуется двухступенчатый летательный аппарат, предназначенный для выведения космических аппаратов на низкие околоземные орбиты, с многократным ускорителем первой ступени, использующим воздушно-реактивные двигатели в качестве маршевой двигательной установки. Однако, не смотря на схожесть задач указанный объект исследования нельзя в полной мере отнести к БПЛА. В работе рассмотрены двигатели классической схемы, применяемые на аппарате легкого класса, которые наследуют недостатки полноразмерных агрегатов.

В диссертационной работе Сейфетдинова Р.Б. «Разработка методов моделирования рабочего процесса пульсирующего воздушно-реактивного двигателя с аэродинамическим клапаном» [74] исследуется повышение эффективности процессов проектирования и доводки ПуВРД за счет разработки методов моделирования рабочего процесса на основе результатов экспериментально-теоретических исследований. Автором разработана методика одномерного численного моделирования рабочего процесса ПуВРД, которая может быть применена при проектировании ПуВРД с механическим и аэродинамическим клапаном, а также при проектировании впускных и выпускных систем двигателей внутреннего сгорания (ДВС). Однако, в данной работе не

исследуется вопрос ухода от применения клапана ПуВРД как от наиболее ресурсоемкого элемента конструкции и замены его иным механизмом с длительным временем работы.

Таким образом, **актуальность темы** диссертационной работы определяется потребностью создания методики выбора проектных параметров комбинированного пульсирующего ВРД со свободнопоршневым нагнетателем в качестве перспективной силовой установки для малоразмерных беспилотных летательных аппаратов, которая позволит им максимально полно выполнять поставленные перед ними задачи.

Существующие малоразмерные поршневые двигатели имеют малый ресурс работы – порядка 200 часов. При работе на высотах более 2000 метров требуют наддува и не экономичны. К недостаткам существующих поршневых двигателей можно так же отнести значительные вибрации кривошипно-шатунного механизма и большую площадь миделя, за счет конструктивных особенностей исполнения двигателей такого типа. Применение винтов и импеллеров делает БПЛА с поршневыми двигателями уязвимыми для средств противовоздушной обороны.

Создание же альтернативных малоразмерных газотурбинных двигателей классических схем экономически не выгодно и довольно затруднительно с технической стороны. Сложность заключается в больших потерях при перетекании на лопатках турбокомпрессорного агрегата и низкой лобовой тяги при использовании центробежных компрессоров и центростремительных турбин в них. Применение истекающей горячей реактивной струи в качестве движителя БПЛА с реактивным двигателем, делает такой БПЛА уязвимым для инфракрасных головок самонаведения средств противовоздушной обороны.

Эффективным решением двигательной установки для малоразмерного БПЛА является переход к комбинированной силовой установке с внутренним охлаждением топливной смесью, содержащей свободнопоршневой нагнетатель (СПН) в качестве источника рабочего тела для эжекторного усилителя тяги (ЭУТ) в качестве движителя и мембранный компрессор в качестве системы наддува.

Создание двигательной установки БПЛА предусматривает максимальное использование уже созданных методик расчета, технологических приемов и деталей поршневых кривошипных двигателей внутреннего сгорания. Идеологической основой комбинированного пульсирующего воздушно-реактивного двигателя является возможность использования свободнопоршневого компрессора. К комбинированному ПуВРД предъявляется ряд жестких условий и требований, определяющих его существование.

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.

Рассматриваемая в настоящей диссертационной работе **научная задача** посвящена разработке методики определения проектных параметров малоразмерной комбинированного пульсирующего ВРД со свободнопоршневым нагнетателем. С развитием беспилотной техники в малоразмерных двигательных

установках для увеличения их эффективности (массовой, экономичной, тепловой, частотной...) появляется возможность создания нетрадиционных конструкций, позволяющих осуществлять преобразование химической энергии топлива в реактивную тягу малоразмерной двигательной установки.

В случае полного отсутствия атмосферы конструкция новых комбинированных установок должна позволять использование нетрадиционных средств сжатия рабочего тела. За счет увеличения частоты работы, с переходом на меньшие объемы, поступающие в единицу времени, появляется возможность сохранять давление подачи мембранно-поршневыми средствами, позволяющими осуществлять подачу топливных компонентов и работу в свободнопоршневых нагнетателях, форсажных камерах и камерах дожигания, в соплах которых осуществляется сверхзвуковое истечение продуктов сгорания.

Основная идеология работы – использование свободно поршневой техники в атмосфере, а в перспективе и в космосе, в качестве системы подачи рабочего тела в эжекторный усилитель тяги с применением охлаждения теплонапряженных узлов продувкой топливной смесью. Предложенная методика позволяет произвести расчет и построение всех необходимых характеристик двигательных установок для совмещения с соответствующим проектным заданием на БПЛА, с учетом атмосферы Земли и космического пространства в качестве возможных областей применения [75].

Цель настоящей работы состоит в разработке методики обоснования проектных параметров комбинированного 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.

В работе поставлены и решены следующие основные задачи

- Проведение анализа используемых ДУ в атмосферном варианте для малоразмерных БПЛА.
- Выбор конструктивных и термодинамических параметров ДУ с учетом разнообразия существующих изобарных и периодически действующих двигателей.
- Рассмотрение классических методов расчета ДУ и исследование возможности их использования для расчета новых конструктивных схем малоразмерных ДУ. Анализ новых конструктивных решений, в том числе и идеологии охлаждения продувкой теплонапряженных узлов малоразмерных двигателей, используемых в условиях различных окружающих сред.
- Проведение полного термодинамического расчета свободно поршневого нагнетателя и системы подачи компонентов топлива. Разработка системы безнасосной динамической подачи топливных компонентов в камеры сгорания свободно поршневого нагнетателя.
- Разработка проектного решения для различных типов малоразмерных аппаратов и различных условий их эксплуатации, позволяющее исключить влияние «классических недостатков» двигателя большого размера, таких как значительные потери в зазорах лопаточных машин, воздействия теплового расширения, неоправданного роста массовых характеристик за счет наличия высоких температур и тяжелых материалов для противостояния разрушительному тепловому действию на конструкцию.
- Исследование повышения тяговой эффективности пульсирующего ВРД путем присоединения дополнительной массы в эжекторном усилителе тяги.
- Разработка методики определения проектных параметров комбинированного пульсирующего ВРД со свободнопоршневым нагнетателем, обеспечивающего выполнение малоразмерным БПЛА поставленной задачи.

Методы исследования. Задача определения оптимальных параметров комбинированного пульсирующего ВРД со свободнопоршневым нагнетателем

формулируется следующим образом: значения конструктивных параметров реактивной системы выбираются так, что бы реактивная система обеспечивала доставку полезной нагрузки на заданную высоту при минимальных энергетических затратах, обладала минимальной массой и высокой эксплуатационной надежностью составляющих элементов.

Для решения поставленной задачи привлекаются:

- 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.

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 – двигателем 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.

На защиту выносятся результаты проведенных автором исследований по вопросам теории и методики выбора и определения проектных параметров

комбинированного пульсирующего ВРД со свободнопоршневым нагнетателем для работы в атмосфере на различных высотах. К результатам относятся:

- методика определения проектных и конструктивных параметров комбинированного пульсирующего ВРД со свободнопоршневой системой подачи топливных компонентов;

- методика определения оптимального соотношения параметров процесса охлаждения внутренних теплонагруженных узлов продувкой топливной смесью;

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

- 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. Постановка задач исследования, анализ основных проблем, методы 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 тепломассообмена в аэрокосмических технологиях» (г. Жуковский, 2009). [49, 50, 51, 52, 53].

Результаты работы внедрены на ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина и используются в учебном процессе на кафедре 610 «Управление эксплуатацией ракетно-космических систем» Федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)».

Публикации. По теме диссертации опубликовано 12 работ, 2 статьи в рецензируемых научных изданиях из Перечня ВАК Минобрнауки РФ [46, 48], 5 патентов РФ на полезные модели [60, 61, 62, 63, 64], 5 тезисов докладов на Международных конференциях [49, 50, 51, 52, 53].

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

Содержание работы.

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

В первой главе диссертационной работы рассматриваются общие вопросы существующих малоразмерных авиационных двигателей применяемых на БПЛА, обращается внимание на их характерные особенности, производится сравнение воздушно-реактивного двигателя с двигателями других типов, определяются области оптимального применения, исследуются недостатки современных двигательных установок.

Проведенный анализ показывает, что определенный интерес представляет использование в качестве двигательной установки 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 самонаддува. 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 методикам определения основных проектных параметров. В начале главы представлена конструктивная схема комбинированного малоразмерного пульсирующего ВРД с подачей рабочего тела с помощью свободно поршневого нагнетателя в эжекторный усилитель тяги, в качестве двигательной установки 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 потребные 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.

При рассмотрении метода тепловых балансов делается вывод о том, 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 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.

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 двигательной установкой на различных высотах полёта.

На основании вышесказанного можно сделать вывод, что использование существующих деталей, серийно выпускаемых ДВС, в сочетании с конструкторскими решениями, а также расчет с использованием метода тепловых балансов позволяет создать комбинированную ДУ, более эффективную по сравнению с существующими двигательными установками.

Четвертая глава посвящена анализу полученных результатов. В главе приведен анализ статических характеристик ДУ, рассмотрены тяговая, высотная, 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. А так же сравнения с малоразмерным ПуВРД применяемом в качестве ДУ БПЛА-мишени.

Получены следующие результаты. Комбинированная ДУ позволяет получить реактивную тягу на 15 – 20 % больше, чем соответствующая ей винтомоторная установка той же массы. При этом важно отметить, что винтомоторная ДУ при тех же параметрах поршневой группы имеет площадь миделя, значительно большую по сравнению с комбинированной ДУ. Геометрические размеры классического ПуВРД превышают размеры комбинированной ДУ при сопоставимых величинах тягового усилия.

В процессе расчета проектных параметров было проведено и сравнение масс комбинированной и винтомоторной ДУ. Для его корректности оценивались ДУ одинаковой мощности. В результате было определено, что масса винтомоторной установки больше массы комбинированной 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, когда как в комбинированной ДУ эта деталь отсутствует, что дает значительный выигрыш в массе.

Глава 1. СУЩЕСТВУЮЩИЕ И ПЕРСПЕКТИВНЫЕ ДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ БПЛА

1.1. Основные типы малоразмерных авиационных двигателей. Обзор.

Наиболее общей и важной особенностью всей совокупности двигателей является возможность разделения ее на две принципиально отличные группы: группу двигателей, способных работать только в пределах атмосферы, и группу двигателей, не требующих для своей работы наличия атмосферы.

Практически важное отличие этих двух групп двигателей заключается в использовании двигателями первой группы в качестве основной массы рабочего тела атмосферы (воздуха), тогда как у двигателей второй группы рабочее тело находится на борту ЛА. Классификация воздушно-реактивных и ракетных двигателей представлена на рис. 1.1.

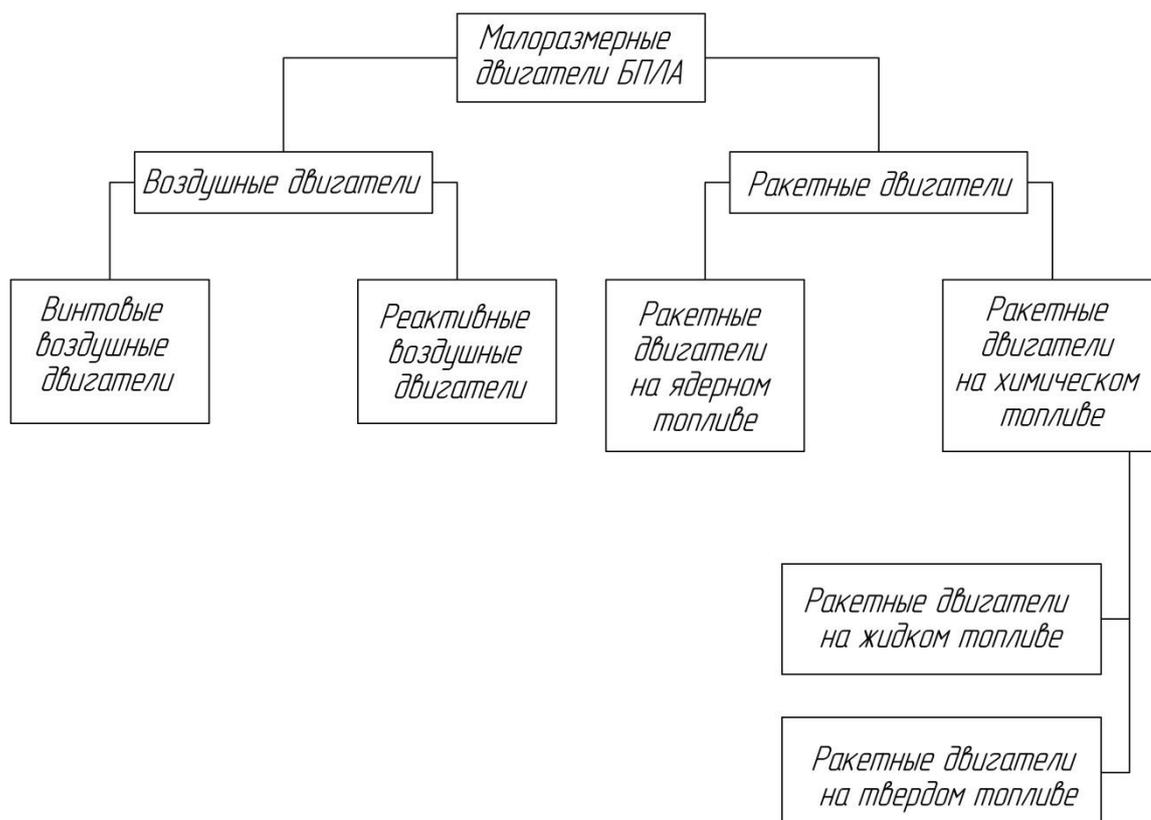


Рис. 1.1. Классификация основных типов авиационных и ракетных двигателей, используемых на БПЛА

Двигатели первого типа назовем атмосферными или, применительно к земным условиям, воздушными, а второго типа – ракетными.

Воздушные двигатели, в дальнейшем, делятся на двигатели, у которых тепловая машина и движитель не совмещаются в одном агрегате, и на двигатели, у которых тепловая машина и движитель представляют собой единый агрегат.

Двигатели первой группы условно назовем винтовыми воздушными двигателями и второй – реактивными воздушными двигателями.

Как известно, основными представителями группы винтовых воздушных двигателей являются винтомоторные двигатели, имеющие воздушный винт в качестве движителя и представляющие собой поршневой двигатель. В качестве поршневого двигателя могут использоваться четырехтактные и двухтактные двигатели Отто и Дизеля, и менее распространенные двигатели Ванкеля и Аткинсона.

Основными двигателями для ЛА массой до 200-300 кг являются поршневые двигатели с нерегулируемым тяговым винтом, имеющим не постоянный КПД по скорости полёта, высоте и ограничение по прочности движителя и сложности его регулирования в малом размере. Окружные скорости лопасти воздушного винта доходят до 300-500 м/с. Это ограничение является определяющим с точки зрения шума воздушного винта, который прямо пропорционально зависит от сечения лопасти, окружной скорости лопасти и обратно пропорционально от диаметра винта и количества лопастей.

Приемлемый на сегодня уровень шумов (для населенных пунктов) соответствует окружной скорости – 160 - 180 м/с. Определив, исходя из этой условной нормы диаметр винта, и максимальное число его оборотов, можно установить передаточное отношение от вала двигателя к валу винта.

Например, для диаметра 2 м допустимое по уровню шума число оборотов будет около 1500 об/мин (для диаметра 1 м – около 3000 об/мин), представленные на рис. 1.2; таким образом, передаточное отношение при числе оборотов двигателя 4500 об/мин составит около 3 (для диаметра 1 м – около 1,5) [47].

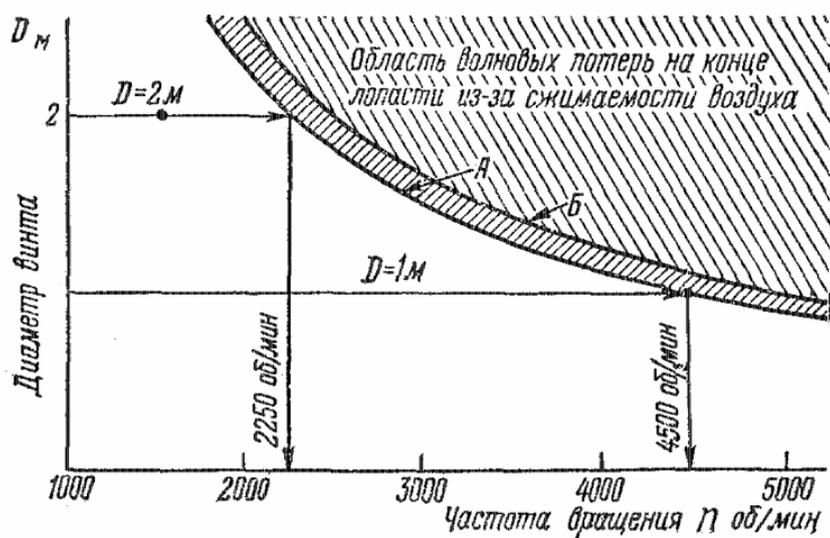


Рис. 1.2. Ограничение окружной скорости и диаметра воздушного винта по частоте вращения и допустимому шуму

Следовательно, имеет место ограничение возможности повышать частоту вращения вала двигателя без применения редуктора, либо мультипликатора. Однако установка редуктора либо мультипликатора приводит к увеличению массы винтомоторной установки до 15 % [2]. При установке редуктора следует учитывать его коэффициент полезного действия: мощность, подводимая к винту, уменьшается на величину потерь в передаче. Значения же коэффициента полезного действия (КПД) таковы: для шестеренчатой одноступенчатой передачи с прямозубыми шестернями (цилиндрическими) составляет 0,99; с прямозубыми коническими шестернями – 0,98. Следует заметить, что КПД шестеренчатой передачи падает при снижении точности ее изготовления и сборки, и может достигать до 0,94 и даже до 0,9. КПД клиноремённой передачи – в пределах 0,95 – 0,97; цепной – 0,94 - 0,98. Если КПД передачи с учетом трения в подшипниках равняется 0,9 - 0,8, то тяга составит (соответственно) 0,94 – 0,86 от тяги поршневого двигателя [2].

Группу реактивных воздушных (атмосферных) двигателей, используемых на БПЛА, представляют турбореактивные воздушные двигатели и прямоточные воздушно-реактивные двигатели, принципиальное отличие которых заключается в том, что у прямоточных воздушно-реактивных двигателей сжатие воздуха

происходит за счет подвода механической энергии в тракте двигателя. Необходимое для работы двигателя повышение статического давления происходит только за счет торможения движущегося воздуха во входном устройстве воздухозаборника (Lockheed D-21). Необходимо отметить, что ВРД нашли применение на БПЛА среднего класса с массой от 500 кг (Боинг X-48), однако если проводить сравнение с классическими полноразмерными ТРД (General Electric GE90-115В с взлётной тягой до 39680 кгс), они все же относятся к малоразмерным двигателям.

Для ступеней современных компрессоров величина дисковых потерь и утечек в зазорах обычно не превышает 2 %. Одна ступень осевого компрессора позволяет достигать величины степени сжатия до 2 и КПД до 0,88 – 0,9. Однако газодинамическая эффективность существенно зависит от режима работы и размера лопаточной машины. Осевые компрессоры для небольших расходов рабочего тела имеют маленькие высоты лопаток. Это приводит к существенному увеличению влияния процессов, происходящих в пограничных слоях и радиальных зазорах на течение в межлопаточных каналах, на увеличение потерь утечек и снижению КПД [79].

С ростом технологических возможностей и культуры производства стали появляться малоразмерные ГТД в диапазоне тяг 80 – 400 Н, однако свойственные им высокий удельный расход топлива (до 1,7 – 1,9 кг/кг·ч), высокая стоимость (ценовой диапазон от \$3000), малый ресурс, КПД и сложность в эксплуатации сдерживают широкое применение микро-ГТД в рассматриваемом классе малоразмерных БПЛА (рис. 1.3).

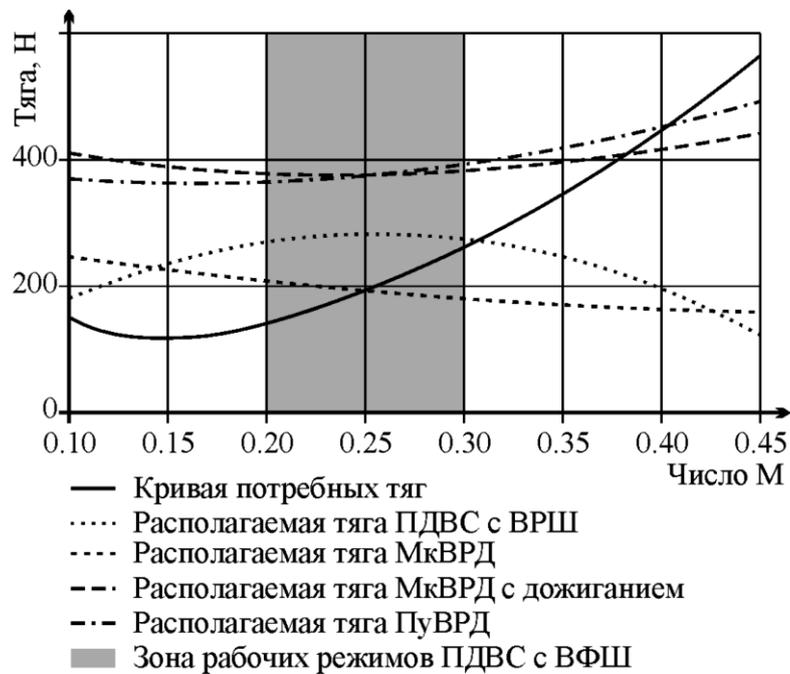


Рис. 1.3. График потребных и располагаемых тяг двигателей малоразмерных БПЛА

Если рассматривать возможность применения БПЛА не только в плотных слоях атмосферы, но и в космическом пространстве, то в этом случае в качестве двигательной установки целесообразно применение ракетных двигателей. Группа ракетных двигателей делится на двигатели с ядерным топливом и на двигатели с химическим топливом. Последние можно подразделить на ракетные двигатели, использующие жидкое топливо, и на двигатели, использующие твердое топливо. Ракетно-прямоточный двигатель конструктивно выполнен как сочетание ракетного двигателя (на жидком или твердом топливе) и прямоточного двигателя.

Эффективность реактивных двигателей принято оценивать удельным импульсом – отношением тяги к секундному расходу топлива [26]. Этот показатель является также мерой экономичности двигателя. В приведённой ниже диаграмме (рис. 1.4) в графической форме представлены верхние значения этого показателя для разных типов двигателей, в зависимости от скорости полёта, выраженной в форме числа Маха, что позволяет видеть область применимости каждого типа двигателей.

Из диаграммы следует, что по удельному импульсу ракетные двигатели (РД) значительно уступают ВРД всех типов. Это объясняется тем, что в расход

топлива у РД включается и окислитель, который ВРД забирает из атмосферы, в отличие от РД, для работы которого необходимо иметь запас окислителя на борту ЛА.

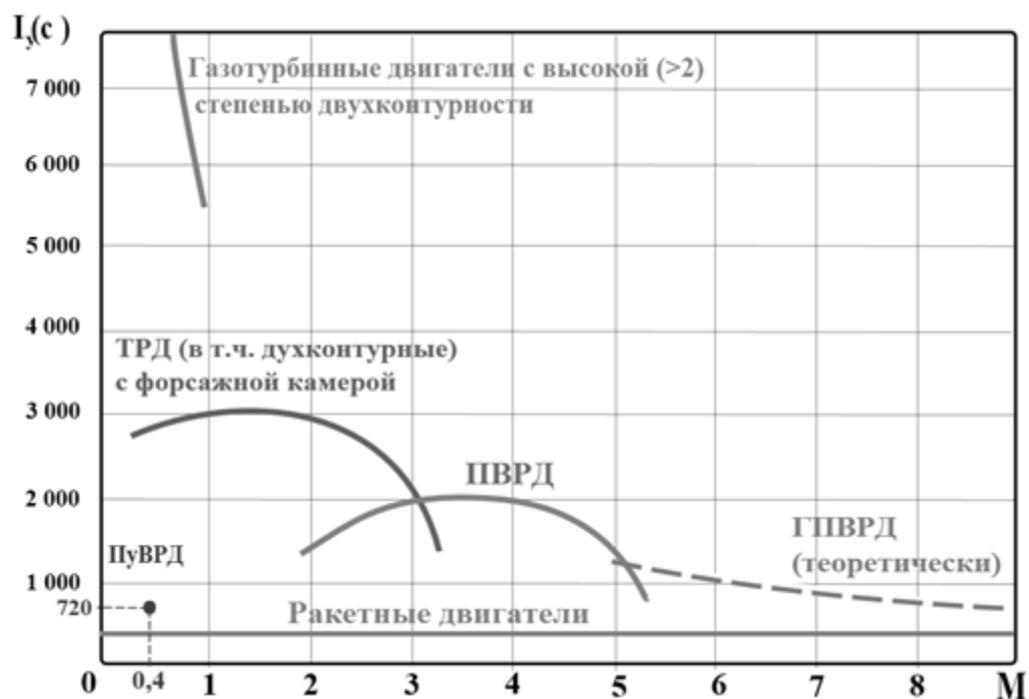


Рис. 1.4. Удельный импульс двигателей различного типа

В спецификациях двигателей с воздушными винтами тяга и удельный импульс обычно не указываются. Для этих двигателей характерным параметром является мощность, а не тяга. Для характеристики эффективности и экономичности винтовых двигателей используется *удельный расход топлива* – отношение расхода топлива в час к развиваемой мощности. Чтобы сравнить эффективность поршневых ДВС с турбовинтовыми можно привести значение этого показателя для двух конкретных образцов двигателей этих типов:

- поршневой АШ-82 – 0,381 кг/л. с. час;
- ТВД НК-12 – 0,158 кг/л. с. час.

Таким образом, турбовинтовой двигатель (в расчёте на 1 л. с.) в 2,5 раза экономичнее поршневого, и в этом состоит одна из главных причин, по которой ВРД вытеснили из «большой авиации» поршневые двигатели. Кроме того, и по массовым характеристикам ВРД значительно превосходят поршневые.

В качестве массовой характеристики авиадвигателей, обычно, используется один из показателей: удельная мощность – отношение мощности двигателя к его массе (для двигателей с воздушным винтом), или удельный импульс тяги – отношение тяги к массе двигателя на поверхности Земли (для ВРД и ракетных двигателей). На диаграмме (рис. 1.5) приведены показатели для некоторых авиационных и ракетных двигателей разных типов.



Рис. 1.5. Удельная тяга двигателей различных типов

1.2. Анализ особенностей современных малоразмерных двигательных установок

Статистика существующих малоразмерных и средних ДПЛА показывает, что массовые характеристики колеблются от максимальной величины у средних БПЛА от 300 до 1 000 килограммов, временем полета 10 – 12 часов и высотой полета до 9 – 10 километров (MQ-1A Predator) до микро БПЛА массой до 10 килограммов, временем полёта около 1 часа и высотой до 1 километра без наддува (Lehmann Aviation LM450).

Существующие малоразмерные поршневые двигатели имеют малый ресурс работы – порядка 200-300 часов [40]. При работе на высотах более 2000 метров требуют наддува и не экономичны. К недостаткам существующих поршневых двигателей можно также отнести значительные вибрации кривошипно-

шатунного механизма и большую площадь миделя, за счет конструктивных особенностей исполнения двигателей такого типа. Применение винтов и импеллеров ограничивает скорость полета дозвуковым режимом и делает БПЛА с поршневыми двигателями уязвимыми для средств противоздушной обороны, за счет ярко выраженных акустических шумов.

Создание же альтернативных малоразмерных газотурбинных двигателей классических схем экономически не выгодно и довольно затруднительно с технической стороны. Сложность заключается в больших потерях при перетекании на лопатках турбокомпрессорного агрегата и низкой лобовой тяги при использовании центробежных компрессоров и центростремительных турбин в них [77]. Наличие истекающей горячей реактивной струи у БПЛА с реактивным двигателем, делает такой БПЛА уязвимым для инфракрасных головок самонаведения средств противоздушной обороны.

Использование турбореактивных двигателей в качестве ДУ современного малоразмерного ЛА, становится удовлетворительным при массе до 100 кг, тяге на максимальном режиме до 450 Н, удельном расходе топлива до 0,71 кг/кгс·ч, диаметре 330 мм, длине 850 мм (параметры малоразмерного двухконтурного турбореактивного двигателя «З6МТ», серийно выпускаемого НПО «Сатурн»).

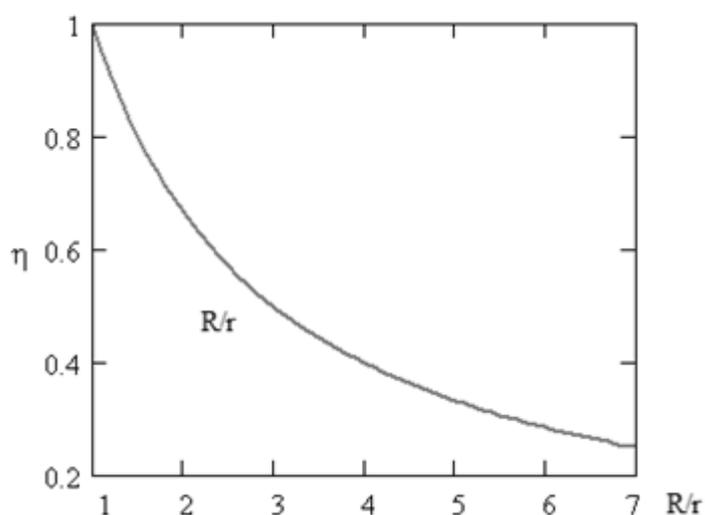


Рис. 1.6. Зависимость КПД турбореактивного двигателя η от относительной высоты лопатки компрессорного блока R/r (R , r – высота лопатки полноразмерного и малоразмерного ТРД соответственно, мм)

Однако, основной недостаток ТРД – потери в зазоре, невозможность использования многоступенчатых компрессоров с большой степенью повышения

давления, не возможность использования мощных многоступенчатых турбин – большие относительные потери через периферию.

С уменьшением размеров двигателя зазор и высота лопатки становятся равными и лопатка «вырождается» (рис. 1.6), следовательно растут потери, за исключением схем без перетекания, каждая из которых имеет свои недостатки, преодолимые при современном развитии техники (консольный вал [45] или дисковая система с большой площадью миделя [57]).

Технологических сложностей при изготовлении в малом размере лишены прямоточный воздушно-реактивный и пульсирующий двигатели. ПВРД применяемый для беспилотных ЛА, в том числе на летающих мишенях и боевых (в частности, крылатых ракет), одноразового применения, летающих в диапазоне скоростей $2 < M < 5$, благодаря своей простоте, дешевизне и надёжности предпочтителен. Однако прямоточный двигатель неработоспособен при низких скоростях полёта, тем более – при нулевой скорости. Для достижения начальной скорости, при которой он становится эффективным, аппарат с этим двигателем нуждается во вспомогательном приводе, который может быть обеспечен, например, твёрдотопливным ракетным ускорителем, или самолётом-носителем, с которого запускается аппарат с ПВРД [63].

Классический ПуВРД характеризуется как шумный и неэкономный (на 1 кг тяги затрачивается 1 г/с углеводородного горючего), зато простой и дешёвый. Высокий уровень шума и вибрации вытекает из самого пульсирующего режима его работы. О неэкономном характере использования топлива свидетельствует обширный факел, «бьющий» из сопла ПуВРД – следствие неполного сгорания топлива в камере [88, 90].

ПуВРД во много раз дешевле в производстве, чем газотурбинный или поршневой ДВС, поэтому при одноразовом применении он выигрывает экономически у них. При длительной эксплуатации аппарата многократного использования, ПуВРД проигрывает экономически этим же двигателям из-за большого расхода топлива.

По простоте и дешевизне ПВРД практически не уступает ПуВРД, но на скоростях менее 0,5М он неработоспособен. На более высоких скоростях, ПВРД превосходит по эффективности ПуВРД (при закрытом клапане резко возрастает лобовое сопротивление ПуВРД и на околозвуковых скоростях оно «съедает» почти всю тягу, создаваемую этим двигателем).

Совокупность этих обстоятельств и определяют ту нишу, в которой находит применение ПуВРД – беспилотные ЛА одноразового применения с рабочими скоростями до 0,5М, летающие мишени, беспилотные разведчики.

Однако быстроизнашивающиеся клапаны, а, следовательно, невысокий ресурс работы зачастую перевешивают достоинства ПуВРД, указанные выше.

Для ЛА, совершающих полет в верхних слоях атмосферы или в космическом пространстве в качестве двигателя нашли применение ЖРД и РДТТ [3].

К преимуществам ЖРД можно отнести следующие:

- самый высокий удельный импульс тяги в классе химических ракетных двигателей (свыше 4500 м/с для пары кислород – водород и 3500 м/с для пары керосин – кислород);
- управляемость по тяге: регулируя расход топлива, можно изменять величину тяги в большом диапазоне и полностью прекращать работу двигателя с последующим повторным запуском. Это необходимо при маневрировании аппарата в космическом пространстве;
- при создании больших ракет, например, носителей, выводящих на околоземную орбиту многотонные грузы, использование ЖРД позволяет добиться массового преимущества по сравнению с твердотопливными двигателями (РДТТ). Во-первых, за счёт более высокого удельного импульса, а во-вторых, за счёт того, что жидкое топливо на ракете содержится в отдельных баках, из которых оно подается в камеру сгорания с помощью насосов. За счет этого давление в баках существенно (в десятки раз) ниже, чем в камере сгорания, а сами баки выполняются тонкостенными и относительно лёгкими. В РДТТ контейнер топлива является одновременно и камерой сгорания, и должен выдерживать

высокое давление (десятки атмосфер), а это влечёт за собой увеличение его массы. Чем больше объём топлива на ракете, тем больше размер контейнеров для его хранения, и тем больше сказывается массовое преимущество ЖРД по сравнению с РДТТ, и наоборот: для малых ракет наличие турбонасосного агрегата сводит на нет это преимущество.

Недостатки ЖРД:

- ЖРД и ракета на его основе значительно более сложно устроены, и более дорогостоящи, чем эквивалентные по возможностям твердотопливные (несмотря на то, что 1 кг жидкого топлива в несколько раз дешевле твёрдого). Транспортировать жидкостную ракету необходимо с большими предосторожностями, а технология подготовки её к пуску более сложна, трудоемка и требует больше времени (особенно при использовании сжиженных газов в качестве компонентов топлива), поэтому для ракет военного назначения предпочтение в настоящее время оказывается твердотопливным двигателям ввиду их более высокой надёжности, мобильности и боеготовности;

- компоненты жидкого топлива в невесомости неуправляемо перемещаются в пространстве баков. Для их *осаждения* необходимо применять специальные меры, например, включать вспомогательные двигатели, работающие на твёрдом топливе или на газе;

- в настоящее время для химических ракетных двигателей (в том числе и для ЖРД) достигнут предел энергетических возможностей топлива, и поэтому теоретически не предвидится возможность существенного увеличения их удельного импульса, а это ограничивает возможности ракетной техники, базирующейся на использовании химических двигателей.

Достоинствами РДТТ являются: относительная простота, не токсичность применяемых компонентов топлива, возможность длительного хранения, надёжность.

Недостатками таких двигателей являются невысокий удельный импульс и относительные сложности с управлением тягой двигателя (дросселированием), его остановкой (отсечка тяги) и повторным запуском, по сравнению с ЖРД.

Общим недостатком для ракетных двигателей на химическом топливе, является сложности организации возможности многократного запуска и регулирования тяги [12]. Твёрдотопливный ракетный двигатель работает на одном режиме и не имеет возможности включиться и выключиться в нужный момент. ЖРД способен изменять тягу путем изменения расходов горючего и окислителя, но не в широких пределах. Сложности, связанные с включением и выключением ЖРД, увеличиваются с уменьшением размера двигателя по причине технологических проблем исполнения малоразмерного и надежного ТНА.

Интерес представляет использование в качестве ДУ такого класса двигателей как свободнопоршневые – двигатели, в которых отсутствует кривошипно-шатунный механизм. 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 двигательной установки.

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.

Важным моментом, вытекающим из анализа современных двигательных установок, является тот факт, что многие из них требуют применения в своей конструкции клапанных и золотниковых элементов. Которые традиционно являются слабыми местами конструкции, (часто расходными материалами)

накладывающими ограничения на процессы, протекающие в ДУ, и значительно снижая ресурс и межремонтный интервал.

В частности, при применении мембран в совокупности со свободнопоршневым двигателем интересным решением является перенос клапанов из горячей зоны свободнопоршневой группы в холодную зону мембран, например, на ее неподвижную часть. Такое решение делает условия работы клапанов более благоприятными и увеличивает их ресурс.

Одним из важных вопросов увеличения энергетической эффективности ДУ является вопрос об охлаждении ее элементов и использовании этого тепла в термодинамическом цикле [21]. Ярким примером является охлаждение сопла ЖРД одним из компонентов топлива и направление этого подогретого компонента обратно в работу.

В таблице 1.1 представлена зависимость удельной массы винтомоторной группы от различных типов системы охлаждения, применяемых на классических поршневых двигателях.

Таблица 1.1

Удельная масса винтомоторной группы [кг /л. с.]

Для водяного охлаждения с атмосферным давлением	1,15 – 1,2
Для высокотемпературного охлаждения	1,05 – 1,1
Для воздушного охлаждения	0,90 – 0,95

Применение эжекторов так же относится к способам увеличения эффективности ДУ, а именно к увеличению ее тяги [1].

Газовым эжектором называется аппарат, в котором полное давление газового потока увеличивается под действием струи другого, более высоконапорного газового потока. Передача энергии от одного потока к другому происходит путем их турбулентного смешения. Эжектор прост по конструкции, может работать в широком диапазоне изменения параметров газов, позволяет легко регулировать рабочий процесс и переходить с одного режима работы на другой.

Увеличение тяги при подсасывании внешнего воздуха к эжектирующей струе объясняется тем, что на элементах эжектора возникают дополнительные силы, равнодействующая которых, направленная по оси потока, суммируется с реактивной тягой сопла. Основной из этих сил, определяющей выигрыш в тяге, является неуравновешенная сила внешнего давления, действующая на входной раструб (заборник) эжектора. Ее появление обусловлено понижением давления на стенках раструба при втекании в него эжектируемого воздуха.

Исследование конструкций современных двигателей, энергоустановок и «основных» элементов конструкции показывает, что большое число используемых в настоящее время систем и агрегатов атмосферных и ракетных ДУ схематично представляют из себя комплекс вращающихся элементов конструкции. Для атмосферных двигателей к таким агрегатам относятся компрессор, камеры энерговыделения, турбина, комплекс входных устройств давления (диффузоров) и выходных (сопел и эжекторов).

В ракетных двигателях, использующих жидкие компоненты, системы подачи компонентов в камеры сгорания содержат вращающиеся элементы с приводами от турбонасосных агрегатов. Возможны комбинации в зависимости от успешности применения в тех или иных условиях. Большинство систем подачи компонентов, преобразования, регулирования, управляются вращающимися агрегатами, так же осуществляется управление золотниками, компрессорами, турбинами и т.д.

В силу больших габаритов, требуемых двигателям, вращающиеся системы обеспечивают поэтапное развитие двигателестроения. В малом размере исконно используются поршневые двигатели с кривошипно-шатунным механизмом, преобразующим линейные перемещения во вращательное механическое движение воздушных винтов, насосов и т.д.

Все вращательные системы имели и имеют инерционные и вибрационные моменты, которые в конструкциях уменьшают любыми путями. Всякая вращающаяся система имеет переменные углы. В таких машинах имеют место ограничения по увеличению мощности за счет скорости поршня. В течении

развития конструирования энергетических машин достаточно широко использовались бескривошипные свободнопоршневые уравновешенные и неуравновешенные системы, которые были реализованы в минимальном количестве проектов [12].

Решением проблемы увеличения эффективности ДУ для малоразмерного БПЛА является переход к комбинированной силовой установке с внутренним охлаждением топливной смесью, содержащей свободнопоршневой нагнетатель в качестве источника рабочего тела, пульсирующий эжекторный усилитель тяги, в качестве движителя, лишенной недостатков, связанных с особенностями применения в конструкции вращающихся элементов и агрегатов.

Условием для создания является максимальное использование уже созданных методик расчета, технологических приемов и деталей поршневых кривошипных двигателей внутреннего сгорания. Идеологической основой комбинированного пульсирующего ВРД является возможность использования уравновешенного свободнопоршневого компрессора. Поскольку условия использования, качество и надежность ЛА зависят от надежности работы, экономичности и массы силовой установки, то к комбинированному пульсирующему ВРД предъявляется ряд жестких условий и требований, определяющих его существование.

1.3. Выводы по главе 1

1. Проведен анализ существующих ДУ, областей их применения, достоинств и недостатков.

2. Сделан вывод, что решением проблемы увеличения эффективности ДУ для малоразмерного БПЛА является переход к комбинированной силовой установке с внутренним охлаждением топливной смесью, содержащей свободнопоршневой нагнетатель в качестве источника рабочего тела, пульсирующий эжекторный усилитель тяги в качестве движителя, лишенной недостатков, связанных с особенностями применения в конструкции вращающихся элементов и агрегатов.

Глава 2. ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ПРИНЦИПЫ КОМБИНИРОВАННОГО ПУЛЬСИРУЮЩЕГО ВРД СО СВОБОДНОПОРШНЕВЫМ НАГНЕТАТЕЛЕМ И МЕТОДИКИ РАСЧЕТА

2.1. Предлагаемая схема комбинированного пульсирующего ВРД со свободнопоршневым нагнетателем

Практика конструирования предполагает создание уравновешенной комбинированной свободнопоршневой системы малого размера с реактивной дозвуковой и сверхзвуковой тягами. В работе предлагается традиционные недостатки применяемых схем перевести на новые принципы синхронизации и сжатия малых расходов окислителя в атмосферном двигателе с использованием мембранного нагнетателя со спицевым синхронизатором [60].

В качестве существующего прототипа, в качестве нижней границы класса малоразмерных БПЛА можно принять ScanEagle — беспилотный летательный аппарат, разработанный американской компанией «Боинг» (табл. 1.2). Предназначен для ведения наблюдения, патрулирования, разведки и корректировки огневой поддержки. Первый полёт совершил в 2002 году.

В качестве существующего прототипа, в качестве верхней границы класса можно принять HERMES 180 — БПЛА, разработанный израильской компанией Silver Arrow, (табл. 1.2). Многоцелевой БПЛА изготовлен полностью из композитных материалов. Первый полёт совершил в 2002 году [89].

Таблица 1.2
Летно-технические характеристики БПЛА

Характеристика	ScanEagle	HERMES 180
Размах крыла, м	3,11	6,00
Длина, м	1,37	4,43
Высота, м	1,80	1,80
Масса пустого, кг	13,1	150
Максимальная взлетная масса, кг	20	195
Тип двигателя	1 ПД 3W	1 ПД UEL
Мощность, л. с.	1 x 2	1 x 38
Максимальная скорость, км/ч	148	194
Крейсерская скорость, км/ч	90	162
Радиус действия, км	100	110
Продолжительность полёта, ч	до 15	до 10
Практический потолок, м	5944	4575

Решение указанной задачи достигается тем, что в комбинированном пульсирующем ВРД, содержащем свободнопоршневой нагнетатель, нагнетатель выполнен в виде двух подвижных мембран, установленных, на верхней и нижней сторонах корпуса свободнопоршневого привода, соединенных с помощью тяг механизма синхронизации с поршневыми группами свободнопоршневого привода, двигатель снабжен двумя пульсирующими эжекторными усилителями тяги, входные устройства которых соединены с выпускными окнами мембранного нагнетателя.

В зависимости от режима работы двигательной установки автоматически изменяется режим подачи топливных компонентов – система является саморегулируемой. Данное конструктивное решение позволяет осуществлять остановку и запуск двигателя необходимое количество раз. Так же нет необходимости в применении дополнительных сложных устройств подачи топлива (например, топливных насосов) и устройств смесеобразования (например, карбюраторов) что положительно сказывается на конструктивной простоте и массе двигательной установки [30].

Прежде чем рассмотреть конструктивные особенности двигательной установки, необходимо отметить, что будущее за комбинированными системами, которые последовательно уменьшают недостатки уже существующих отдельных систем [20]. Однородные технологические приемы и термодинамические идеи дают возможность усовершенствовать комбинированную систему в малом размере для более полного использования технологических достоинств.

Комбинированный пульсирующий ВРД для малоразмерного БПЛА может быть создан путем объединения двух принципиально новых направлений свободнопоршневого нагнетателя (как простого, легкого и надежного источника мощности с высоким КПД) и пульсирующего эжекторного усилителя тяги (как эффективного устройства присоединения дополнительной массы для создания реактивной тяги).

На рис. 2.1 приведен общий вид малоразмерного комбинированного пульсирующего ВРД со свободнопоршневым нагнетателем, защищенные

патентами [60, 61, 62, 63, 64]. На рис. 2.2 и 2.3 показаны виды двигательной установки сбоку и сверху соответственно.



Рис. 2..1. Общий вид малоразмерного комбинированного пульсирующего ВРД со свободнопоршневым нагнетателем

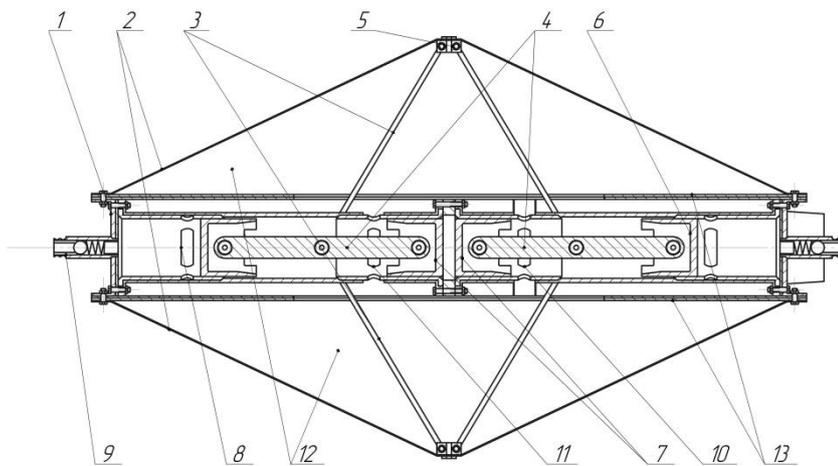


Рис. 2.2. Вид сбоку малоразмерного комбинированного пульсирующего ВРД со свободнопоршневым нагнетателем: 1 – корпус свободнопоршневого привода; 2 – мембраны; 3 – механизм синхронизации; 4 – поршневые группы; 5 – крепление мембраны к механизму синхронизации; 6 – буферные поршни; 7 – рабочие поршни; 8 – буферные цилиндры; 9 – пусковые клапаны; 10 – заборные полости; 11 – выпускные окна; 12 – подмембранное пространство; 13 – основание

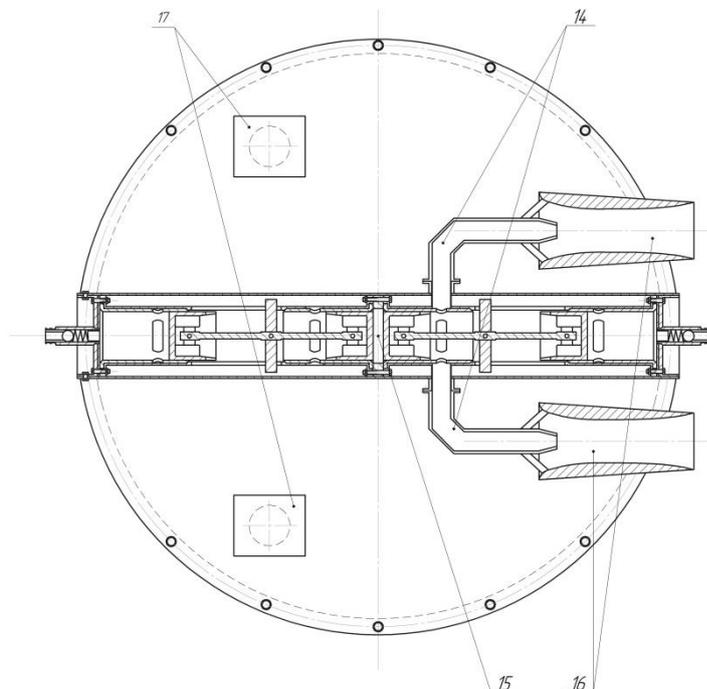


Рис. 2.3. Вид сверху малоразмерного комбинированного пульсирующего ВРД со свободнопоршневым нагнетателем: 14 – патрубки; 15 – камера сгорания свободнопоршневого нагнетателя; 16 – эжекторные усилители тяги; 17 – впускные клапаны

Малоразмерный комбинированный пульсирующий ВРД со свободнопоршневым нагнетателем (см. рис. 2.2) содержит корпус свободнопоршневого привода 1, две тонкостенные мембраны 2, каждая мембрана снабжена механизмом синхронизации 3, соединенным с поршневыми группами 4, креплениями 5, расположенными на вершине каждой из мембран. Двигатель содержит буферные поршни 6, соединенные с рабочими поршнями 7, таким образом, образуя поршневые группы 4 и буферные цилиндры 8, а также пусковые клапаны 9, заборные полости 10 размещенные в торцах корпуса, выпускные окна 11, подмембранное пространство 12, образованное подвижной мембраной 2 и её основанием 13.

Двигательная установка так же содержит (рис. 2.3) два патрубка 14, по которым продукты сгорания с избыточным окислителем из камеры сгорания свободнопоршневого нагнетателя 15 подводятся к двум пульсирующим эжекторным усилителям тяги воздушно-реактивного двигателя 16, впускные клапаны 17 обеспечивающие доступ рабочего тела в подмембранное пространство 12.

На кинематической схеме (рис. 2.4) представлены крайние положения поршневых групп 7 и мембран 2 свободнопоршневого нагнетателя.

Левая часть рисунка соответствует положению поршневой группы в верхней мертвой точке (максимальное сближение рабочих поршней 7, максимальный объем подмембранного пространства, продувочные окна закрыты). На правой части изображено положение соответствующее нижней мертвой точке (максимальное расхождение рабочих поршней 7, минимальный объем подмембранного пространства, продувочные окна полностью открыты).

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 за счет повышения температуры при сжатии (принцип дизеля), коэффициент избытка окислителя принимается $\alpha = 1 \div 1,3$.

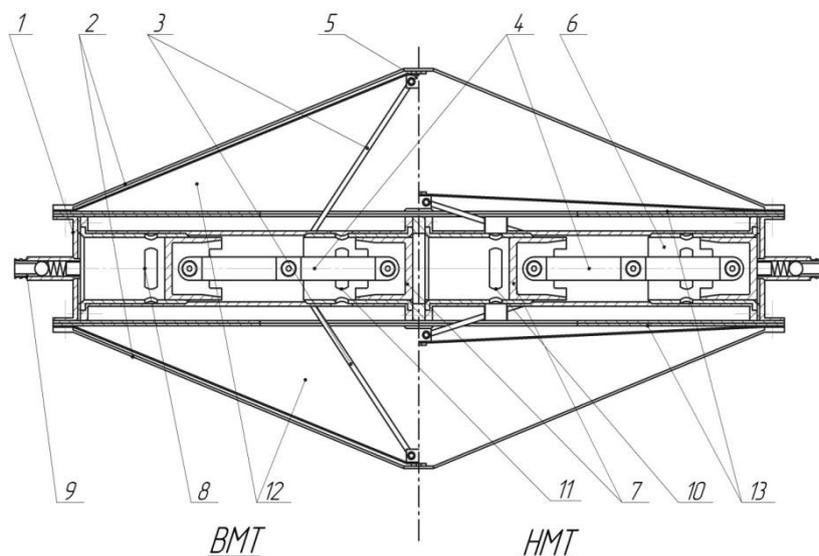


Рис. 2.4. Кинематическая схема работы малоразмерного комбинированного ПуВРД (положение поршневой группы в ВМТ и НМТ): 1 – корпус привода; 2 – мембраны; 3 – механизм синхронизации; 4 – поршневые группы; 5 – крепление мембраны к механизму синхронизации; 6 – буферные поршни; 7 – рабочие поршни; 8 – буферные цилиндры; 9 – пусковые клапаны; 10 – заборные полости; 11 – выпускные окна; 12 – подмембранное пространство; 13 – основание

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 с избыточным окислителем выходят из камеры сгорания 15 свободнопоршневого привода через выпускные окна 11 по патрубкам 14 в пульсирующие эжекторные усилители тяги 16 воздушно-реактивного двигателя, где создают реактивную тягу. Затем цикл повторяется вновь.

Достоинства схемы:

1. Мембранный нагнетатель в комплексе со свободнопоршневым приводом является уравновешенной системой, поршни свободнопоршневого привода не испытывают боковых нагрузок связанных с перекосом штока как в обычном двигателе внутреннего сгорания, что благоприятно сказывается на ресурсе и сроке службы элементов конструкции.

2. Механизм синхронизации выполняет как функцию синхронизации, так и приводит в движение мембрану компрессора. Таким образом, отпадает необходимость в отдельном приводе компрессора, следовательно, масса двигательной установки не увеличивается.

3. Максимальное усилие в тяге механизма синхронизации имеет место при прямом ходе поршней, т.е. тяга работает на растяжение при сжатии воздуха. При обратном же ходе нагрузка на тягу намного меньше, следовательно, она может быть выполнена в виде тонкой спицы малой массы.

4. Мембранный компрессор намного легче компрессоров других типов при получении того же давления. Он может быть выполнен из ткани с пропиткой, что благоприятно влияет на общую массу системы.

5. Пуск свободнопоршневого привода компрессора может осуществляться с помощью баллона сжатого воздуха, отпадает необходимость в стартере и дополнительных устройствах пуска. Возможен многократный управляемый пуск.

6. За счет подачи продуктов сгорания, образующихся в результате работы свободнопоршневого нагнетателя, в пульсирующие эжекторные усилители тяги, увеличивается эффективность и экономичность двигательной установки, улучшаются экологические показатели выхлопа, а также уменьшаются демаскирующие признаки.

7. Подача топливных компонентов и регулировка их дозировки осуществляется в автоматическом режиме без применения дополнительных устройств.

2.2. Выбор проектных параметров

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.

Составляя простейшую эффективную комбинированную установку для БПЛА возьмем наиболее простые принципы, элементы уже существующих установок [41]. Максимальное тяговое усилие с экономичным использованием окружающей среды, предполагает использование атмосферных двигателей, не имеющих на борту рабочего тела атмосферы и одновременно используя ее как один из компонентов. Атмосфера может поступать в двигатель в полете за счет динамического торможения во входном устройстве или подана внутрь двигателя нагнетателем поршневого, лопаточного и других приводов, использующих экзотермическое тепло комбинированных двигателей [37].

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» [36], в котором рассмотрено большое количество простых и комбинированных двигательных установок, даны распределения теплоты и получаемые тяги.

Используя эксергитический подход к рассмотрению типа топлива для двигательной установки [10, 11], из термодинамики следует, что наиболее

эффективным будет использование газообразных компонентов, например водорода.

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

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

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 этими проектными параметрами получим общее тепло.

В соответствии с разработанным методом теплового баланса под задачи получения комбинированного ПуВРД большой степени 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 решения ограничения по 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 [39].

Использование всех 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 [21].

2.3. Выбор критериев эффективности при проектировании БПЛА

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 [69, 84].

Вместе с тем выбор критериев эффективности как творческий процесс наиболее трудно поддается формализации, что, тем не менее, не должно служить основанием для неясностей в этих вопросах. Если проектант, а вместе с

ним и заказчик не могут конкретизировать преимущества принимаемого к разработке альтернативного варианта, то это означает, что либо рассматриваемые конструкции равноценны, либо разработчики недостаточно компетентны. И в том и в другом случаях даже наиболее совершенные методы проектирования и современные средства автоматизации не могут исключить принятия не лучшего технического решения.

Критерии эффективности ЛА должны отражать наиболее существенные качества новой разработки, улучшение которых при выполнении задач запуска дает явные преимущества [71].

Применительно к комплексам БПЛА, назначение которых – поражение заданного количества наземных целей, явные преимущества будут у новых разработок БПЛА, которые на требуемую дальность доставляют к целям с заданной точностью конкретную полезную нагрузку с наименьшими затратами на изготовление и запуски:

$$\mathcal{E}_1 = \frac{C_{\text{ДПЛА}}}{M_{\text{ПН}}} = \frac{C_{\text{уд}}^{\text{ДПЛА}}}{\mu_{\text{ПН}}}, \quad (2.1)$$

где $C_{\text{ДПЛА}} = C_{\text{уд}}^{\text{ДПЛА}} M_{01}$, $M_{\text{ПН}} = \mu_{\text{ПН}} M_{01}$ – соответственно стоимость запуска одного БПЛА и масса его полезной нагрузки.

Стоимость запуска одного БПЛА складывается из стоимости собственно БПЛА и стоимости стартового устройства, обеспечивающего запуск, неуязвимость и многие другие качества комплекса ЛА. В тех случаях, когда стоимость стартового устройства относительно невелика по сравнению со стоимостью БПЛА, стоимость запуска одного БПЛА может быть определена формулой:

$$\mathcal{E}_1 = \frac{\sum_{j=1}^p \mu_j c_{\text{уд}}^{(j)}}{\mu_{\text{ПН}}}, \quad (2.2)$$

где μ_j и $c_{\text{уд}}^{(j)}$ – соответственно относительная масса и удельная стоимость изготовления j -го агрегата.

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

$$\mathcal{E}_2 = \frac{C^P + C^{и.э} N_{и}}{M_{\Sigma}}, \quad (2.3)$$

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:

$$C^P + C^{и.э} N_{и} = C^{и.э} N_{и} \left(\frac{C^P}{C^{и.э} N_{и}} + 1 \right) = c_{уд} M_0 N_{и} \left(\frac{N_0}{N_{и}} + 1 \right), \quad (2.4)$$

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.

Беспредельное увеличение подтверждаемой надежности ЛА к моменту окончания ЭО экономически нецелесообразно, поскольку приводит к неоправданному росту отношения $\frac{N_0}{N_{и}}$. Следовательно, существует целесообразная

граница необходимой надежности ЛА, за пределами которой дополнительные затраты на создание и ЭО комплекса ЛА превысят возможные потери в стоимости материальной части и полезной нагрузки в ходе выполнения транспортной программы. Целесообразная надежность соответствует минимуму критерия (2.2) по условному объему экспериментальной обработки $\frac{N_0}{N_{и}}$ и может быть уменьшена при установке на ЛА средств спасения дорогостоящей материальной части при отказах в процессе эксплуатации, поскольку отказы не будут связаны с большими материальными потерями.

С учетом (2.2) и (2.4) критерий транспортного БПЛА

$$\mathcal{E}_2 = \frac{c_{уд}}{\mu_{пн}} \left(\frac{N_0}{N_{и}} + 1 \right). \quad (2.5)$$

Критерий \mathcal{E}_2 , как и в случаях критериев для БПЛА, выделяет наиболее существенные качества носителя в конкретных ситуациях, например, при наличии или отсутствии системы аварийного спасения (САС) материальной части и т. д.

Приведенные в качестве примеров критерии качеств БПЛА или транспортного ДПЛА далеко не охватывают всего многообразия практических ситуаций, но свидетельствуют о возможности выразить через основные проектные параметры ЛА необходимые и достаточные критерии их эффективности. Во все критерии \mathcal{E}_1 , \mathcal{E}_2 входит относительная масса полезной нагрузки $\mu_{пн}$. Допустим, что проектные параметры ЛА слабо влияют на удельную стоимость его изготовления и запуска $c_{уд}$, на габариты и объем ЭО комплекса ЛА. Тогда экстремальные значения рассмотренных критериев будут соответствовать

$$\max \mu_{пн} = \max \prod_{j=1}^N \mu_{пнj},$$

где $\mu_{пнj}$ – относительная полезная нагрузка j-й ступени.

В тех ситуациях, когда допущение о слабом влиянии проектных параметров на стоимость изготовления и запуска ЛА неприемлемо, может оказаться удовлетворительным приближенный учет стоимости ДПЛА или одноразовых носителей:

$$c_{уд} = \frac{C_{и.э}}{M_0} = \frac{C_{уд}^{кон}}{M_0} \sum_{j=1}^N (M_{kj} - M_{пн j}) = c_{уд}^{кон} \sum_{j=1}^N (\mu_{kj} - \mu_{пн j}) \prod_{i=0}^{j-1} \mu_{пн i},$$

$$\mu_{пн 0} = 1,$$

где $c_{уд}^{кон}$ – удельные затраты на изготовление собственно конструкции топливных отсеков, двигателей, приборов и других устройств, усредненные для всех N ступеней ЛА.

В таких ситуациях критерии \mathcal{E}_1 , \mathcal{E}_2 с точностью до постоянного множителя записываются как

$$\widetilde{\mathcal{E}}_1 = \sum_{j=1}^N (\mu_{kj} - \mu_{пн j});$$

$$\widetilde{\mathcal{E}}_2 = \left(\frac{N_0}{N_{и}} + 1 \right) \sum_{j=1}^N (\mu_{kj} - \mu_{пн j}) \prod_{i=j}^N (\mu_{пн i})^{-1},$$

где $\tilde{\rho}_i = \frac{\rho_{пн}}{\rho_i}$ – отношение плотности нагрузки к средней плотности j -го блока, определяемой плотностью топлива при реализации в конструкции ЛА совмещенных топливных баков, утопленных в топливных баках двигателей и другими мерами повышения плотности компоновки.

Хотя приведенные примеры и не исчерпывают всего многообразия возможных критериев эффективности БПЛА как ударных и как носителей, тем не менее наглядно видна общность логических построений при их получении и использовании:

- при выборе и формализации критериев эффективности для БПЛА необходимо исходить из требований к БПЛА или транспортным БПЛА, т. е. к комплексам, в которые аппараты входят как составные части;

- упрощения при формализации критериев эффективности БПЛА допустимы только в тех пределах, при которых сохраняются с необходимой достоверностью взаимосвязи рассматриваемых качеств для вновь разрабатываемых БПЛА;

– для одного и того же вновь разрабатываемого ударного БПЛА или транспортного БПЛА может быть формализовано несколько критериев эффективности, одновременно удовлетворить которые наилучшим образом путем выбора совокупности основных параметров ЛА невозможно.

Такие закономерности типичны при системном подходе к разработке и, в частности, при принятии технических решений на основе системного анализа в проектировании ЛА.

2.4. Методика расчета комбинированного ПуВРД со свободнопоршневым нагнетателем методом тепловых балансов

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.

Рассмотрим единичный цикл работы ДУ с точки зрения распределения тепла. Изначально поршни находятся в нижней мертвой точке и камера сгорания нагнетателя пока еще не заполнена порцией топливной смеси.

При подаче пускового рабочего тела в буферные цилиндры, рабочие поршни перемещаются на встречу друг другу и одновременно с этим приводится в движение мембраны нагнетателя, идет процесс всасывания топливной смеси в подмембранное пространство. При этом происходит захолаживание топливной смеси. Количество тепла, отобранное в процессе всасывания $Q_{\text{всас}}$, можно разделить на количество тепла $Q_{\text{стенки М}}^{\text{всас}}$, ушедшее в стенку мембраны, $Q_{\text{стенки О}}^{\text{всас}}$, ушедшее в основание мембранного компрессора и тепло, потерянное при прохождении входного отверстия $Q_{\text{вх отв}}^{\text{всас}}$.

$$\text{Таким образом } Q_{\text{всас}} = Q_{\text{стенки М}}^{\text{всас}} + Q_{\text{стенки О}}^{\text{всас}} + Q_{\text{вх отв}}^{\text{всас}}.$$

Рассмотрим эти составляющие подробнее:

$$Q_{\text{стенки М}}^{\text{всас}} = \frac{\lambda_M}{\delta_M} (t_2^{\text{всас}} - t_1^{\text{всас}}) F_M,$$

где $\frac{\lambda_M}{\delta_M}$ – отношение коэффициента теплопроводности стенки мембраны λ_M к толщине стенки мембраны δ_M ; F_M – площадь поверхности мембраны;

$$Q_{\text{стенки О}}^{\text{всас}} = \frac{\lambda_O}{\delta_O} (t_2^{\text{всас}} - t_1^{\text{всас}}) F_O,$$

где $\frac{\lambda_O}{\delta_O}$ – отношение коэффициента теплопроводности основания мембраны λ_O к толщине основания мембраны δ_O ; F_O – площадь основания мембраны.

Затем в компрессоре происходит процесс сжатия топливной смеси и происходит сообщение количества тепла $Q_{\text{сжат}}$. При этом часть тепла топливной смеси уходит в стенку мембраны $Q_{\text{стенки М}}^{\text{сжат}}$, часть в основание мембранного компрессора $Q_{\text{стенки О}}^{\text{сжат}}$ и часть при прохождении выходного отверстия компрессора $Q_{\text{вых отв}}^{\text{сжат}}$.

$$\text{Таким образом } Q_{\text{сжат}} = Q_{\text{стенки М}}^{\text{сжат}} + Q_{\text{стенки О}}^{\text{сжат}} + Q_{\text{вых отв}}^{\text{сжат}}.$$

Рассмотрим эти составляющие подробнее:

$$Q_{\text{стенки М}}^{\text{сжат}} = \frac{\lambda_M}{\delta_M} (t_2^{\text{сжат}} - t_1^{\text{сжат}}) F_M,$$

где $\frac{\lambda_M}{\delta_M}$ – отношение коэффициента теплопроводности стенки мембраны λ_M к толщине стенки мембраны δ_M ; F_M – площадь поверхности мембраны;

$$Q_{\text{стенки О}}^{\text{сжат}} = \frac{\lambda_O}{\delta_O} (t_2^{\text{сжат}} - t_1^{\text{сжат}}) F_O,$$

где $\frac{\lambda_O}{\delta_O}$ – отношение коэффициента теплопроводности основания мембраны λ_O к толщине основания мембраны δ_O ; F_O – площадь основания мембраны.

Через выходное отверстие топливная смесь попадает в цилиндр. При движении поршня к верхней мертвой точке происходит сжатие топливной смеси в цилиндре и ее нагрев. Тепло, образовавшееся в процессе сжатия и переданное топливной смесью стенке цилиндра, обозначим через $Q_{\text{сжатия}}$. При достижении поршнем верхней мертвой точки, в цилиндре свободно поршневого нагнетателя происходит воспламенение топливной смеси и ее сгорание. Тепло,

образовавшееся в результате этого процесса $Q_{\text{сгорания}}$, распределяется следующим образом: часть тепла передается стенке цилиндра, часть уходит на нагрев поверхности поршня и большая часть идет на совершение полезной работы. Затем происходит рабочий ход и начинается процесс продувки. Тепло, теряемое ДУ в процессе продувки, обозначим через $Q_{\text{продувки}}$. В процессе продувки, стенка цилиндра и поверхность поршня охлаждаются продувочной смесью, отдавая ей накопленное тепло, а так же значительная часть тепла забирают продукты сгорания. После продувки продукты сгорания попадают в эжекторный усилитель тяги, где совершают полезную работу, а так же нагревают стенки эжектора. Выходя из эжектора высокотемпературные продукты сгорания, истекают и создают реактивную тягу. Тепло, участвующее в этом процессе, обозначим через $Q_{\text{ЭУТ}}$. При этом часть тепла уходит на нагрев стенок эжектора, а часть выбрасывается в окружающую среду с отработанными продуктами сгорания. На этом цикл работы завершается. При этом необходимо учесть, что часть тепла тратится на нагрев элементов конструкции ДУ в процессе движения рабочего тела по ее тракту. Слагаемое, учитывающее это тепло, обозначим через $Q_{\text{ост}}$.

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

$$Q = Q_{\text{всас}} + Q_{\text{сжатия}} + Q_{\text{сгорания}} + Q_{\text{продувки}} + Q_{\text{ЭУТ}} + Q_{\text{ост}}, \quad (2.6)$$

где Q – количество теплоты, вводимое в ДУ 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]; $Q_{\text{сжатия}}$ – количество теплоты, переданное топливной смеси при сжатии в цилиндре, а так же ушедшее на нагрев стенки цилиндра в процессе сжатия

$$Q_{\text{сжатия}} = Q_{\text{топл.смес.}} + Q_{\text{стенки Ц1}}$$

В свою очередь

$$Q_{\text{стенки Ц1}} = \frac{\lambda_{\text{Ц}}}{\delta_{\text{Ц}}} (t_2 - t_1) F_{\text{Ц}},$$

где $\frac{\lambda_{Ц}}{\delta_{Ц}}$ – отношение коэффициента теплопроводности стенки цилиндра $\lambda_{Ц}$ к толщине стенки цилиндра $\delta_{Ц}$; $(t_2 - t_1) = \Delta t_{Ц}$ – температурный напор, $F_{Ц}$ – площадь поверхности стенки цилиндра.

$Q_{\text{сгорания}}$ – количества теплоты, образовавшееся в процессе сгорания топливной смеси и совершившее полезную работу, а так же нагревшее стенки цилиндра и поверхность поршня

$$Q_{\text{сгорания}} = Q_{\text{раб Ц}} + Q_{\text{стенки Ц2}} + Q_{\text{поршня 1}}.$$

Количества теплоты, совершившее полезную работу $Q_{\text{раб Ц}} = G_T H_u \eta_e$, где η_e – эффективный КПД двигательной установки.

$$Q_{\text{стенки Ц2}} = \frac{\lambda_{Ц}}{\delta_{Ц}} (t_4 - t_3) F_{Ц} - \text{количество тепла, ушедшее в стенку.}$$

$Q_{\text{поршня 1}} = \frac{\lambda_{\text{порш}}}{\delta_{\text{порш}}} (t_4 - t_3) F_{\text{порш}}$ – количество тепла, потраченное на нагрев поверхность поршня, $F_{\text{порш}}$ – площадь поверхности поршня.

$Q_{\text{продувки}}$ – количество теплоты, сообщенное продувочной смеси продуктами сгорания и поверхностью цилиндра, имеем

$$Q_{\text{продувки}} = Q_{\text{пр.смес.1}} + Q_{\text{стенки Ц3}} + Q_{\text{поршня 2}},$$

где $Q_{\text{пр.смес.1}}$ – количество тепла переданное продувочной смеси.

$$Q_{\text{пр.смес.1}} = c_{\text{пр.смес.}} (t_{\text{вых}} - t_{\text{вх}}) G_{\text{пр.смес.}}$$

Здесь $c_{\text{пр.смес.}}$ и $G_{\text{пр.смес.}}$ – удельная теплоемкость и расход продувочной смеси; $t_{\text{вых}} - t_{\text{вх}}$ – температура продувочной смеси на входе и выходе из камеры сгорания. $Q_{\text{стенки Ц3}}$ – количество тепла, которое стенка цилиндра отдала при продувке.

$$Q_{\text{стенки Ц3}} = \frac{\lambda_{Ц}}{\delta_{Ц}} (t_6 - t_5) F_{Ц}.$$

$Q_{\text{поршня 2}}$ – количество тепла, переданное поверхностью поршня продувочной смеси $Q_{\text{поршня 2}} = \frac{\lambda_{\text{порш}}}{\delta_{\text{порш}}} (t_6 - t_5) F_{\text{порш}}$.

$Q_{\text{ЭУТ}}$ – количество тепла, переданное стенкам эжектора и унесенное при истечении продуктов сгорания

$$Q_{\text{ЭУТ}} = Q_{\text{стенки ЭУТ}} + Q_{\text{пр.сгор.}}$$

где $Q_{\text{стенки ЭУТ}} = \frac{\lambda_{\text{ЭУТ}}}{\delta_{\text{ЭУТ}}} (t_9 - t_8) F_{\text{стенки ЭУТ}}$; $\frac{\lambda_{\text{ЭУТ}}}{\delta_{\text{ЭУТ}}}$ – отношение коэффициента теплопроводности стенки ЭУТ $\lambda_{\text{ЭУТ}}$ к толщине стенки реактивного ЭУТ $\delta_{\text{ЭУТ}}$; $(t_9 - t_8) = \Delta t_{\text{ЭУТ}}$ – температурный напор в ЭУТ; $F_{\text{стенки ЭУТ}}$ – площадь поверхности стенки ЭУТ.

$$Q_{\text{пр.сгор.}} = G_{T+\text{пр.смес}} [M_2 (\mu c_p^2) t_r - M_1 (\mu c_p^1) t_k],$$

где M_1 и M_2 – количество истекающих и втекающих газов в ЭУТ в кмольях на 1 кг сгоревшего топлива; μc_p^2 и μc_p^1 – мольные теплоемкости при постоянном давлении продуктов сгорания и свежего заряда соответственно; t_r – температура продуктов сгорания за ЭУТ; t_k – температура продуктов сгорания на входе в эжектор; $Q_{\text{ост}}$ – остаточное количество теплоты, включающее в себя тепло, переданное рабочим телом элементам конструкции в течение цикла, тепло, излучаемое поверхностями ДУ в окружающую среду и тепло, не учтенное в слагаемых уравнения теплового баланса рассмотренных выше.

Таким образом, уравнение теплового баланса принимает вид:

$$Q = Q_{\text{топл.смес.}} + Q_{\text{стенки Ц1}} + Q_{\text{раб Ц}} + Q_{\text{стенки Ц2}} + Q_{\text{поршня 1}} + Q_{\text{пр.смес.1}} + Q_{\text{стенки 3}} + Q_{\text{поршня 2}} + Q_{\text{стенки ЭУТ}} + Q_{\text{пр.сгор.}} + Q_{\text{ост.}} \quad (2.7)$$

Необходимо отметить, что на величину $Q_{\text{ост}}$ сильно влияет погрешность определения составляющих теплового баланса. Величины $Q_{\text{пр.смес.1}}$ и $Q_{\text{пр.сгор.}}$ используют при расчете систем охлаждения и наддува. При этом анализируя конструкцию ДУ, следует сделать важное замечание о том, что данная ДУ является саморегулирующейся. При изменении внешних параметров, например атмосферного давления, что в свою очередь ведет к изменению $Q_{\text{пр.смес.1}}$, она способна гибко изменять режим работы (явление автоматического наддува) и продолжать выполнять свои функции (изменение составляющих $Q_{\text{раб Ц}}$ и $Q_{\text{раб ЭУТ}}$). Это важное отличие от ДУ другого типа, которые эффективно работают только в узком коридоре параметров. Так же существенное влияние на авторегулирование параметров работы оказывает тот факт, что в ДУ отсутствует кривошипно-

шатунный механизм. Благодаря этому отсутствуют косые напряжения, связанные с перекосом штока, и нет необходимости в уплотнительных кольцах, а так же система является уравновешенной. Отсутствие уплотнительных поршневых колец, является особым преимуществом в малоразмерных ДУ. Так как даже если в процессе работы будет иметь место утечка рабочего тела из цилиндра через стык поршня и стенки цилиндра, это не приведет к остановке двигателя, так как эта утечка будет автоматически компенсироваться наддувом, что следует из анализа уравнения теплового баланса (рис. 2.5).

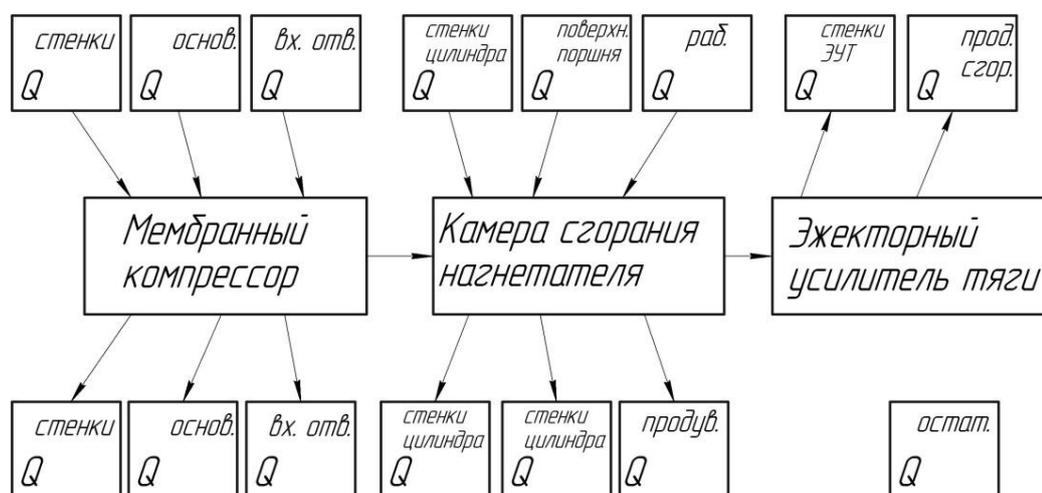


Рис. 2.5. Схема теплового баланса

Другой важной особенностью данной ДУ является способность внутреннего охлаждения теплонапряженных узлов продувочной смесью. Часть тепла, полученного продувочной смесью $Q_{\text{пр.смес.1}}$ в процессе прохождения тракта ДУ, затем используется при дожигании в камере сгорания, увеличивая количество тепла, используемого для получения полезной работы $Q_{\text{раб КС}}$. Это в свою очередь увеличивает эффективность термодинамического цикла и общего КПД установки.

В виду того, что нахождение составляющих уравнения теплового баланса представляет большую сложность, необходимо использовать численные методы (метод конечных разностей и интегральный метод) [25, 29]. 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. Принимая во внимание

все вышесказанное, можно говорить о векторном преобразовании тепла и соответственно о создании *векторного метода теплового баланса*.

2.5. Методика тепло-термодинамического расчета комбинированного пульсирующего ВРД со свободнопоршневым нагнетателем

Анализ существующих методов расчета свободнопоршневых систем выявил, что практически все авторы А. С. Орлин, В. К. Кошкин, А. Д. Чаромский использовали метод термодинамического расчета. За основу брался реальный прототип и на основе его рассчитывались конструктивные характеристики установки другого размера [40, 41, 42]. Создание методики расчета привело к необходимости коррекции расчетной базы. Для проведения расчета, в первую очередь, необходимо определить параметры рабочего процесса. Наиболее важными параметрами при исследовании термодинамических процессов в ДУ и, в частности, свободнопоршневого нагнетателя являются параметры, приведенные ниже.

Параметры прототипа и исходные параметры рабочего процесса:

- мощность свободнопоршневого мембранного нагнетателя N_s ;
- давление газа за нагнетателем P_Γ ;
- показатель политропы сжатия m_1 ;
- степень сжатия ε_d ;
- среднее давление механических потерь $P_{тр}$;
- доля потерь тепла с охлаждением q_n ;
- суммарные потери давления $\Sigma\Delta P$;
- низшая теплотворная способность топлива H_u ;
- механический КПД нагнетателя η_m ;
- внутренний КПД компрессора η'_k ;
- температура окружающей среды T_0 ;
- давление окружающей среды P_0 .

Следующей важной группой проектных параметров являются конструктивные параметры, оказывающие влияние на устройство и геометрические размеры камеры сгорания свободнопоршневого нагнетателя.

- объём продувочного ресивера V_p ;
- суммарная ширина продувочных окон B_n ;
- суммарная ширина выпускных окон B_B ;
- расстояние внутренней кромки продувочных окон от плоскости, проходящей через центр камеры сгорания нагнетателя перпендикулярно оси его цилиндра S_n ;
- расстояние внутренней кромки выпускных окон от плоскости, центра камеры сгорания нагнетателя перпендикулярно оси его цилиндра S_B ;
- высота половины камеры сгорания S_c .

При термодинамическом анализе малоразмерный пульсирующий ВРД со свободнопоршневым нагнетателем удобно рассматривать, состоящим из свободнопоршневого мембранного нагнетателя и эжекторного усилителя тяги.

Основные термодинамические параметры рабочего процесса свободнопоршневого нагнетателя представлены в таблице 2.1.

Таблица 2.1

Термодинамические параметры рабочего процесса

Наименование параметра	Размерность	Расчетная формула
1	2	3
Давление в компрессоре в конце всасывания	Па	$P_1 = P_0 - \Delta P_K$
Давление нагнетания в компрессоре	Па	$P_K = P_T + \Sigma \Delta P$
Степень повышения давления в компрессоре	–	$\Pi_K = \frac{P_K}{P_1}$
Давление в начале сжатия	Па	$P_a = P_T$
Температура воздуха за компрессором	К	$T_P = (T_0 + \Delta t) \Pi_K^{\frac{m_1-1}{m_2}}$

1	2	3
Относительный объем мертвого пространства компрессора	–	$a_K = \frac{C_K + \frac{S_B}{\varepsilon}}{S}$
Объёмный коэффициент наполнения компрессора	–	$\lambda = 1 - a_K \left(\Pi_K^{\frac{1}{m_1}} - 1 \right)$
Удельный вес воздуха в компрессоре в начале сжатия	кг/м ³	$\gamma_{0K} = \frac{P_1}{RT_1}$
Количество воздуха, подаваемого компрессором за цикл	кг/цикл	$g_K = 2\gamma_{0K} \lambda F_K S \eta_{ym}$
Работа компрессора за цикл	Дж/цикл	$L_K = \frac{m_1}{m_1 - 1} RT_1 \left(\Pi_K^{\frac{m_1 - 1}{m_1}} - 1 \right) \frac{g_K}{\eta_K}$
Работа компрессора за цикл	Дж/цикл	$L_K = \frac{m_1}{m_1 - 1} RT_1 \left(\Pi_K^{\frac{m_1 - 1}{m_1}} - 1 \right) \frac{g_K}{\eta_K}$
Работа дизеля за цикл	Дж/цикл	$L_i = \frac{L_K}{\eta_M}$
Доля потеряннного хода поршня	–	$\psi = 1 - \frac{S_B}{S} \frac{(\varepsilon - 1)}{\varepsilon}$
Среднее индикаторное давление дизеля	Па	$P_i = \frac{L_i}{2F_\delta S}$
Индикаторный КПД дизеля	–	$\eta_i = k_0 \left(1 - \frac{1}{\varepsilon^{m_1 - 1}} \right)$
Расход топлива на цикл	кг/цикл	$g_m = \frac{AL_i}{\eta_i H_u}$
Секундный расход топлива	кг/с	$g_m' = \frac{g_m n}{60}$
Коэффициент избытка воздуха в дизеле	–	$\alpha = 47.6 \frac{P_a S_B F_\delta (1 - \gamma_2)}{g_m T_p \cdot 10^{-3}}$
Коэффициент продувки	–	$\varphi = \frac{g_K}{g_\delta}$
Суммарный коэффициент избытка воздуха	–	$\alpha_0 = \alpha \varphi$
Давление в дизеле в конце сжатия	Па	$P_c = P_a \varepsilon_\delta^{m_1}$
Давление сгорания	Па	$P_z = P_c \lambda$
Температура воздуха в дизеле в конце сжатия	К	$T_c = T_a \varepsilon_\delta^{m_1 - 1}$
Средняя теплоемкость газа за свободно поршневым нагнетателем	Дж*кг/К	$c_{pm} = \frac{6.876 + (\alpha_0 - 1)6.586}{\mu \alpha_0} + \frac{86 + (\alpha_0 - 1)}{\mu \alpha_0} \cdot 10^5$

1	2	3
Температура газа за свободно поршневым нагнетателем	К	$t_{\Gamma} = \frac{H_u g_m (1 - q_n)}{c_{pm} (g_k + g_m) \cdot 1000} + t_0$
Подача газа в секунду	кг/с	$G_{\Gamma} = \frac{(g_k + g_m)n}{60}$
Удельная адиабатная работа расширения	[Дж/кг]	$l_m = \frac{k}{k-1} RT_{\Gamma} \left[1 - \left(\frac{P_0}{P_{\Gamma}} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]$
Адиабатная мощность свободно поршневого нагнетателя	кВт	$N_s = \frac{G_{\Gamma} l_m}{75}$
Адиабатный КПД установки	–	$\eta_s = \frac{632.3 \cdot N_s}{3600 \cdot G_m H_u \cdot 10^{-3}}$
Удельный расход топлива на 1 кВт*ч.	кг/кВт*ч.	$g_s = \frac{632.3}{\eta_s H_u}$

В упрощенном варианте конструкции далее следовало бы рассмотреть передачу рабочего тела от СПН в реактивное сопло, для создания реактивной тяги.

Для определения параметров реактивного сопла необходимо найти отношение давления среды, куда происходит истечение к давлению в камере сгорания [26, 27, 28]. Полученное числовое значение сравнивают с критическим отношением давлений для данного газа:

$$\left(\frac{P_2}{P_1} \right)_{KP} = \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}}, \quad (2.13)$$

где P_2 – давление среды на выходе из сопла; P_1 – давление среды на входе в сопло.

Примем, что сопло будет сужающимся дозвуковым, тогда

$\left(\frac{P_2}{P_1} \right)_{KP} \geq \left(\frac{P_2}{P_1} \right)$ и скорость истечения будет равна критической скорости

$$C_{KP} = \sqrt{\frac{2k}{k+1} RT_1}, \text{ м/с.} \quad (2.14)$$

Зная расход через сопло и температуру в камере сгорания, определим площадь его минимального сечения [34]

$$f_{\min} = \frac{M_{\max} \frac{RT_1}{P_1}}{C_{KP}}, \text{ м}^2. \quad (2.15)$$

Диаметр минимального сечения

$$D_{\min} = \sqrt{\frac{4f_{\min}}{\pi}}, \text{ м}. \quad (2.16)$$

Однако, как показывает практика конструирования, классические ПуВРД имеют сопла с длиной, превышающей его диаметр в 8-10 раз. Что не всегда позволяет удачно вписать такой двигатель в облик БПЛА. Решить эту проблему позволяет применение в конструкции ПуВРД эжектора [13].

Рассмотрим величину реактивной силы, возникающей при истечении газа из эжектора. Эжекирующим газом является выхлопная струя реактивного двигателя. Эжектируемый газ (воздух) поступает в смесительную камеру непосредственно из атмосферы, поток смеси выбрасывается также в атмосферу.

Сопло и диффузор эжектора спроектированы так, что статические давления газа в выходном сечении сопла и потока смеси на выходе из диффузора равны давлению внешней среды p_n . В этом случае суммарная реактивная сила, действующая на все элементы эжектора, неподвижного относительно внешней среды

$$P = \frac{1}{g}(G_1 + G_2)\omega \quad (2.17)$$

где G_1 и G_2 – секундные расходы эжектирующего газа и воздуха, а ω – скорость истечения смеси из диффузора эжектора.

Реактивная сила (тяга) одного сопла при тех же начальных параметрах газа, но без подмешивания внешнего воздуха, равна

$$P = \frac{1}{g} G_1 \omega_1 ,$$

где ω_1 – скорость истечения газа из сопла.

Увеличение тяги при подсосывании внешнего воздуха к эжектирующей струе объясняется тем, что на элементах эжектора возникают дополнительные силы, равнодействующая которых, направленная по оси потока, суммируется с реактивной тягой сопла. Основной из этих сил, определяющей выигрыш в тяге, является неуравновешенная сила внешнего давления, действующая на входной раструб (заборник) эжектора. Ее появление обусловлено понижением давления на стенках раструба при втекании в него эжектируемого воздуха.

Для выяснения принципиальных свойств эжектора как элемента реактивной системы пренебрегаем при рассмотрении сжимаемостью газа, которая в данном случае оказывает не очень существенное влияние на конечные параметры системы. Для определения эффективности процесса с точки зрения увеличения тяги целесообразно сравнить полученную реактивную тягу с исходной при равных расходах газа через сопло.

Запишем выражения для коэффициента эжекции n и коэффициента увеличения тяги δ :

$$n = \frac{f \left(1 + \frac{1}{\alpha} \right) \sqrt{2\alpha + \alpha^2 (f^2 - 1)} - 1 - f^2}{1 + \alpha^2 f^2} ; \quad (2.18)$$

$$\delta = \frac{\alpha}{\alpha + 1} \frac{(n + 1)^2}{f \sqrt{1 - \alpha^2 n^2}} . \quad (2.19)$$

Эти величины являются монотонными функциями геометрических параметров α и f .

На основе этих графиков, полученных Г.Н. Абрамовичем [1] зададимся оптимальными значениями α и f и определяем коэффициенты эжекции и увеличения тяги, а так же расход эжектируемого воздуха и площадь поперечного

сечения эжектора по известным значениям расхода через реактивное сопло и площади его поперечного сечения

$$n = \frac{G_2}{G_1} \text{ и } \alpha = \frac{F_1}{F_2}.$$

Экспериментально установлено, что наибольшее приращение тяги получается при длине камеры смешения 6 – 7 калибров, в то время как обычно для эжекторов оптимальная длина камеры равна 8 – 12 ее калибрам. Следовательно, задавшись отношением l/d , можно определить длину камеры смешения. Потребную длину камеры можно существенно сократить, если раздробить эжектирующую струю на несколько струй; для этого применяют многосопловую конструкцию или специальное секционное сопло.

При этом оказывается, что для эжекторов с любыми значениями геометрических параметров a и f коэффициент увеличения тяги δ больше единицы, и выигрыш в тяге может достигать значительной величины. Таким образом, в неподвижном эжекторе подмешивание дополнительной массы к струе, вытекающей из сопла, происходит достаточно эффективно, вследствие чего при полном смешении потоков всегда образуется выигрыш в реактивной тяге.

Согласно теоретическим и экспериментальным данным исследований, проведенных О.И. Кудриным [44] и В.И. Богдановым [8] при использовании пульсирующей активной струи в эжекторном усилителе тяги суммарная тяга может возрасти 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. Это показано в диссертационной работе В. И. Богданова «Повышение эффективности пульсирующих реактивных двигателей» [9].

Физическая картина взаимодействия масс и возникновение anomalно высокого прироста реактивного импульса такова. Течение в периоде каждой пульсации (каждого цикла) состоит из двух основных фаз. В начальной –

вспомогательной фазе – первые порции выбрасываемого активного потока приводят в движение находящийся в эжекторном канале газ, передавая ему часть своей кинетической энергии. Во второй фазе движения, главной по значимости фазе взаимодействия потоков (наступающей при окончании подачи активного газа в эжекторный насадок) присоединяемая внешняя масса (воздуха) двигается, увлекаясь вслед за разогнанной в насадке порцией активного газа. Возникающее движение (в следе), инициируемое большим числом проходящих по газу вдоль насадка прямых и отраженных волн, характеризуется малой диссипацией (рассеянием) энергии и большим относительным количеством присоединяемой массы. Оно и определяет значительный прирост реактивной силы. Таким образом, в эжекторном канале реализуется течение разделенных (слабо смешивающихся) структур газа с преимущественным увлечением дополнительной массы в волнах разрежения – в следе за столбом газа, разогнанного в эжекторном канале в начале пульсации. Взаимодействие масс активной и присоединяемой в этом случае не связано с резко диссипативным механизмом стационарного эжектирования на основе трения и смешения потоков.

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 Струхалия (Sh) (0,1 или менее), достаточно большая скважность – перерывы в подаче активной струи (0,75 или более)

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

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

Требование большой скважности (0,75 и более) – перерыва в подаче активной струи, предполагает применение камеры сгорания с одной полостью. Эжекторный канал – насадок может выполняться атмосферным (давление газа на выходе канала равно атмосферному) для скоростей полета $M < 0,8$ или трансформироваться в напорный для комбинированных, многорежимных силовых установок.

В ПуВРД с эжекторным насадком классической формы с основным, характерным геометрическим соотношением насадка $l/d = 6$ был экспериментально получен прирост тяги на 140 % [44] при частоте пульсаций $f \sim 10$ Гц. Однако обеспечить данное геометрическое соотношение на летательном аппарате конструктивно сложно. Вместе с тем при значительном увеличении частоты пульсаций ПуВРД длина насадка может быть резко сокращена. Так по данным отчета О.И. Кудрина по теме №202-03 П, лаб. 202 МАИ, 1987 г. при соотношении $l/d = 1,5$ при $f = 60$ Гц был получен прирост тяги ~ 140 %. Это объясняется тем, что при уменьшении времени цикла (выпуск активной струи – последующее втекание атмосферного воздуха) для поддержания оптимального значения числа Струхала необходимо уменьшать длину насадка.

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. Для сельскохозяйственного самолета М-15 эжекторный усилитель тяги ТРДД АИ-25 (традиционный усилитель тяги $P = \text{const}$) имел примерно такое же геометрическое соотношение l/d . Определяющим фактором здесь было снижение внешнего сопротивления насадка. Таким образом, можно сделать вывод: из

условия соблюдения механико-геометрических соотношений ($Sh < 0,1$), из конструктивных соображений, учета внешнего сопротивления, диапазон соотношения $l/d = 1,5 \dots 2,0$ для высокочастотного ($5 > 50\text{Гц}$) ПуВРД может быть оптимальным.

2.6. Ресурсный анализ свободнопоршневого мембранного нагнетателя

При работе компрессора в мембране возникают переменные напряжения, многократно изменяющиеся во времени.

Задачей конструктора является выбор такого режима изменения напряженного состояния мембраны, при котором ни в одной ее точке напряжения не превысят предел выносливости (усталости). Пределом выносливости σ называется наибольшее максимальное напряжение цикла, при котором материал не разрушается при практически неограниченном числе перемен напряжений.

Предел выносливости, являясь одной из характеристик прочности материала, зависит в основном от его свойств и типа цикла.

Свойства материалов при напряжениях, изменяющихся во времени, изучены для весьма ограниченного числа напряженных состояний [4]. В основном прочность материалов при переменных напряжениях изучалась при одноосном неоднородном напряженном состоянии (испытания образцов в условиях изгиба) и неоднородном чистом сдвиге (испытания сплошных образцов в условиях кручения). Сведения об усталостной прочности при одноосном однородном напряженном состоянии и однородном чистом сдвиге менее полны. Еще менее подробно изучена усталостная прочность материалов в общем случае двухосных смешанных напряженных состояний. Прочность материалов при трехосных напряженных состояниях вообще не изучена.

Наиболее распространенный тип испытания на выносливость при одноосном напряженном состоянии - испытание на изгиб при симметричном цикле изменения напряжений.

Для экспериментального определения предела выносливости необходимо установить число циклов, выдержав которое, образец не разрушится при дальнейших испытаниях. Это число циклов называется базой определения предела выносливости.

Базой для определения предела выносливости черных металлов считают 10^7 циклов. В некоторых случаях, например, для цветных металлов, легких сплавов, черных металлов с корродированной поверхностью, а также для закаленных до высокой твердости сталей, невозможно установить число циклов, выдержав которое, образец не разрушается и при дальнейших испытаниях. В этом случае в качестве условного предела выносливости принимается наибольшее максимальное напряжение, при котором не происходят разрушения, при определенном числе циклов, принятом за базу; например, для цветных металлов за базу для определения условного предела выносливости принимается от $5 \cdot 10^7$ до 10^8 циклов.

Экспериментально предел выносливости определяется следующим образом. Из испытуемого материала изготавливаются одинаковые образцы (обычно не менее шести - восьми). Первый образец на специальной машине нагружается так, что в нем возникает напряжение σ_1 заведомо большее, чем предел выносливости; образец испытывается до разрушения, которое происходит при некотором числе циклов N_1 . Второй образец нагружается так, что в нем возникает напряжение $\sigma_{11} < \sigma_1$; этот образец также испытывается до разрушения при числе циклов $N_{11} > N_1$. Таким образом, испытание ведется до тех пор, пока образец не воспримет без разрушения 10^7 циклов (черные металлы) или от $5 \cdot 10^7$ до 10^8 циклов (цветные металлы).

На основании результатов испытаний строится зависимость максимальных напряжений (рис. 2.6), при которых происходит разрушение образца, от числа циклов нагружения, которым подвергался образец до разрушения.

В этой связи представляют интерес результаты исследования усталостной прочности мембран, проведенного В.А. Москалевым [55].

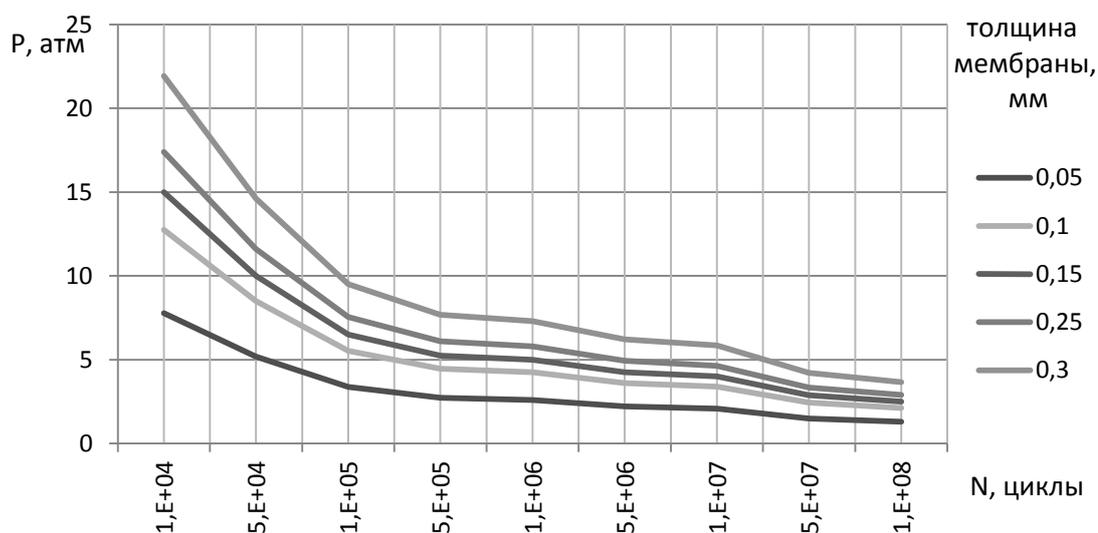


Рис. 2.6. Зависимость максимальных давлений от числа циклов нагружения

Исследованию были подвергнуты мембраны, изготовленные из стали Х18Н9Т, толщиной 0,4 мм и диаметром от 150 до 300 мм. Мембраны испытывались на модели мембранного компрессора, в которой мембраны колебались между двумя дисками с профилированными поверхностями. Испытание показало, что предел выносливости, определяемый на базе 10^7 циклов при выбранном цикле изменения напряжений как в центре, так и у заделки мембран в среднем на 12-16% ниже предела выносливости этой стали при одноосном симметричном изгибе.

Многочисленными экспериментальными исследованиями выявлены основные факторы, оказывающие влияние на прочность материалов при переменной нагрузке. Этими факторами являются:

- а) тип цикла изменения напряжения;
- б) тип напряженного состояния (двухосное, трехосное, смешанное);
- в) степень неоднородности напряженного состояния;
- г) величина местных напряжений.

В диссертационной работе Щуки И.О. «Повышение эксплуатационных свойств мембранного блока мембранно-плунжерного компрессора» [85] представлены результаты экспериментальных исследований мембраны из нержавеющей стали 35ХГРЮ и нитинола, которые проводились в условиях

схожих с условиями работы мембраны в свободнопоршневом нагнетателе. Показано, 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 70-80 Гц, что укладывается в рамки проведенного эксперимента.

В зависимости от характера выполняемой задачи, время полета малоразмерного БПЛА может изменяться в широких пределах, но редко превышает 10 часов. Зачастую малоразмерный БПЛА выполняет функцию одноразового невозвращаемого ЛА либо ЛА, потеря которого, в процессе выполнения задачи является допустимой. Поэтому при проектировании двигательных установок БПЛА к их конструктивным элементам применяют менее жесткие ресурсные требования, по сравнению с требованиями, например, к двигателям, применяемым в гражданской авиации, где назначенный ресурс составляет 100 тысяч часов [56, 58, 67].

В комбинированном ПуВРД со свободнопоршневым нагнетателем мембранный узел является одним из самых уязвимых элементов с точки зрения ресурса и надежности. Однако, принимая во внимание, сказанное выше о характере и времени полета БПЛА, а также, опираясь на данные экспериментальных исследований, можно подтвердить возможность использования тонкой металлической мембраны в качестве конструктивного элемента свободнопоршневого нагнетателя способного проработать 10 часов с заданной частотой колебаний 70-80 Гц.

Задавая частоту работы свободнопоршневого нагнетателя и необходимое время работы ДУ, на основании статистических данных можно произвести выбор материала и его толщины, из которого необходимо изготовить мембрану для нагнетателя.

Необходимо отметить, что в комплексе с металлической мембраной целесообразно применять мембрану, состоящую из нескольких слоев ткани, пропитанных полимерным связующим. Такая мембрана является резервной и в

случае выхода из строя металлической мембраны позволит не допустить разгерметизации подмембранного пространства. Принимая во внимание недолговременный характер работы мембранного нагнетателя, подобное решение можно признать допустимым.

К клапанам мембранных компрессоров предъявляются те же требования, что и к клапанам поршневых, а именно плотное прилегание в закрытом состоянии, своевременность открытия и закрытия, малое сопротивление протеканию газа, износостойкость, прочность и малый объем мертвого пространства.

Однако специфические условия работы мембранного нагнетателя определяют первостепенное значение для работы машины малого объема мертвого пространства и износостойкости газовых клапанов. Этими качествами в наибольшей степени обладают дисковые пластинчатые клапаны и пластинчатые клапаны с круглой или сферической пластиной (рис 2.7).

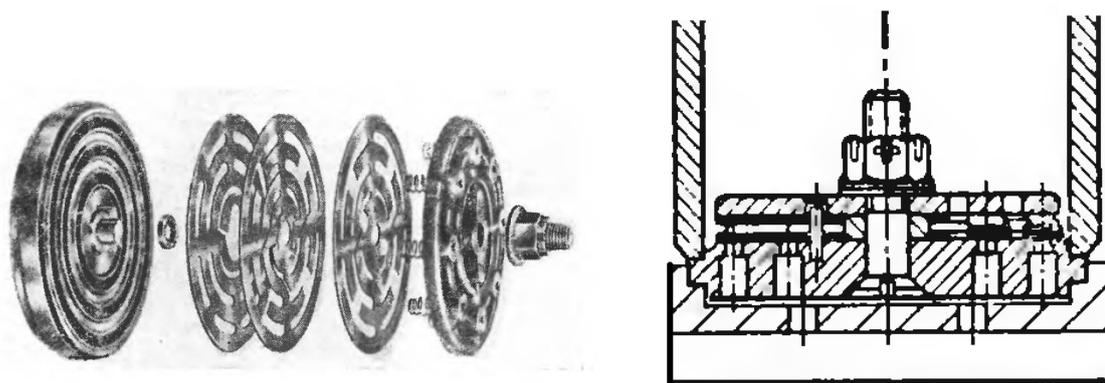


Рис. 2.7. Дисковый пластинчатый клапан

Для снижения гидравлических потерь следует выбирать низкие значения скорости газа в щели клапана. Однако при этом возрастает величина мертвого пространства, что для мембранного нагнетателя крайне нежелательно. Поэтому допускаются более высокие значения скорости газа в щели всасывающего клапана, которые для ступеней низкого давления составляют 35 – 45 м/с.

В качестве впускного клапана, снабжающего под мембранное пространство новыми порциями атмосферного воздуха, целесообразно использовать

классический механический клапан, учитывая простоту и надежность его конструкции, а так же принимая во внимание, что клапан работает в относительно холодных условиях и не испытывает серьезных тепловых нагрузок [60].

2.7. Методика расчета политропических процессов продувки цилиндра

Излагаемая ниже теория политропических процессов с переменным количеством рабочего тела и, в первую очередь, теория процесса «продувки» как наиболее общего случая газообмена опирается на методы приближенного расчета, широко применяемые технической термодинамикой при всевозможных исследованиях. Основой этих методов является условная замена действительного процесса одним из бесчисленных политропических изменений состояния газа, достаточно разнообразных, чтобы в первом приближении удовлетворить требованиям необходимой точности практического расчета [35, 43].

Под политропическими процессами при переменном количестве рабочего тела понимают такие изменения состояния газов и их количественные перераспределения, при осуществлении которых все превращения, происходящие с отдельными видами энергии рассматриваемой системы тел, связаны между собой чисто условными математическими соотношениями, выбираемыми в широком интервале чисел от 0 до $\pm \infty$, но ограниченными постоянством своих значений. Эти условные соотношения или зависимости, предполагая в общем виде бесконечно большое количество вариантов, для каждого конкретного случая принимают определенные числовые величины, однозначно характеризующие данный процесс на всем его протяжении или на любом его отдельно рассматриваемом участке. Особенностью теории политропических процессов является наличие во всех ее расчетных уравнениях, и формулах ряда осредненных коэффициентов и показателей, от правильного выбора числовых значений которых в основном и зависит степень действительного соответствия учитываемых ими явлений. Нахождение в общем пучке политропических процессов отдельного процесса или отдельной группы процессов, наиболее точно

удовлетворяющих действительному изменению состояния газов, является необходимой предпосылкой для правильного использования метода указанной теории, одновременно устанавливая границы ее применимости.

Возможность широкого практического развития этого метода расчета основана на конкретном применении политропических соотношений для теоретического исследования действительных процессов с учетом законов теплопередачи [54], истечения и смешения газов, конструктивно-кинематических особенностей той машины, в которой они происходят, кинетики химических превращений и других явлений, зависящих от фактора времени и характеризующих все изменения энергии рассматриваемой системы тел в ее реальных условиях.

В дальнейшем излагаются политропические процессы: 1) для общего случая газообмена, под которым понимается так называемая «продувка» цилиндра воздухом при очистке его от отработавших газов, 2) для случая только с увеличением рабочего тела (наполнение цилиндра) и 3) для случая только с уменьшением рабочего тела (выпуск отработавших газов).

Построения кривых всех этих процессов с переменным количеством рабочего тела в самых различных системах координат ($P - V$, $T - V$, $P - T$, $M - V$, $T - M$ и т. д.) могут осуществляться или аналитическим методом или графическими способами при построении политропических кривых в условиях $k = \text{const}$ или $n = \text{const}$.

Политропические процессы для общего случая газообмена (дозвуковая продувка цилиндра). Для определения политропических зависимостей между различными переменными параметрами газов в цилиндре тепловой машины – двигателя при общем случае газообмена, называемом продувкой, можно, используя основное уравнение состояния газов, составить ряд энергетических соотношений, условно сохраняющих постоянство своей величины в течение всего процесса.

Так, например, для любого мгновенного состояния газовой смеси внутри цилиндра при процессе продувки справедливо уравнение

$$PV = 848 MT.$$

Дифференцируя это уравнение при переменном значении всех параметров, получим

$$d(PV) = 848 d(MT).$$

Левая часть данного выражения может быть представлена в следующем виде: $d(PV) = VdP + PdV$, или после некоторых преобразований

$$-\frac{VdP}{PdV} + \frac{d(PV)}{PdV} = 1.$$

Из последнего равенства находятся три политропических соотношения, которые условно можно принять постоянными на протяжении или всего рассматриваемого процесса газообмена, или на любой отдельной его части

$$-\frac{VdP}{PdV} = n' = const; \frac{d(PV)}{PdV} = 1 - n' = const; \frac{VdP}{d(PV)} = \frac{n'}{n'-1} = const.$$

Из первого соотношения получается основная политропическая зависимость между давлением смеси газов и ее объемами

$$-\frac{dP}{P} = n' + \frac{dV}{V}.$$

Количество газовой смеси, находящейся внутри цилиндра, и ее состав $M = M_2 + M_6$ в процессе продувки все время изменяется, при этом та часть смеси, которая состоит из отработавших газов (продуктов сгорания) M_6 , непрерывно уменьшается. В каждый момент продувки эти газы согласно закону Дальтона будут подчиняться следующему уравнению состояния:

$$p_r V = 848 M_r T,$$

где p_r – парциальное давление отработавших газов в общей смеси. Дифференцируя последнее уравнение $d(p_r V) = 848 d(M_r T)$. $d(p_r V) = V dp_r + p_r dV$ можно получить

$$-\frac{V dp_r}{p_r dV} + \frac{d(p_r V)}{p_r dV} = 1.$$

Из этого равенства составим еще три политропических соотношения, которые условно можно принять постоянными в продолжение всего процесса продувки или на любом отдельно рассматриваемом ее участке

$$-\frac{V dp_{\Gamma}}{p_{\Gamma} dV} = n_{\Delta} = \text{const}; \quad \frac{d(p_{\Gamma} V)}{p_{\Gamma} dV} = 1 - n_{\Delta} = \text{const}; \quad \frac{V dp_{\Gamma}}{d(p_{\Gamma} V)} = \frac{n_{\Delta}}{n_{\Delta} - 1} = \text{const}.$$

Из первого соотношения следует основная политропическая зависимость между парциальным давлением отработавших газов и объемом всей газовой смеси в цилиндре

$$-\frac{dp_{\Gamma}}{p_{\Gamma}} = n_{\Delta} + \frac{dV}{V}.$$

Для установления при процессах продувки политропической зависимости между температурами и объемами газов напомним следующее выражение:

$$d(MT) = MdT + TdM,$$

откуда

$$-\frac{TdM}{MdT} + \frac{d(MT)}{MdT} = 1.$$

Из полученного равенства можно также составить три постоянных политропических соотношения, например,

$$\frac{d(MT)}{MdT} = \text{const}.$$

Так как по предыдущему

$$\frac{d(PV)}{PdV} = \text{const},$$

то после деления последнего выражения на предыдущее получим

$$\frac{d(PV)MdT}{d(MT)PdV} = \text{const}.$$

Обозначая это соотношение через $(1 - n_0)$, после соответствующих преобразований найдем

$$\frac{VdT}{TdV} = \text{const} = 1 - n_0.$$

Из этого равенства определяется условная политропическая зависимость между температурами и объемами газов в процессе продувки

$$\frac{dT}{T} = -(n_0 - 1) \frac{dV}{V}.$$

При совместном решении всех трех соотношений получим

$$\frac{dT}{T} = -(n_0 - 1) \frac{dV}{V} = \frac{n_0 - 1}{n'} \frac{dP}{P} = \frac{n_0 - 1}{n_\Delta} \frac{dp_\Gamma}{p_\Gamma}.$$

Учитывая, кроме полученного уравнения, также и дифференциальные зависимости, которые получаются из основных уравнений состояния

$$\frac{dp_\Gamma}{p_\Gamma} + \frac{dV}{V} = \frac{dM_\Gamma}{M_\Gamma} + \frac{dT}{T} \quad \text{и} \quad \frac{dP}{P} + \frac{dV}{V} = \frac{dM}{M} + \frac{dT}{T}$$

общие соотношения основных параметров газовой смеси в цилиндре в процессе продувки можно представить следующими равенствами.

В дифференциальной форме

$$\begin{aligned} \frac{dM}{M} &= -\frac{n_0 - n'}{n_0 - 1} \frac{dT}{T} = -\frac{n_0 - n'}{n' - 1} \frac{d(MT)}{MT} = -\frac{n_0 - n'}{n'} \frac{dP}{P} = \\ &= (n_0 - n') \frac{dV}{V} = -\frac{n_0 - n'}{n_\Delta} \frac{dp_\Gamma}{p_\Gamma} = -\frac{n_0 - n'}{n_\Delta - n_0} \frac{dM_\Gamma}{M_\Gamma} = -\frac{n_0 - n'}{n_\Delta - 1} \frac{d(M_\Gamma T)}{M_\Gamma T}. \end{aligned} \quad (2.20)$$

После интегрирования

$$\begin{aligned} \frac{M}{M_0} &= \left(\frac{T_0}{T}\right)^{\frac{n_0 - n'}{n_0 - 1}} = \left(\frac{M_0 T_0}{MT}\right)^{\frac{n_0 - n'}{n' - 1}} = \left(\frac{P_0}{P}\right)^{\frac{n_0 - n'}{n'}} = \left(\frac{V_0}{V}\right)^{n_0 - n'} = \\ &= \left(\frac{P_0}{p_\Gamma}\right)^{\frac{n_0 - n'}{n_\Delta}} = \left(\frac{M_0}{M_\Gamma}\right)^{\frac{n_0 - n'}{n_\Delta - n_0}} = \left(\frac{M_0 T_0}{M_\Gamma T}\right)^{\frac{n_0 - n'}{n_\Delta - 1}}. \end{aligned} \quad (2.21)$$

Объемные части отдельных смешиваемых газов в цилиндре в процессе его продувки согласно уравнению выражаются в зависимости от различных параметров следующими соотношениями.

Для отработавших газов

$$\begin{aligned} r_\Gamma &= \frac{M_\Gamma}{M} = \frac{p_\Gamma}{P} = \left(\frac{T}{T_0}\right)^{\frac{n_\Delta - n'}{n_0 - 1}} = \left(\frac{M_0}{M}\right)^{\frac{n_\Delta - n'}{n_0 - n'}} = \left(\frac{MT}{M_0 T_0}\right)^{\frac{n_\Delta - n'}{n' - 1}} = \left(\frac{P}{P_0}\right)^{\frac{n_\Delta - n'}{n'}} = \\ &= \left(\frac{V_0}{V_1}\right)^{n_\Delta - n'} = \left(\frac{p_\Gamma}{P_0}\right)^{\frac{n_\Delta - n'}{n_\Delta}} = \left(\frac{M_\Gamma}{M_0}\right)^{\frac{n_\Delta - n'}{n_\Delta - n_0}} = \left(\frac{M_\Gamma T}{M_0 T_0}\right)^{\frac{n_\Delta - n'}{n_\Delta - 1}}. \end{aligned} \quad (2.22)$$

Для продувочного воздуха

$$r_B = \frac{M_B}{M} = \frac{p_B}{P} = 1 - r_\Gamma.$$

При расчете процессов газообмена в некоторых частных случаях, а, именно, при $V = \text{const}$ ($n' = n_0 = n_\Delta = \infty$), возникает необходимость раскрыть

получающиеся математические неопределенности вида $\frac{0}{0}$; $\frac{\infty}{\infty}$; и т. п. $n_0 n_\Delta n$ и $\bar{n} \frac{n_0-1}{n'} = \frac{\infty}{\infty} = \frac{n-1}{n} \frac{n_0-1}{n_\Delta} = \frac{\infty}{\infty} = \frac{n-1}{\bar{n}} n_0 = n' \frac{n-1}{n} + 1 n_\Delta = \frac{n_0-1}{n-1} \bar{n} = \frac{n'}{n} \bar{n}$.

После соответствующих подстановок и преобразований уравнения принимают следующий вид.

В дифференциальной форме

$$\begin{aligned} \frac{dM}{M} &= -\frac{n-n'}{n'(n-1)} \frac{dT}{T} = -\frac{n-n'}{n(n'-1)} \frac{d(MT)}{MT} = -\frac{n_0-n'}{nn'} \frac{dP}{P} = \frac{n-n'}{n} \frac{dV}{V} \\ &= -\frac{n-n'}{n'\bar{n}} \frac{dp_\Gamma}{p_\Gamma} = -\frac{n-n'}{n'(\bar{n}-n+1)-n} \frac{dM_\Gamma}{M_\Gamma} = -\frac{n-n'}{n'\bar{n}-n} \frac{d(M_\Gamma T)}{M_\Gamma T}. \end{aligned} \quad (2.23)$$

После интегрирования

$$\begin{aligned} \frac{M}{M_0} &= \left(\frac{T_0}{T}\right)^{\frac{n-n'}{n'(n-1)}} = \left(\frac{M_0 T_0}{MT}\right)^{\frac{n-n'}{n(n'-1)}} = \left(\frac{P_0}{P}\right)^{\frac{n-n'}{nn'}} = \left(\frac{V_0}{V}\right)^{\frac{n-n'}{n}} \\ &= \left(\frac{P_0}{p_\Gamma}\right)^{\frac{n-n'}{n'\bar{n}}} = \left(\frac{M_0}{M_\Gamma}\right)^{\frac{n-n'}{n'(\bar{n}-n+1)-n}} = \left(\frac{M_0 T_0}{M_\Gamma T}\right)^{\frac{n-n'}{n'\bar{n}-n}}. \end{aligned} \quad (2.24)$$

В общей смеси газов внутри цилиндра объемные части отработанных газов и продувочного воздуха выражаются следующими зависимостями

$$\begin{aligned} r_\Gamma &= \frac{M_\Gamma}{M} = \frac{p_\Gamma}{P} = \left(\frac{T}{T_0}\right)^{\frac{\bar{n}-n}{n-1}} = \left(\frac{M_0}{M}\right)^{\frac{n'(\bar{n}-n)}{n-n'}} = \left(\frac{MT}{M_0 T_0}\right)^{\frac{n'(\bar{n}-n)}{n(n'-1)}} = \left(\frac{P}{P_0}\right)^{\frac{\bar{n}-n}{n}} = \\ &= \left(\frac{V_0}{V}\right)^{\frac{n'}{n}(\bar{n}-n)} = \left(\frac{p_\Gamma}{P_0}\right)^{\frac{\bar{n}-n}{n}} = \left(\frac{M_\Gamma}{M_0}\right)^{\frac{n'(\bar{n}-n)}{n'(\bar{n}-n+1)-n}} = \left(\frac{M_\Gamma T}{M_0 T_0}\right)^{\frac{n'(\bar{n}-n)}{n'\bar{n}-n}}; \end{aligned} \quad (2.25)$$

$$r_B = \frac{M_B}{M} = \frac{p_B}{P} = 1 - r_\Gamma.$$

Во всех этих уравнениях обозначения имеют следующий физический смысл: $T_0; P_0; V_0$ – температура, давление, ($\text{кг}/\text{м}^2$) и объем газов (м^3) в начале процесса продувки; $n'; n_0; n_\Delta; n; \bar{n}$ – отдельные политропические показатели общего процесса газообмена, имеющие вполне определенный смысл и назначение. Эти показатели принимают в зависимости от действительных условий процесса продувки самые различные числовые значения от 0 до $\pm \infty$; n' – показатель политропического процесса, обуславливающий количественное изменение газовой смеси в цилиндре, непосредственно связывая ее давления и

объемы; n_0 и n – показатели, учитывающие теплообмен при смешении газов и теплопередачу и их при соприкосновении со стенками цилиндра. Показателем n_0 учитывается зависимость температуры смеси от ее объема, а замещающим его (при $V=const$) показателем n устанавливается функциональная связь этой температуры от давлений; n_Δ и \bar{n} – показатели, характеризующие количественное изменение отработавших газов, т.е. тех газов, которые заполняли все пространство цилиндра в начальный момент процесса продувки. Показателем n_Δ непосредственно учитывается зависимость парциального давления p_Γ отработавших газов в общей смеси от ее объема, а показателем \bar{n} (в случаях перехода от показателя n_0 к показателю n) устанавливается функциональная связь между этим парциальным давлением и давлением всей смеси P .

Приведенные уравнения (2.20-2.25), устанавливая для наиболее общего случая газообмена строгие математические зависимости между основными непрерывно изменяющимися параметрами состояния газовой смеси, характеризуют пучок бесчисленных политропических процессов с переменным количеством и составом рабочего тела в цилиндре двигателя.

При теоретических условиях полного и мгновенного смешения газов в процессе продувки объемные части отработавших газов и продувочного воздуха в газовой смеси, уходящей через выпускные органы $r'_\Gamma = \frac{dM'_\Gamma}{dM'}$ и $r'_B = \frac{dM'_B}{dM'}$ должны быть в каждый момент соответственно равны объемным частям этих же газов внутри рабочего цилиндра $r_\Gamma = \frac{M_\Gamma}{M}$ и $r_B = \frac{M_B}{M}$ т.е.

$$r'_\Gamma = r_\Gamma; r'_B = r_B$$

или

$$\frac{dM'_\Gamma}{dM'} = \frac{M_\Gamma}{M} \text{ и } \frac{dM'_B}{dM'} = \frac{M_B}{M}.$$

$$\begin{aligned} M_S &= M + M' - M_0 dM_S = dM + dM'; M'_\Gamma = M_0 - M_\Gamma \text{ и } dM'_\Gamma = -dM_\Gamma, dM_S \\ &= dM - M \frac{dM_\Gamma}{M_\Gamma} \frac{dM_\Gamma}{M_\Gamma} = -\frac{n_\Delta - n_0}{n_0 - n'} \frac{dM}{M} dM_S = \frac{n_\Delta - n'}{n_0 - n'} dM. \end{aligned}$$

Из политропических соотношений (2.20) и (2.21) имеем

$$dM = M_0 \frac{n' - n_0}{n_0 - 1} \left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{n' - n_0}{n_0 - 1} - 1};$$

$$d \frac{T}{T_0} = M_0 \frac{n' - n_0}{n'} \left(\frac{P_0}{P} \right)^{\frac{n_0}{n'}} d \left(\frac{P}{P_0} \right) = M_0 (n_0 - n') \left(\frac{V_0}{V} \right)^{n_0 - n' - 1} d \left(\frac{V}{V_0} \right).$$

После соответствующих подстановок уравнение принимает следующий вид:

$$\begin{aligned} dM_s &= \frac{n_\Delta - n'}{n_0 - n'} dM = -M_0 \frac{n_\Delta - n'}{n_0 - 1} \left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{n' - n_0}{n_0 - 1} - 1} d \frac{T}{T_0} \\ &= -M_0 \left(\frac{n_\Delta}{n'} - 1 \right) \left(\frac{P_0}{P} \right)^{\frac{n_0}{n'}} d \frac{P}{P_0} = M_0 (n_\Delta - n') \left(\frac{V_0}{V} \right)^{n_0 - n' - 1} d \frac{V}{V_0}. \end{aligned} \quad (2.26)$$

Интегрирование последнего уравнения в соответствующих пределах дает возможность определить количество молей продувочного воздуха (подаваемого в цилиндр в течении процесса), удовлетворяющее принятым условиям полного смешения газов

$$\begin{aligned} M_s &= M_0 \frac{n_\Delta - n'}{n_0 - n'} \left(\frac{M}{M_0} - 1 \right) = M_0 \frac{n_\Delta - n'}{n_0 - n'} \left[\left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{n' - n_0}{n_0 - 1}} - 1 \right] = \\ &= M_0 \frac{n_\Delta - n'}{n_0 - n'} \left[\left(\frac{P}{P_0} \right)^{\frac{n' - n_0}{n'}} - 1 \right] = M_0 \frac{n_\Delta - n'}{n_0 - n'} \left[\left(\frac{V}{V_0} \right)^{n_0 - n'} - 1 \right] \text{ моль}. \end{aligned} \quad (2.27)$$

Количество молей общей смеси газов, вытекающих при продувке через выпускные органы двигателя, определится из уравнения

$$\begin{aligned} dM' &= dM_s - dM = \frac{n_\Delta - n_0}{n_0 - n'} dM = -M_0 \frac{n_\Delta - n_0}{n_0 - 1} \left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{n' - n_0}{n_0 - 1} - 1} d \frac{T}{T_0} = \\ &= -M_0 \frac{n_\Delta - n_0}{n'} \left(\frac{P_0}{P} \right)^{\frac{n_0}{n'}} d \frac{P}{P_0} = M_0 (n_\Delta - n_0) \left(\frac{V_0}{V} \right)^{n_0 - n' - 1} d \frac{V}{V_0}. \end{aligned} \quad (2.28)$$

Или после интегрирования

$$\begin{aligned} M' &= M_0 \frac{n_\Delta - n_0}{n_0 - n'} \left(\frac{M}{M_0} - 1 \right) = M_0 \frac{n_\Delta - n_0}{n_0 - n'} \left[\left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{n' - n_0}{n_0 - 1}} - 1 \right] = \\ &= M_0 \frac{n_\Delta - n_0}{n_0 - n'} \left[\left(\frac{P}{P_0} \right)^{\frac{n' - n_0}{n'}} - 1 \right] = M_0 \frac{n_\Delta - n_0}{n_0 - n'} \left[\left(\frac{V}{V_0} \right)^{n_0 - n'} - 1 \right] \text{ моль}. \end{aligned} \quad (2.29)$$

Количество молей отработавших газов, вытекающих из цилиндра двигателя в процессе продувки, равно:

$$\begin{aligned}
 dM'_\Gamma &= -dM_\Gamma = M_0 \frac{n_\Delta - n_0}{n_0 - n'} \left(\frac{M}{M_0} \right)^{\frac{n_\Delta - n'}{n' - n_0}} d \frac{M}{M_0} = \\
 &= -M_0 \frac{n_\Delta - n_0}{n_0 - 1} \left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{n_\Delta - n_0}{n_0 - 1} - 1} d \frac{T}{T_0} = M_0 \frac{n_\Delta - n_0}{n'} \left(\frac{P_0}{P} \right)^{\frac{n_\Delta - n_0}{n'} - 1} d \frac{P}{P_0} = \\
 &= M_0 (n_\Delta - n_0) \left(\frac{V}{V_0} \right)^{n_0 - n_\Delta - 1} d \frac{V}{V_0}. \quad (2.30)
 \end{aligned}$$

Или после интегрирования

$$\begin{aligned}
 M'_\Gamma &= M_0 - M_\Gamma = M_0 \left[1 - \left(\frac{M}{M_0} \right)^{\frac{n_\Delta - n_0}{n' - n_0}} \right] = M_0 \left[1 - \left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{n_\Delta - n_0}{n_0 - 1}} \right] = \\
 &= M_0 \left[1 - \left(\frac{P}{P_0} \right)^{\frac{n_\Delta - n_0}{n'}} \right] = M_0 \left[1 - \left(\frac{V}{V_0} \right)^{n_0 - n_\Delta} \right] \text{ моль}. \quad (2.31)
 \end{aligned}$$

Количество молей продувочного воздуха, вытекающего из цилиндра при продувке, найдется по уравнению

$$\begin{aligned}
 dM'_B &= dM' - dM_\Gamma = M_0 \frac{n_\Delta - n_0}{n_0 - n'} \left[1 - \left(\frac{M}{M_0} \right)^{\frac{n_\Delta - n'}{n' - n_0}} \right] d \frac{M}{M_0} = \\
 &= -M_0 \frac{n_\Delta - n_0}{n_0 - 1} \left[\left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{n' - n_0}{n_0 - 1} - 1} - \left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{n_\Delta - n_0}{n_0 - 1} - 1} \right] d \frac{T}{T_0} = \\
 &= -M_0 \frac{n_\Delta - n_0}{n'} \left[\left(\frac{P_0}{P} \right)^{\frac{n_0}{n'}} - \left(\frac{P}{P_0} \right)^{\frac{n_\Delta - n_0}{n'} - 1} \right] d \frac{P}{P_0} = \\
 &= M_0 (n_\Delta - n') \left[\left(\frac{V}{V_0} \right)^{n_0 - n' - 1} - \left(\frac{V}{V_0} \right)^{n_0 - n_\Delta - 1} \right] d \frac{V}{V_0} \quad (2.32)
 \end{aligned}$$

или после интегрирования

$$M'_B = M_0 \left[\frac{n_\Delta - n_0}{n_0 - n'} \left(\frac{M}{M_0} - 1 \right) + \left(\frac{M}{M_0} \right)^{\frac{n_\Delta - n_0}{n' - n_0}} - 1 \right] =$$

$$\begin{aligned}
&= M_0 \left\{ \frac{n_\Delta - n_0}{n_0 - n'} \left[\left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{n' - n_0}{n_0 - 1}} - 1 \right] + \left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{n_\Delta - n_0}{n_0 - 1}} - 1 \right\} = \\
&= M_0 \left\{ \frac{n_\Delta - n_0}{n_0 - n'} \left[\left(\frac{P}{P_0} \right)^{\frac{n' - n_0}{n'}} - 1 \right] + \left(\frac{P}{P_0} \right)^{\frac{n_\Delta - n_0}{n'}} - 1 \right\} = \\
&= M_0 \left\{ \frac{n_\Delta - n_0}{n_0 - n'} \left[\left(\frac{V}{V_0} \right)^{n_0 - n'} - 1 \right] + \left(\frac{V}{V_0} \right)^{n_0 - n_\Delta} - 1 \right\} \text{ моль.} \quad (2.33)
\end{aligned}$$

Политропические условия, принятые при выводе уравнений для определения количественных изменений отдельных газов в процессах продувки, дают возможность установить и все энергетические превращения, происходящие в этом случае с рассматриваемой системой тел.

При использовании политропических зависимостей уравнение закона сохранения и превращения энергии для общего случая газообмена принимает следующий вид:

$$\begin{aligned}
dQ + M_0 T_0 \left\{ (a_{p_\Gamma} - a_{p_B}) \left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{n_\Delta - n_0}{n_0 - 1}} + (b_\Gamma - b_B) T_0 \left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{n_\Delta - 1}{n_0 - 1}} + \right. \\
+ \left[a_{p_B} \left(1 - \frac{n_\Delta - n'}{n_0 - 1} \right) - 1,985 \frac{n'}{n_0 - 1} \right] \left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{n' - n_0}{n_0 - 1}} + \\
b_B T_0 \left(1 - \frac{1}{2} \frac{n_\Delta - n'}{n_0 - 1} \right) \left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{n' - 1}{n_0 - 1}} + \\
\left. + \frac{n_\Delta - n'}{n_0 - 1} \left(a_{p_B} + \frac{b_B}{2} T_s \right) \frac{T_s}{T_0} \left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{n' - n_0 - 1}{n_0 - 1}} \right\} d \frac{T}{T_0} = 0. \quad (2.34)
\end{aligned}$$

Интегрированием этого уравнения можно получить общее выражение для определения изменения энергии теплового аккумулятора за счет теплообмена его с рабочими газами через стенки цилиндра

$$\Delta Q = -M_0 T_0 \left\{ \frac{n_0 - 1}{n_\Delta - 1} (a_{p_\Gamma} - a_{p_B}) \left[\left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{n_\Delta - 1}{n_0 - 1}} - 1 \right] + \frac{(b_\Gamma - b_B) T_0}{\frac{n_\Delta - 1}{n_0 - 1} + 1} \left[\left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{n_\Delta - 1}{n_0 - 1}} - 1 \right] + \right.$$

$$\begin{aligned}
& + \left[\left(1 - \frac{n_{\Delta} - n_0}{n' - 1} \right) a_{p_B} - 1,985 \frac{n'}{n' - 1} \right] \left[\left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{n'-1}{n_0-1}} - 1 \right] + \\
& + \left(1 - \frac{n_{\Delta} - n_0}{n' + n_0 - 2} \right) \frac{b_B}{2} T_0 \left[\left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{n'-1}{n_0-1}+1} - 1 \right] + \\
& + \frac{n_{\Delta} - n'}{n' - n_0} \left(a_{p_B} + \frac{b_B}{2} T_S \right) \frac{T_S}{T_0} \left[\left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{n'-n_0}{n_0-1}} - 1 \right] \left. \right\} \text{ ккал.} \quad (2.35)
\end{aligned}$$

Если при процессах газообмена обозначить через $dQ_{\text{сум}}$ суммарное бесконечно малое изменение энергии во всех газовых источниках и тепловых аккумуляторах рассматриваемой системы тел, окружающих рабочие газы в цилиндре, т. е.

$$dQ_{\text{сум}} = dQ + dU_s + Adl_s + dU' + Adl', \quad (2.36)$$

то уравнение закона сохранения и превращения энергии принимает следующий вид:

$$dQ_{\text{сум}} + dU + Adl = 0. \quad (2.37)$$

Входящие в последнее уравнение величины dU , AdL и $dQ_{\text{сум}}$ являются основными энергетическими характеристиками всякого термодинамического процесса с постоянным и переменным количеством рабочего тела. Эти величины для рассматриваемых политропических процессов газообмена определяются и следующих уравнений.

Бесконечно малое изменение внутренней энергии dU рабочего тела, происходящее в процессе продувки, равно

$$\begin{aligned}
dU & = d \left[M m c_{v_{cp_0}} T \right] = d \left\{ M \left[r_{\Gamma} \left(a_{v_{\Gamma}} + \frac{b_{\Gamma}}{2} T - \frac{d_{\Gamma}}{T} \right) + r_B \left(a_{v_B} + \frac{b_B}{2} T - \frac{d_B}{T} \right) \right] T \right\} = \\
& = M_0 T_0 d \left\{ (a_{v_{\Gamma}} - a_{v_B}) \left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{n_{\Delta}-1}{n_0-1}} + \frac{b_{\Gamma} - b_B}{2} T_0 \left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{n_{\Delta}-1}{n_0-1}+1} - \frac{d_{\Gamma} - d_B}{T_0} \left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{n_{\Delta}-n_0}{n_0-1}} + \right. \\
& \left. + a_{v_B} \left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{n'-1}{n_0-1}} + \frac{b_B}{2} T_0 \left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{n'-1}{n_0-1}+1} - \frac{d_B}{T_0} \left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{n'-n_0}{n_0-1}} \right\}. \quad (2.38)
\end{aligned}$$

После интегрирования в соответствующих пределах получим

$$\begin{aligned}
\Delta U = M_0 T_0 & \left\{ (a_{v_\Gamma} - a_{v_B}) \left[\left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{n_\Delta - 1}{n_0 - 1}} - 1 \right] + \frac{b_\Gamma - b_B}{2} T_0 \left[\left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{n_\Delta - 1}{n_0 - 1} + 1} - 1 \right] - \right. \\
& - \frac{d_\Gamma - d_B}{T_0} \left[\left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{n_\Delta - n_0}{n_0 - 1}} - 1 \right] + a_{v_B} \left[\left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{n' - 1}{n_0 - 1}} - 1 \right] + \frac{b_B}{2} T_0 \left[\left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{n' - 1}{n_0 - 1} + 1} - 1 \right] - \\
& \left. - \frac{d_B}{T_0} \left[\left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{n' - n_0}{n_0 - 1}} - 1 \right] \right\} \text{ ккал.} \quad (2.39)
\end{aligned}$$

Изменение энергии в механическом аккумуляторе системы, выраженное в тепловых единицах измерения.

$$AdL = APdV = -\frac{1.985}{n_0 - 1} M_0 T_0 \left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{n' - n_0}{n_0 - 1}} d \frac{T}{T_0}. \quad (2.40)$$

После интегрирования и соответствующих подстановок найдем

$$\begin{aligned}
A\Delta L &= \frac{1.985}{n' - 1} M_0 T_0 \left[1 - \left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{n' - n_0}{n_0 - 1}} \right] = \frac{1.985}{n' - 1} M_0 T_0 \left[1 - \left(\frac{M}{M_0} \right)^{\frac{n' - 1}{n' - n_0}} \right] = \\
&= \frac{1.985}{n' - 1} M_0 T_0 \left[1 - \frac{MT}{M_0 T_0} \right] = \frac{1.985}{n' - 1} M_0 T_0 \left[1 - \left(\frac{P}{P_0} \right)^{\frac{n' - 1}{n_1}} \right] = \frac{1.985}{n' - 1} M_0 T_0 \left[1 - \left(\frac{V_0}{V} \right)^{n' - 1} \right]. \quad (2.41)
\end{aligned}$$

Суммарное изменение энергии в тепловых аккумуляторах и в газовых источниках системы

$$\begin{aligned}
dQ_{\text{сум}} = -dU - AdL &= -M_0 T_0 \left[(a_{v_\Gamma} - a_{v_B}) \frac{n_\Delta - 1}{n_0 - 1} \left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{n_\Delta - n_0}{n_0 - 1}} + \right. \\
&+ \frac{b_\Gamma - b_B}{2} T_0 \left(\frac{n_\Delta - 1}{n_0 - 1} + 1 \right) \left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{n_\Delta - 1}{n_0 - 1}} - \frac{d_\Gamma - d_B}{T_0} \frac{n_\Delta - 1}{n_0 - 1} \left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{n_\Delta - n_0}{n_0 - 1} - 1} + \\
&+ \left(a_{v_B} - \frac{1.985}{n' - 1} \right) \frac{n' - 1}{n_0 - 1} \left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{n' - n_0}{n_0 - 1}} + \frac{b_B}{2} T_0 \left(\frac{n' - 1}{n_0 - 1} + 1 \right) \left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{n' - 1}{n_0 - 1}} - \\
&\left. - \frac{d_B}{T_0} \frac{n' - n_0}{n_0 - 1} \left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{n' - 1}{n_0 - 1} - 1} \right] d \frac{T}{T_0} \quad (2.42)
\end{aligned}$$

или после интегрирования

$$\Delta Q_{\text{сум}} = -M_0 T_0 \left\{ (a_{v_\Gamma} - a_{v_B}) \left[\left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{n_\Delta - 1}{n_0 - 1}} - 1 \right] + \frac{b_\Gamma - b_B}{2} T_0 \left[\left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{n_\Delta - 1}{n_0 - 1} + 1} - 1 \right] \right. \\ \left. - \frac{d_\Gamma - d_B}{T_0} \left[\left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{n_\Delta - n_0}{n_0 - 1}} - 1 \right] + \left(a_{v_B} - \frac{1.985}{n' - 1} \right) \left[\left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{n_\Delta - 1}{n_0 - 1}} - 1 \right] + \frac{b_B}{2} T_0 \left[\left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{n' - 1}{n_0 - 1} + 1} - 1 \right] - \frac{d_B}{T_0} \left[\left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{n' - n_0}{n_0 - 1}} - 1 \right] \right\}. \quad (2.43)$$

При одинаковых числовых значениях коэффициентов, определяющих теплоемкости смешиваемых газов, т. е. при $a_{v_\Gamma} = a_{v_B} = a_v$, $b_\Gamma = b_B = b$ и $d_\Gamma = d_B = d$ уравнения (2.36), (2.37), (2.40) и (2.41) за счет сокращения первых трех членов значительно упрощаются.

Результаты расчета по указанным зависимостям приводятся в главе 3.

2.8. Выводы по главе 2

Предложена конструктивная схема комбинированного ПуВРД со свободнопоршневым нагнетателем, изложен принцип действия и технический результат, который достигается применением особой схемы подачи топлива в свободнопоршневой нагнетатель. Данное конструктивное решение позволяет осуществлять многоразовое включение двигателя, улучшить смесеобразование и сгорание топливных компонентов, что, в свою очередь, положительно влияет на тяговые и экономические характеристики. Так же нет необходимости в применении дополнительных сложных устройств подачи топлива (например, топливных насосов) и устройств смесеобразования (например, карбюраторов), что положительно сказывается на конструктивной простоте, надежности и массе ДУ.

1. Сформулирован критерий выбора проектных параметров, предложенного комбинированного ПуВРД: 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 ЭО до заданной надежности, разумеется, без кардинальной переработки разработанных конструкций составляющих частей.

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, полученных с ее помощью.

3. В соответствии с разработанной методикой изложены принципы, определяющие облик ДУ – движителем должен быть реактивный ЭУТ периодичного 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.

4. Для эжекторного усилителя тяги определен оптимальный диапазон соотношения длины к диаметру $l/d = 1,5 \dots 2,0$ для высокочастотного ($f > 50$ Гц) ПуВРД.

Глава 3. РАСЧЕТ И КОНСТРУКТИВНАЯ РАЗРАБОТКА КОМБИНИРОВАННОГО ПУЛЬСИРУЮЩЕГО ВРД СО СВОБОДНОПОРШНЕВЫМ НАГНЕТАТЕЛЕМ

3.1. Комбинированный пульсирующий ВРД со свободнопоршневым нагнетателем

Анализируя результаты, полученные в результате использования методик, приведенных в предыдущей главе, можно сделать вывод, что точность метода тепловых балансов соответствует точности определения термодинамических параметров классическим методом. Однако метод тепловых балансов позволяет учесть большее количество факторов, влияющих на процессы, происходящие в ДУ. Расчет методом тепловых балансов более удобен для применения средств вычислительной техники. Используя метод конечных разностей и задавшись необходимой точностью вычислений, можно просчитать множество вариантов и создать номограммы основных характеристик ДУ [16, 19]. При этом учитывая результаты анализа конструктивных решений, следует отметить, что граничными условиями развития процесса, будут являться появления скачков уплотнения на выхлопных и продувочных окнах камеры сгорания свободнопоршневого привода. Они будут ограничивать скорость поршня, которая в свою очередь будет определять частоту работы всей системы в целом.

В таблице 3.1 приведены значения основных параметров комбинированного ПуВРД со свободнопоршневым нагнетателем, рассчитанные по разработанной методике.

Таблица 3.1

Значения основных параметров комбинированного ПуВРД со свободнопоршневым нагнетателем

Обозначение	Размерность	Значение	Описание
I	2	3	4
N_s	л. с.	6,8	Заданная мощность
P_Γ	атм	2	Давление газа за нагнетателем
m_1	—	1,3000	Показатель политропы
m_2	—	1,3000	Показатель политропы

<i>1</i>	<i>2</i>	<i>3</i>	<i>4</i>
q_n	—	0,2000	Доля потерь тепла с охлаждением
ΔP_k	Кг/см ²	0,0600	Потери давления во всасывающих клапанах
$\Sigma \Delta P$	атм	0,8000	Суммарные потери давления
η_m	—	0,8800	Механический КПД
η'_k	—	0,7000	Политропический КПД
T_0	К	288	Начальная температура
t_0	°С	15	Начальная температура
P_0	атм	1	Давление окружающей среды
B_{Π}	м	0,3250	Суммарная ширина продувочных окон
B_B	м	0,3250	Суммарная ширина выпускных окон
S_{Π}	м	0,2000	Расстояние внутренней кромки продувочных окон
S_B	м	0,0170	Расстояние внутренней кромки выпускных окон
S_c	м	0,0173	Высота половины камеры сгорания
V_p/V_k	—	5	Отношение объёма продувочного ресивера к объёму компрессора
D	м	0,0365	Диаметр цилиндра
F_0	м ²	0,0010	Площадь поршня
A	—	10,0307	Отношение площадей F_k/F_d
S	м	0,0345	Ход блока поршней
N	Гц	78	Частота
G_n	кг	0,6681	Вес одного блока поршней
P_l	атм	0,9400	Давление в компрессоре в конце всасывания
P_k	атм	2,6500	Давление нагнетания в компрессоре
Π_k	—	2,8191	Степень повышения давления в компрессоре
P_a	атм	2	Давление в начале сжатия
T_p	К	372,1697	Температура воздуха за компрессором
a_k	—	0,3446	Относительный объём мертвого пространства

<i>1</i>	<i>2</i>	<i>3</i>	<i>4</i>
Λ	—	0,5798	Объёмный коэффициент наполнения нагнетателя
$\gamma_{0к}$	кг/м ³	1,0961	Удельный вес воздуха в нагнетателе в начале сжатия
g_k	кг/цикл	0,4058e-03	Количество воздуха, подаваемого нагнетателем за цикл
L_k	Дж/цикл	44,374	Работа нагнетателя за цикл
L_i	Дж/цикл	49,3	Работа за цикл
ψ	—	0,95	Доля потеряннного хода поршня
P_i	Кг/см ²	0,0697	Среднее индикаторное давление
η_i	—	0,5141	Индикаторный КПД
g_m	г/цикл	0,0038	Расход топлива на цикл
g_{ml}	г/с	0,5949	Секундный расход топлива
A	—	1	Коэффициент избытка воздуха
φ	—	4,1839	Коэффициент продувки
α_0	—	4,1839	Суммарный коэффициент избытка воздуха
P_c	атм	32,1875	Давление в конце сжатия
P_z	атм	48,2812	Давление сгорания
T_c	К	719,4718	Температура воздуха в конце сжатия
c_{pm}	—	0,2396	Средняя теплоемкость газа за СПН
t_{Γ}	°С	201,7969	Температура газа за СПН
G_{Γ}	кг/с	0,0649	Подача газа в секунду
K	—	1,3899	Показатель адиабаты
l_m	кДж/кг	77,022	Удельная адиабатная работа расширения
N_s	л. с.	6,7898	Адиабатная мощность СПН
η_s	—	0,3291	Адиабатный КПД установки
g_s	г/л. с. ч.	314,9410	Удельный расход топлива на 1 л. с. ч.
Gt	Кг/с	0,0649	Расход топлива
Hu	кДж/кг	30000	Теплотворность топлива (этанол).
<i>1</i>	<i>2</i>	<i>3</i>	<i>4</i>

P_2	атм	1	Давление окружающей среды
$C_{кр}$	м/с	763,98	Критическая скорость истечения
M_{max}	кг/с	0,0649	Максимальный расход через сопло
f_{min}	м ²	0,0023	Площадь минимального сечения сопла
D_{min}	м	0,0054	Диаметр минимального сечения
F	Н	50,232	Тяга ПуВРД с СПН
N	—	2,7	Коэффициент эжекции
Δ	—	1,4	Коэффициент увеличения тяги
$F1$	Н	70,3	Тяга ПуВРД с СПН с эжекторным усилителем тяги

Поскольку создание двигательной установки БПЛА предусматривает максимальное использование уже созданных методик расчета, технологических приемов и деталей поршневых кривошипных двигателей внутреннего сгорания, в качестве прототипа был принят двигатель МДС218КУК, производства ОАО «МДС - микро». 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 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 и используя метод 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 свободно поршневых нагнетателях 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 ДУ.

Учитывая вышесказанное и заменяя классический металлический поршень керамическим, было определено, что частоту работы установки можно увеличить еще больше. За счет увеличения частоты, увеличивается количество рабочего тела, проходящего через ДУ в единицу времени. Необходимо отметить, что при этом размеры ДУ не изменяются, а, следовательно, масса остается неизменной 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 (рис. 3.1).

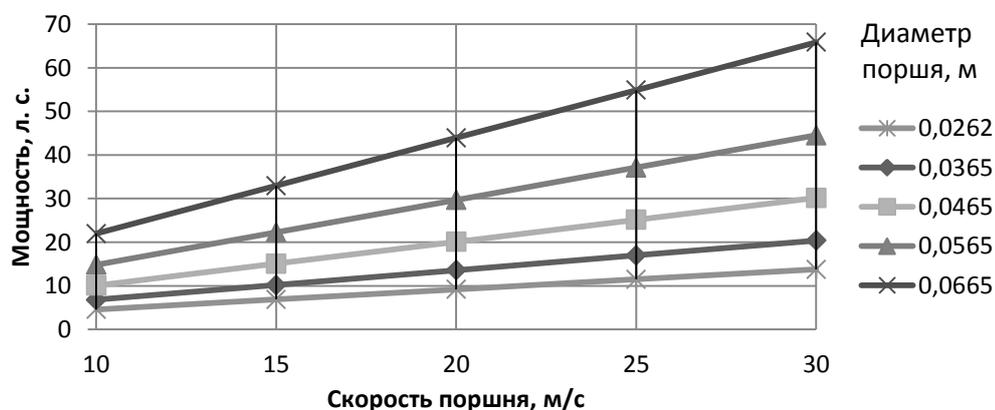


Рис. 3.1. Зависимость мощности комбинированного пульсирующего ВРД от скорости поршня, для различных диаметров поршня свободнопоршневого мембранного нагнетателя

Необходимо отметить, что дальнейшее увеличение частоты работы комбинированного ПуВРД до значений 200-220 Гц приводит к увеличению износа мембраны и сокращает ресурс, а, следовательно, время работы ДУ до 1-2 часов. Если ДУ предназначена для невозвращаемого БПЛА ближнего радиуса действия, подобное сокращение ресурса не является критичным.

Однако исключение из конструкции мембраны как элемента наиболее чувствительного к износу все же позволяет произвести увеличение частоты работы СПН до значений, не превышающих верхний предел работоспособности поршневой группы по скорости поршня. На рисунке 3.2 представлены значения тяги получаемой комбинированным ПуВРД в вариантах с использованием мембраны и без использования мембраны.

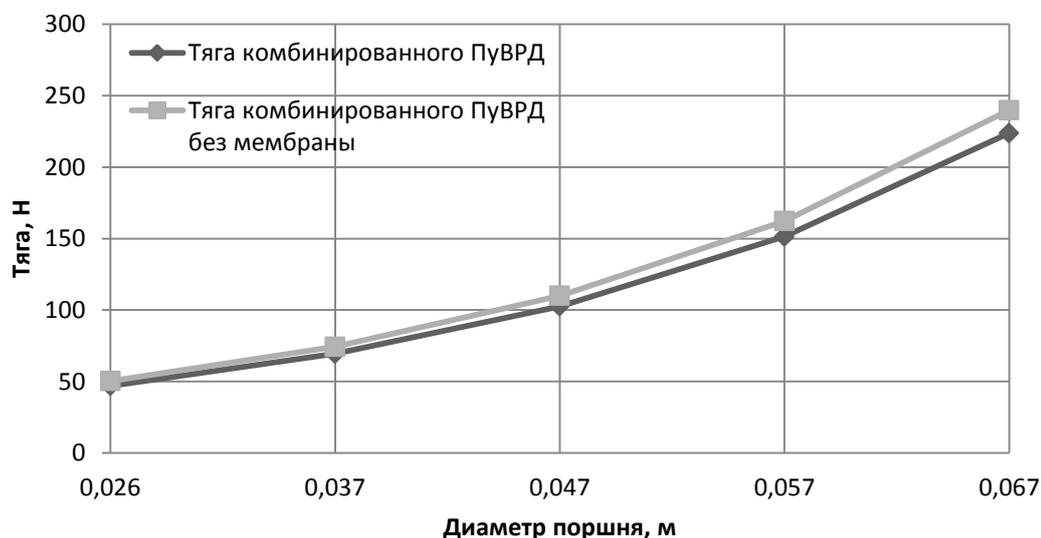


Рис. 3.2. Сравнение тяги комбинированного пульсирующего ВРД при отсутствии мембраны и увеличении частоты работы, для различных диаметров поршня СПН

Достаточно близкие значения тяги объясняются тем, что при исключении из конструкции комбинированного ПуВРД мембраны, ДУ лишается дополнительного объема атмосферного воздуха (наддува), что приводит к уменьшению расхода рабочего тела в единицу времени, но при этом появляется возможность увеличения частоты работы ДУ. При увеличении частоты работы до значений 200-220 Гц вновь происходит увеличение расхода рабочего тела в единицу времени, которое позволяет получить прирост тяги около 6-7%

относительно тяги комбинированного ПуВРД с мембраной работающего на меньшей частоте (70-80 Гц). Данный эффект усиливается по мере уменьшения геометрических размеров поршневой группы, поскольку поршневые группы малого размера (диаметр поршня $2\div 2,5$ см.) работают на высоких частотах вращения порядка $200\div 300$ Гц. Таким образом, увеличение частоты работы ДУ свыше 200 Гц, в пределах не превышающих прочностные ограничения поршневой группы, обладает положительным эффектом и заслуживает дополнительного исследования.

Как уже упоминалось выше, 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 так же тягу, создаваемую ДУ на различных высотах полета.

В процессе работы с теплом происходят процессы аналогичные процессам в поршневом ДВС, однако при том же количестве рабочего тела (тех же геометрических размерах поршневой группы) комбинированная ДУ не имеет массивных движущихся частей, а, следовательно, обладает меньшей массой. Отдельного внимания заслуживает влияние коэффициента избытка окислителя, который определяет соотношения окислителя и горючего в процессе горения. В процессе изменения высоты полета можно «обеднить» или «обогатить» топливную смесь при этом избыточные компоненты будут попадать в ЭУТ, а не выбрасываться с выхлопом в атмосферу как у классических ДВС. Это позволяет говорить об эффективной двигательной установке нового типа.

На основании вышесказанного можно сделать вывод, что использование существующих деталей, серийно выпускаемых ДВС [42], в сочетании с конструкторскими решениями, предложенными выше, а так же расчет с использованием метода тепловых балансов позволяет создать комбинированную

ДУ с высоким КПД, значительно превышающим КПД существующих двигательных установок.

Коэффициент усиления тяги K_y эжекторного усилителя определяется выражением [9]:

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

где $\eta_э$ – 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, $\eta_э$ будет возрастать.

В [8] В.И. Богдановым было проведено расчетное исследование дозвукового ПуВРД с эжекторным усилителем тяги (ЭУТ), выполняемого на базе золотниковой камеры сгорания $V = \text{const}$. В основу исследования были положены экспериментальные данные, полученные в МАИ при испытаниях низкочастотной КС $V = \text{const}$ с ЭУТ. Были получены следующие основные результаты расчетного исследования:

- выбранное значение коэффициента эжекции μ при увеличении скорости полета от 0 до 250 м/с возрастало с 10 до 15;
- с увеличением скорости полета КПД пульсирующего эжекторного процесса возрастал 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 $\eta_э$ 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 $Mп=0,8$ 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 .

В.И. Богдановым 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 ($\pi_k = 4$; $T_T = 1300$ К) [9]. Результаты исследования представлены на рис. 3.3 в виде зависимостей K_y от числа M_T для заданного диапазона μ ; $\eta_э$; α . На рис. 3.5 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 [9], которое имеет право на существование и показывает сходимость результатов с экспериментальными данными.

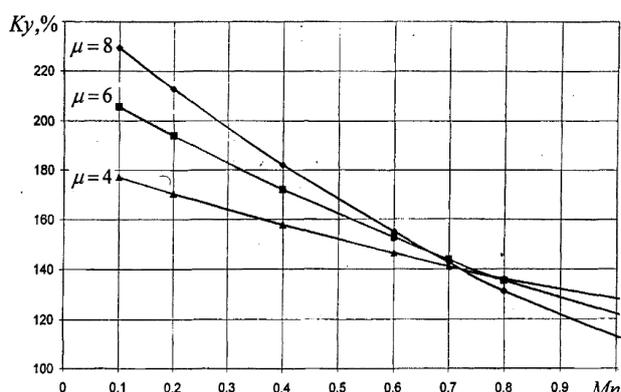


Рис. 3.3. Влияние скорости полета на коэффициент усиления тяги K_y ($H=0$ м; $\alpha = 1$; $\eta_э = 0,6$)

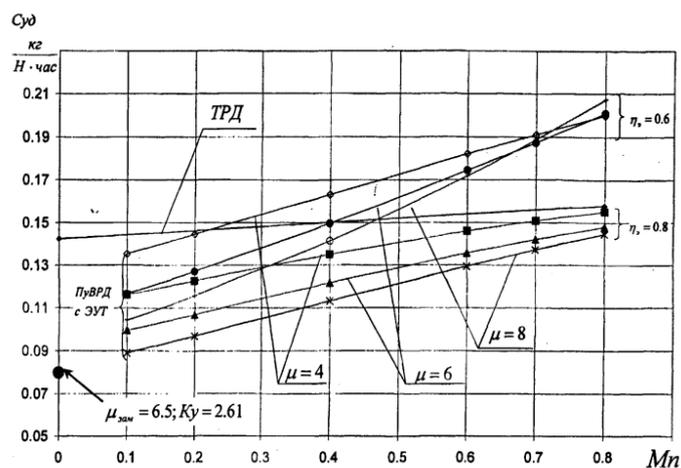


Рис. 3.4. Сравнение экономичности ТРД и ПуВРД с ЭУТ для БПЛА ($H=0$ м; $\alpha = 1$; $\eta_э = 0,6$)

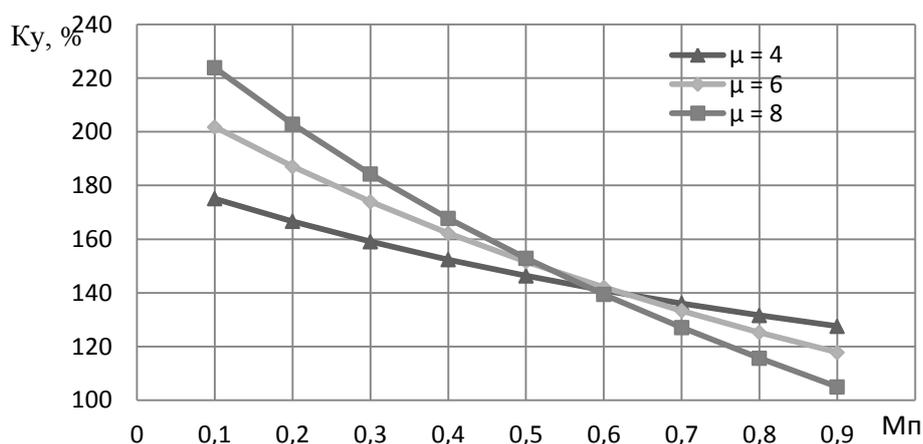


Рис. 3.5. Влияние скорости полета на коэффициент усиления тяги K_y комбинированного пульсирующего ВРД свободнопоршневого мембранного нагнетателя ($H=0$ м; $\alpha = 1$; $\eta_{\text{э}} = 0,6$)

Анализ зависимостей (рис. 3.4) показывает:

- в диапазоне чисел $M_p = 0,6.. 0,8$ ПуВРД с ЭУТ обеспечивает $C_{уд}$ на уровне, соответствующем ТРД;
- большая крутизна характеристик $C_{уд}$ от M_p объясняется более сильным влиянием входного импульса на ПуВРД с ЭУТ, имеющим меньшую удельную тягу, чем ТРД; для $M_p < 0,5$ ПуВРД с оптимизированным ЭУТ может обеспечить экономичность, близкую к уровню малоразмерного ТРДД;
- при увеличении температуры сгорания (уменьшение α от 1,6 до 1,0) во всем диапазоне параметров ЭУТ наблюдается увеличение $C_{уд}$ на 10...25 %, большие значения относятся к меньшим числам M_p ; при этом минимальное число M_p при котором ЭУТ не создает тяги увеличивается с 0,95 до 1,15 ($\mu = 8$).

3.2. Расчет вариантов малогабаритных БПЛА со свободнопоршневым нагнетателем и их характеристики

В результате расчетов по разработанным методикам наиболее характерные значения тяг для различных диаметров поршней представлены в таблице 3.1. На рис. 3.5 – 3.9 приведены графические зависимости наиболее интересных параметров. Необходимо отметить, что самым оптимальным конструктивным вариантом для малоразмерных БПЛА (массой до 50 кг) является вариант №2.

Таблица 3.1
 Параметры двигателей 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			
Масса винтомоторной ДУ, кг	0,8905			1,8200			3,7180			11,0500			17,4200			
Мидель ДУ, м ²	0,0072			0,0123			0,0192			0,0284			0,0404			
Мидель винтомоторной ДУ, м ²	0,0207			0,0394			0,0639			0,0945			0,1309			
Тяга винтомоторной ДУ, Н	22,9561			33,9649			50,2508			74,1911			109,7560			
Удельная тяга ДУ, Н/кг	34,2706			24,7980			17,9462			12,7266			11,9345			
Удельная тяга винтомоторной ДУ, Н/кг	33,5065			24,2607			17,5702			8,7284			8,1908			
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	4,5903	315,76	46,9508	6,7930	315,589	69,4345	10,0501	315,3571	102,65	14,838	315,13	108,17	21,951	314,91	223,89
	15	6,8855	355,23	70,4262	10,1894	355,04	104,151	15,0752	354,77	153,97	22,257	354,520	162,26	32,926	354,280	335,83
	20	9,1807	394,70	93,9015	13,5859	394,49	138,869	20,1003	394,1963	205,30	29,676	393,91	216,35	43,902	393,64	447,78
	25	11,475	460,48	117,376	16,9824	460,23	173,586	25,1254	459,8900	256,63	37,095	459,370	270,43	54,878	459,250	559,73
	30	13,77	526,26	140,852	20,3789	525,98	208,303	30,15	525,60	307,95	44,51	525,21	324,53	65,85	524,85	671,67

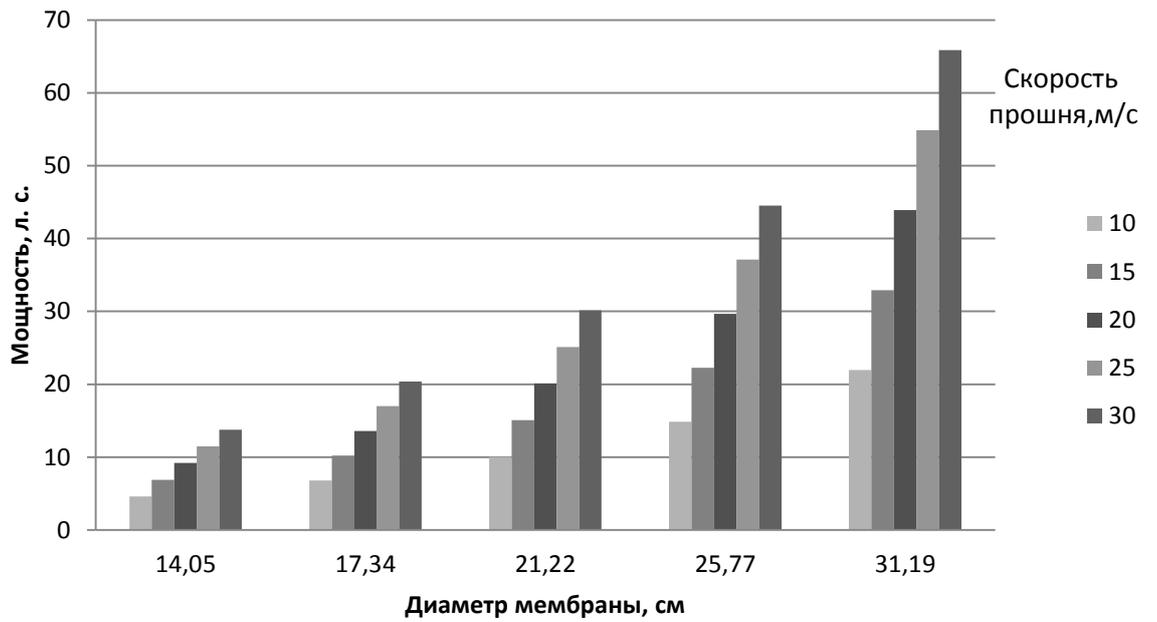


Рис. 3.5. Зависимость мощности СПН от диаметра используемой мембраны для скорости поршня ($c = 10 \dots 30$ м/с)

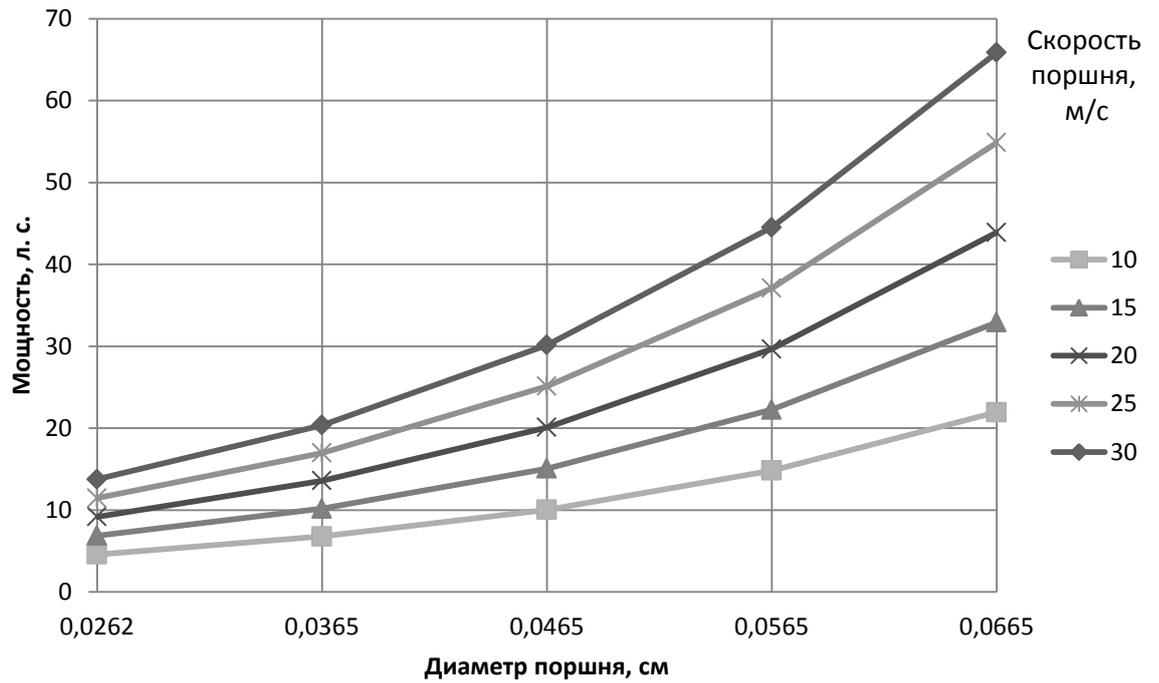


Рис. 3.6. Зависимость мощности СПН от мотора размера прототипа для скорости поршня ($c = 10 \dots 30$ м/с)

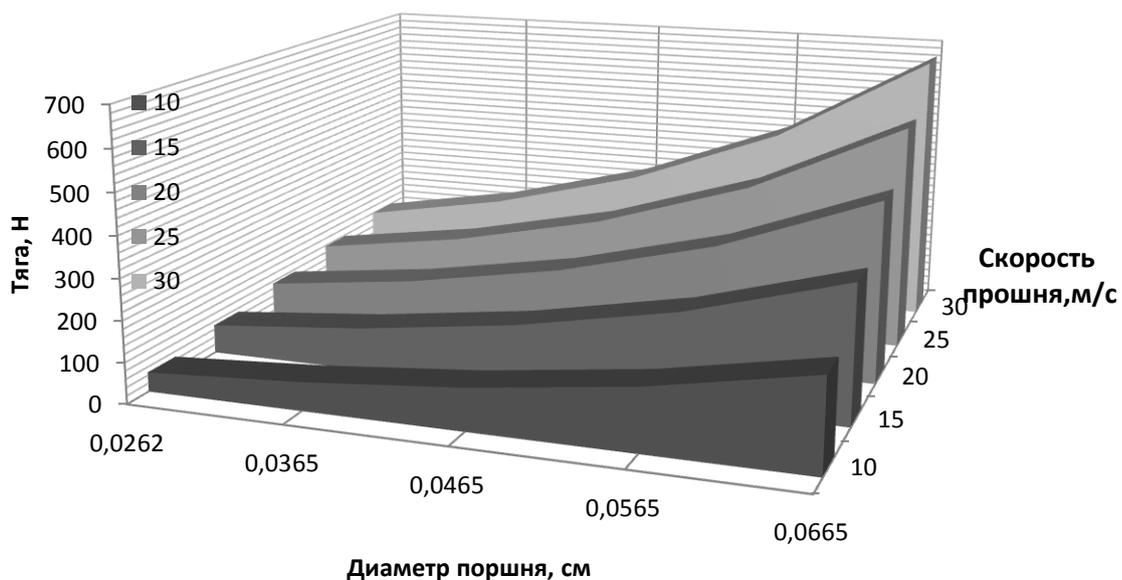


Рис. 3.7. Зависимость тяги комбинированного ПуВРД от мотора размера прототипа СПН для скорости поршня ($c = 10 \dots 30$ м/с)

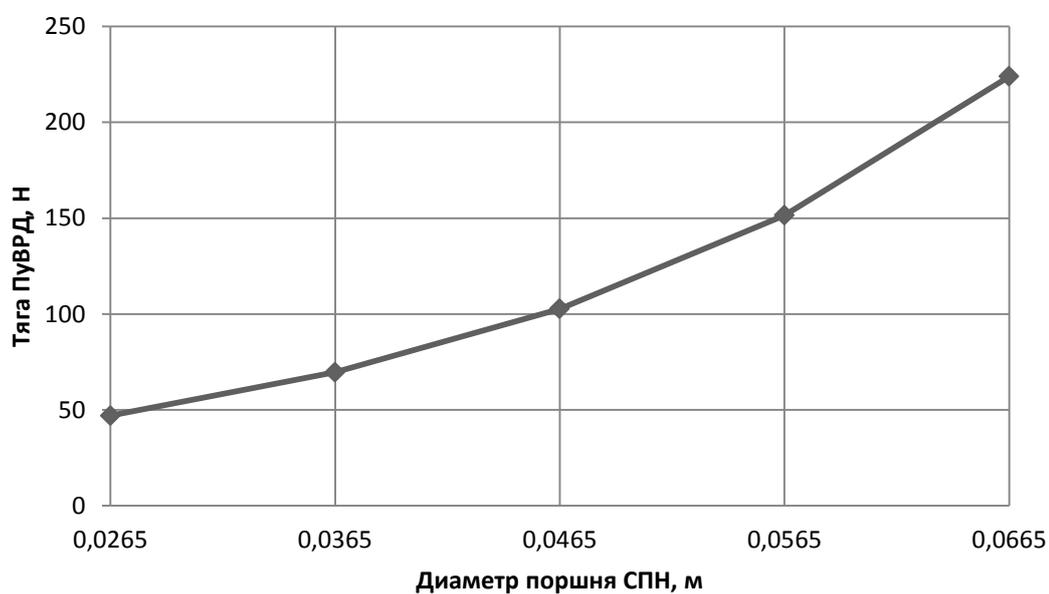


Рис. 3.8. Зависимость тяги комбинированного ПуВРД от диаметра поршня СПН

Как видно из графика (см. рис. 3.8), тяга, создаваемая малоразмерным пульсирующим ВРД со свободнопоршневым нагнетателем, пропорциональна диаметру поршня свободнопоршневого нагнетателя. 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, что позволит говорить о возможности получения дополнительного прироста тяги до 30 %, при той же массе двигательной установки [80]. С ростом диаметра поршня, увеличивается 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 [72, 83].

Таким образом, можно сделать вывод, что использование малоразмерного пульсирующего ВРД со свободнопоршневым нагнетателем топлива, в качестве двигателя малой тяги (например, тормозного двигателя), целесообразно для диапазона тяг до 500 – 550 Н. В этом диапазоне тяг двигатель показывает лучшие удельные характеристики по сравнению с существующими ЖРДМТ [87]. А также, что применение поршней большого диаметра (свыше 60 мм) в качестве элементов поршневых групп свободнопоршневого нагнетателя, для получения тяг более 550Н является не эффективным и ведет к увеличению массы ДУ и снижению надежности (см. рис. 3.9).

Важно отметить влияние скорости продувки камеры свободнопоршневого нагнетателя 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 продувочных окон. 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. 3.10).

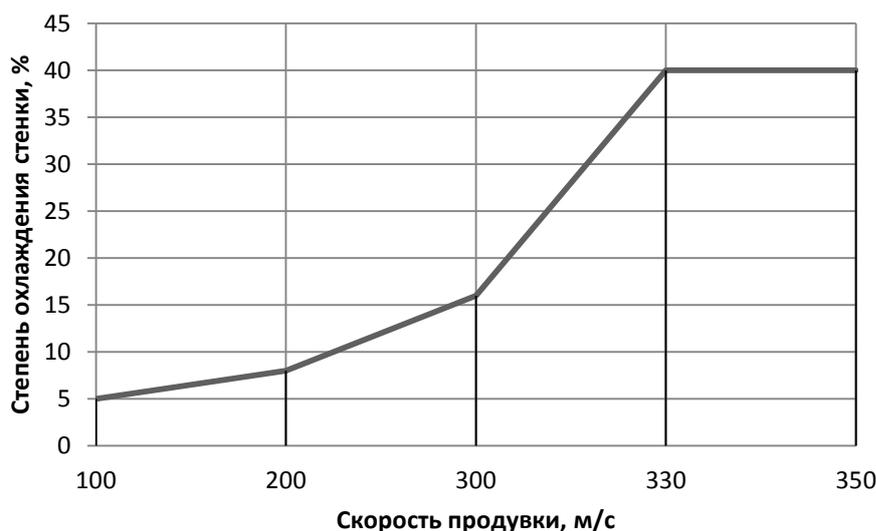


Рис. 3.10. Зависимость степени охлаждения стенки от скорости продувки

Важным фактором, определяющим характер продувки, являются так же геометрические размеры продуваемых элементов конструкции и, в первую очередь, размеры продувочных окон [73]. В процессе конструктивной разработке необходимо решить задачу достижения некоего оптимума.

Проведенные расчётные исследования показали, что не имеет смысла 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 [82].

В то же время попытка уменьшения размеров ДУ с целью уменьшения её 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.

Задачей расчётов по предложенным методикам является определение значений проектных параметров, которые позволяют достичь указанного оптимума, который в свою очередь может быть оценен эксергетическим КПД – коэффициентом оценивающим эффективность использования тепла в цикле (рис 3.11).

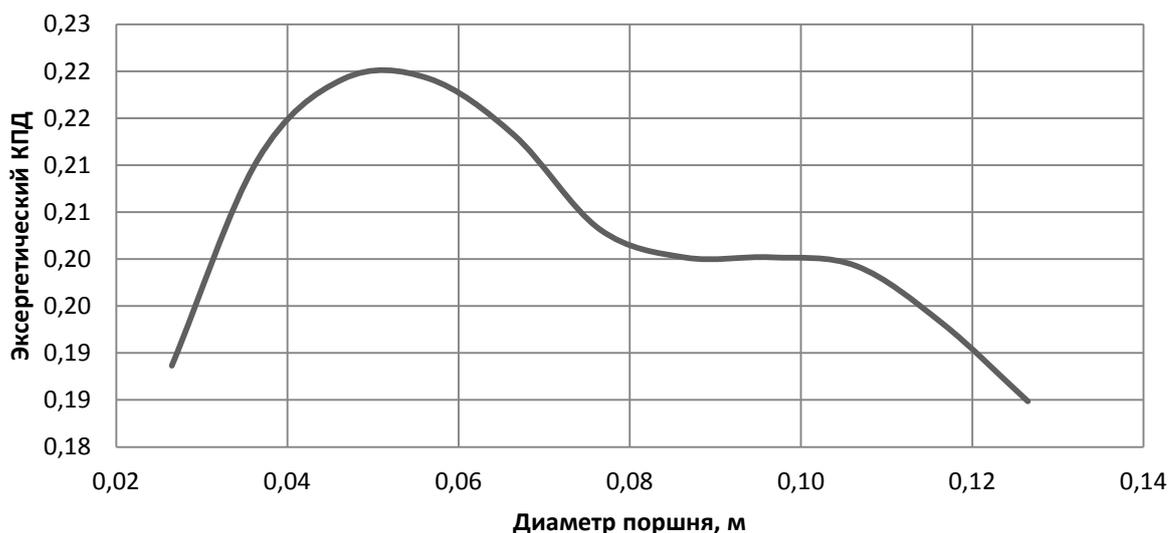


Рис. 3.11. Зависимость эффективности охлаждения стенки продувкой от диаметра поршня

В результате расчетов с использованием размеров ряда реально существующих поршневых двигателей был определен эксергетический КПД для каждого мотора размера.

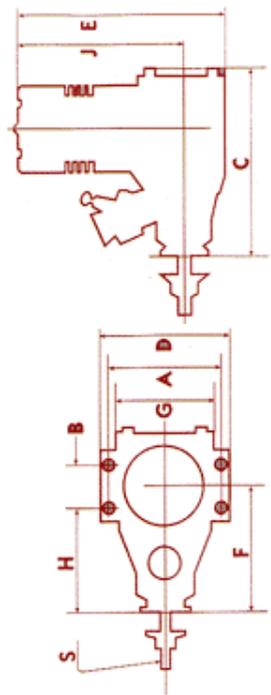
Необходимо отметить, что дополнительное увеличение эффективности охлаждения продувкой может быть обеспечено за счет применения эндотермического эффекта [38].

Верификацию методики расчета произведем путем сравнения параметров, полученных в результате расчета, с параметрами существующих двигательных установок. В качестве прототипов были выбраны малоразмерные поршневые двигатели, выпускаемые ОАО «МДС-микро», представленные в таблице 3.2.

Для сравнения были выбраны 5 наиболее мощных двигателей из представленного ряда, для которых на основе исходных параметров была рассчитана мощность. Результаты расчета представлены на рис. 3.12. На рис. 3.13 представлена точность расчета мощности в зависимости от модели двигателя.

Малоразмерные поршневые двигатели ОАО «МДС-микро»

Модель	V см3	Цилиндр мм	Ход мм	Мощн. квт/лс	обороты об/мин	A	B	C	D	E	F	G	H	J	S	Вес гр.
Автомобильные																
МДС15КР	2.5	15	14	0,66/0,89	25000	35	13	64	42	63	51	28	44,5	47,1	M6	200
МДС15Д*	2.47	15	14	0,31/0,42	14000	37	15	69	44	74	47	31	39,5	59	M6	216
МДС15К	2.47	15	14	0,36/0,49	19000	37	15	69	44	74	47	31	39,5	59	M6	260
МДС15К-1*	2.47	15	14	0,36/0,49	19000	37	15	69	44	74	47	31	39,5	59	M6	
МДС15КУ	2.47	15	14	0,36/0,49	2500-22000	37	15	69	44	74	47	31	39,5	59	M6	280
МДС18КУ	2,92	16,2	14	0,39/0,52	2500-22000	31,5	11	61	38	62,5	41,5	26	35,7	51	M5	217
МДС28КУ	4,54	19	16	0,65/0,86	2500-20000	38	15	76	44	74,5	55,5	30	48	59,6	1/4x28	370
МДС38КУ	6,23	21	18	0,9/1,2	2000-18500	38	15	76	45	78	54	32	46,5	62	1/4x28	410
МДС40КУ-1	6,48	21	18,7	0,98/1,3	2000-17000	44	17,5	83	52	88	60	36	51	70	1/4x28	525
МДС48КУ	7,88	22,4	20	1,13/1,51	2500-19000	44	17,5	83	52	87,6	60	36	51,2	70	1/4x28	520
МДС58КУ	9,62	23,6	22	1,3/1,72	2500-19000	44	17,5	84,5	52	90,5	63,2	38	54,5	72	1/4x28	560
МДС68КУ	11,15	25,4	22	1,65/2,2	2500-18000	52	25	94	61	98	66	42	54	78	5/16x24	710
МДС78КУК	12,9	26,2	24	1,7/2,3	2500-17500	52	25	88	61	101	66	42	54	80	5/16x24	685
МДС148КУК*	24,5	32,5	29,6	2,2/3,11	2000-10000	58	30	102	70	123	75	48,4	60	98,6	5/16x24	835
МДС218КУК*	36,1	36,5	34,5	2,5/3,4	2000-9500	77	38	133	87	146,5	94	61	75	116,2	M10x1	1400
МДС-40КУ-3	6.48	21	18,7	1,03/1,4	2000-20000	44	17,5	85	52	88	61	36	52	70	1/4x28	530
МДС-48КУ-3	7.88	22,4	20	1,15/1,54	2500-20000	44	17,5	85	53	88	61	36	51,2	71	1/4x28	540
Вертолётные																
МДС38КУ-В*	6,23	21	18	0,9/1,2	2000-18500	38	15	75	45	82	55	32	32	67	1/4x28	310
МДС48КУ-В*	7,88	22,4	20	1,13/1,51	2500-19000	44	17,5	81,5	52	89	58,8	35,4	50	72	1/4x28	407
МДС68КУ-В*	11,15	25,4	22	1,65/2,21	2500-18000	52	25	84	61	100	56	42	43,5	80	5/16x24	540
Судовые																
МДС28КУ-С	4.54	19	16	0,65/0,86	2500-26000	38	15	90	44	78	70,5	30	65	60,6	1/4x28	350
Автомобильные																
МДС21КРУА-2																



* поставляется без глушителя.

Д - компрессионный (дизельный)
 К - калильный с дистанционно управляемым карбюратором
 КР - калильный с дистанционно управляемым карбюратором с резонансной трубой
 КУ(FS) - калильный с дистанционно управляемым карбюратором
 КУК - калильный с дистанционно управляемым карбюратором с поршневым кольцом
 КУ-В - калильный с дистанционно управляемым карбюратором вертолётный
 КУ-С - калильный с дистанционно управляемым карбюратором судовой
 А - автомобильный

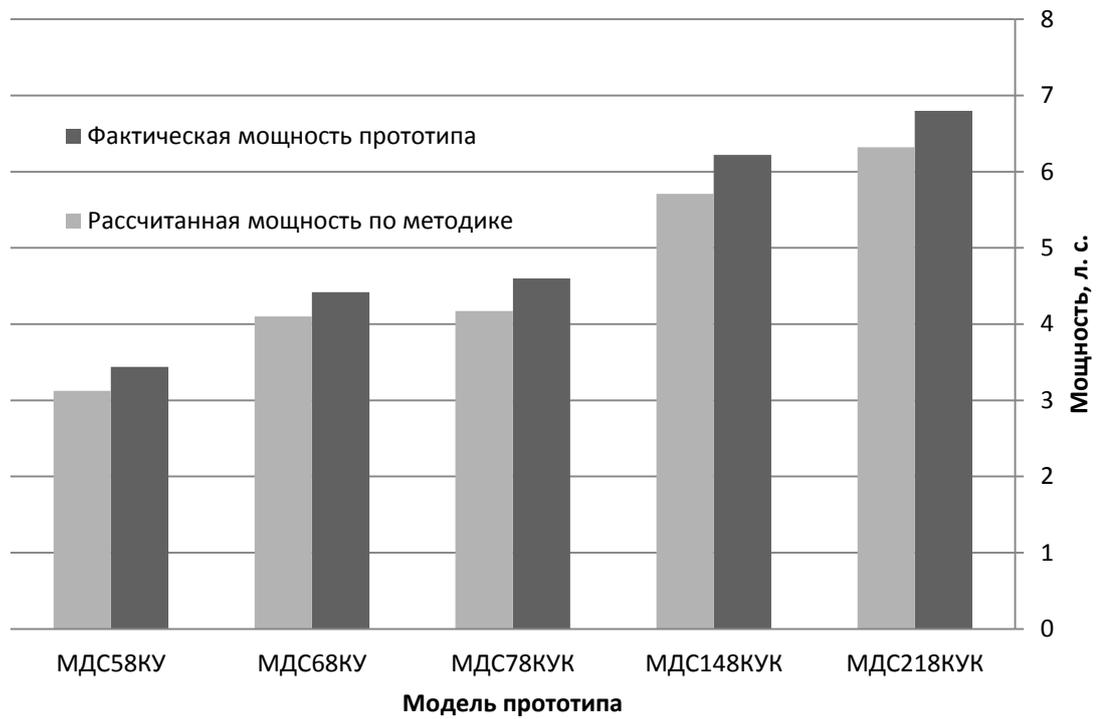


Рис. 3.12. Сравнение фактической и расчетной мощностей для каждого из прототипов

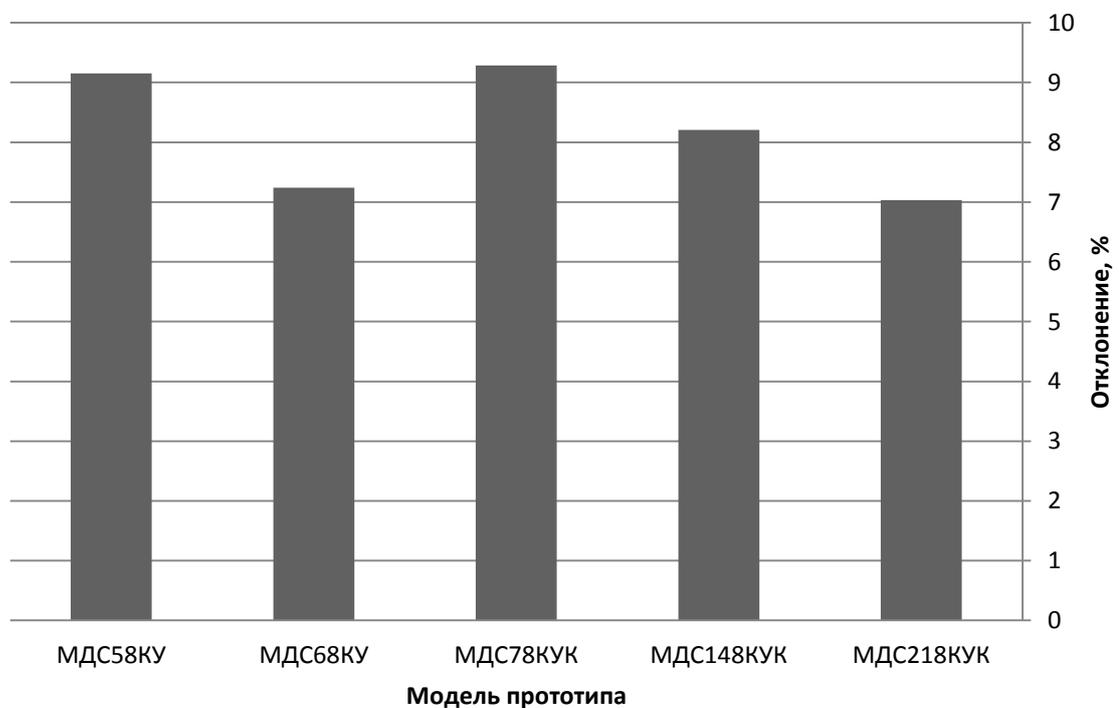


Рис. 3.13. Точность расчета мощности в зависимости от модели двигателя

3.3. Выводы по главе 3

1. Определены основные параметры двигательной установки, 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, определить геометрические размеры установки и ее составляющих: поршня, цилиндра и камеры сгорания, а также тягу, создаваемую ДУ на различных высотах полета.

2. 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 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.

3. Определен коэффициент усиления эжекторного усилителя тяги и проведено сравнение расчетных данных с экспериментальными данными.

4. 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.

Глава 4. РЕЗУЛЬТАТЫ ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИХ РАСЧЕТОВ КОМБИНИРОВАННОГО ПУЛЬСИРУЮЩЕГО ВРД СО СВОБОДНОПОРШНЕВЫМ НАГНЕТАТЕЛЕМ

4.1. Анализ полученных статических характеристик комбинированного пульсирующего ВРД со свободнопоршневым нагнетателем

Двигатель является исполнительным органом системы управления ЛА, и режим его работы может изменяться в результате управляющих воздействий. Кроме них на двигатель действуют разнообразные возмущающие факторы, которые нарушают стабильность его работы.

Проектируются двигатели на конкретные внешние условия. Эти условия принято называть номинальными. В процессе эксплуатации и испытаний внешние условия изменяются в тех или иных пределах. Эти изменения, поступающие в двигатель извне, называют внешними возмущающими факторами.

К внешним условиям (факторам), влияющим на параметры двигателя, относят температуру и плотность компонентов топлива, а также давление на входе в двигатель, давление окружающей среды, положение регулирующих органов, температуру конструкции.

На параметры двигателя (тягу, удельный импульс) влияют также отклонения эпюры распределения давления по внешней поверхности камеры от значения p_H , обусловленные движением ЛА. Однако, эти отклонения принято относить к сопротивлению аппарата, а не к тяге двигателя. Поэтому тягу и удельный импульс тяги условно считают не зависящими от скорости движения аппарата [17].

Внутренние возмущения возникают из-за отклонений от расчетных значений параметров самого двигателя.

К внутренним факторам относят точность изготовления элементов двигателя, характер обработки деталей, напоры и к. п. д. насосов, отклонение

размеров гидравлических трактов агрегатов и трубопроводов от расчетных, параметры внутрикамерных процессов и т. д.

Влияние внутренних и внешних факторов на параметры двигателя и его агрегатов в ряде случаев можно исследовать на основе статических характеристик. Статическими характеристиками РД принято называть зависимости, связывающие их параметры на установившемся режиме работы.

Аналитический метод определения статических характеристик сложен, так как многие уравнения нелинейны. Часто применяется линеаризация, которая упрощает решение, но дает необходимую точность только в окрестности номинального режима. Выполняя линеаризацию, принимают следующие допущения: а) внутренние и внешние возмущения и соответствующие им отклонения параметров двигателя при установившемся режиме его работы относительно малы; б) справедлив принцип суперпозиции, т. е. влияние отдельных факторов можно рассматривать изолированно, а эффект влияния совокупности факторов получать сложением результатов их действия по отдельности.

Если уравнение агрегата выражается зависимостью

$$\varphi = \varphi(x, y, z), \varphi = \varphi(x, y, z), \quad (4.1)$$

то соответствующее уравнение в малых отклонениях будет иметь вид

$$\begin{aligned} \Delta\varphi &= \left(\frac{\partial\varphi}{\partial x}\right)_{y,z} \Delta x + \left(\frac{\partial\varphi}{\partial y}\right)_{x,z} \Delta y + \left(\frac{\partial\varphi}{\partial z}\right)_{x,y} \Delta z \\ \Delta\varphi &= \left(\frac{\partial\varphi}{\partial x}\right)_{y,z} \Delta x + \left(\frac{\partial\varphi}{\partial y}\right)_{x,z} \Delta y + \left(\frac{\partial\varphi}{\partial z}\right)_{x,y} \Delta z \end{aligned} \quad (4.2)$$

или

$$\Delta\varphi = k_x^{(\varphi)} \Delta x + k_y^{(\varphi)} \Delta y + k_z^{(\varphi)} \Delta z. \quad (4.3)$$

Статические характеристики используются при решении ряда задач: при анализе влияния внешних и внутренних факторов, конструктивных характеристик элементов двигателя на его основные параметры, при проведении настройки двигателя, для получения данных, необходимых при расчете системы регулирования двигателя.

Наиболее универсальными являются две эксплуатационные статические

характеристики.

1. Зависимости тяги (и удельного импульса) от давления окружающей среды при постоянном давлении в камере сгорания и соотношении компонентов топлива (при постоянном режиме работы двигателя). В применении к двигателям ЛА такую характеристику называют обычно *высотной*, поскольку давление атмосферы однозначно связано с высотой.

2. Зависимости тяги (и удельного импульса) от давления в камере сгорания при постоянных соотношениях компонентов топлива и давлении окружающей среды (высоте). Эту характеристику называют *дрессельной*.

Высотную и дрессельную характеристики камеры рассчитывают по уравнениям для тяги и для удельного импульса. Величина секундного расхода \dot{m} из этих уравнений исключается с помощью выражения для расходного комплекса β , затем используется соотношение $p_{0c} = \sigma_f p_k$. Таким образом, получают уравнения

$$P = \mu_c \varphi_c \sigma_f F_M K_P^{\text{ид}} p_k - F_a p_H; \quad (4.4)$$

$$I_y = \varphi_k \beta^{\text{ид}} \left(\varphi_c K_P^{\text{ид}} - \frac{F_a p_H}{\mu_c \sigma_f p_k} \right). \quad (4.5)$$

Для камеры постоянной геометрии значения $K_P^{\text{ид}}$, $\beta^{\text{ид}}$, μ_c , φ_k , φ_c , σ_f в этих уравнениях обычно принимают постоянными для всех режимов. Эти допущения расчета, не приводящие к ошибкам свыше 1 - 3%.

При расчете высотной характеристики единственной переменной в выражениях является p_H , при расчете дрессельной характеристики единственная переменная — p_k . Если проварьировать обе переменные в возможном диапазоне, получим семейство характеристик данной камеры.

Характеристики двигателя могут отличаться от характеристик камеры более сложными зависимостями $P(p_k, p_H)$, $I_y(p_k, p_H)$ в связи с возможным расходом вспомогательного топлива в системе газогенерации (при $\varepsilon > 0$) и из-за наличия нескольких камер, используемых в определенном сочетании.

Влияние других факторов по сравнению с выделенными основными (давление в камере сгорания p_k , давление окружающей среды p_H менее значительно, а сложная количественная оценка этого влияния возможна лишь для

конкретного двигателя и аппарата, когда детально известны траектория полета, характеристики систем питания и регулирования и др.

Тяговая характеристика, комплекс зависимостей тяговой мощности, скорости движения, расхода топлива, частоты работы двигателя и других характеристик ДУ от тягового усилия (рис.4.1). Она позволяет оценивать динамические, экономические и др. показатели ДУ и определяется расчётным путём или при тяговых испытаниях [22, 23, 24]. Тяговая характеристика зависит от мощности двигателя, типа движителя, массы транспортной машины и от физико-механических свойств среды, в которой происходит движение.

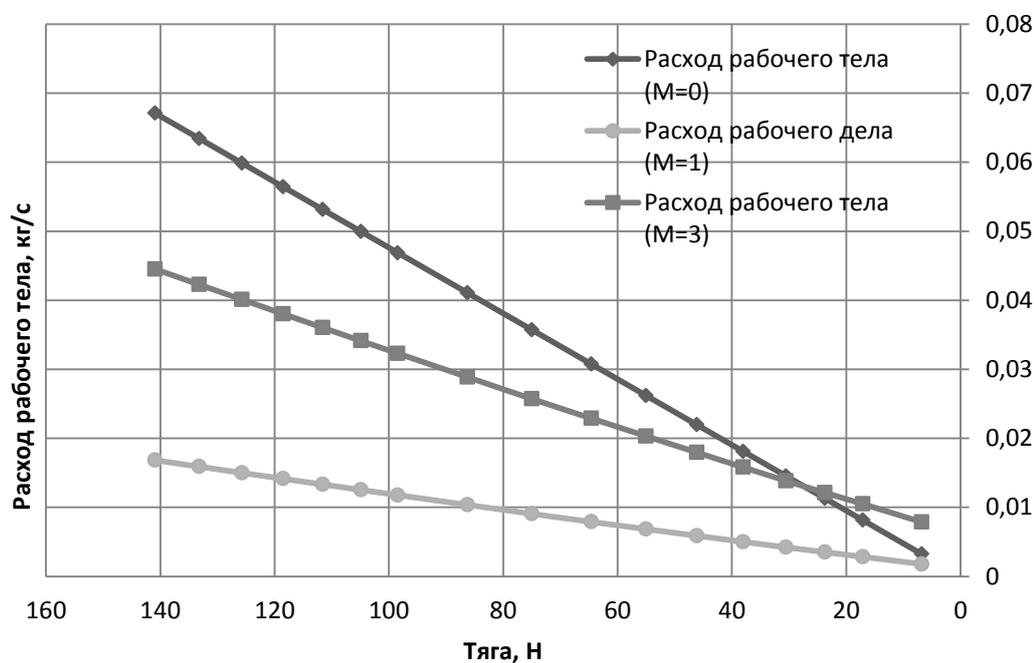


Рис. 4.1. Тяговая характеристика

Высотной характеристикой ракетного двигателя называется зависимость основных показателей работы авиационного двигателя, в первую очередь его мощности, тяги, удельного импульса и удельного расхода топлива, от высоты полета (или давления окружающей среды) при неизменной скорости полета или неизменном числе Маха, соответствующем скорости полета, а также при неизменных: а) числе оборотов и давлении наддува (на полном газу у

невысотного двигателя и выше границы высотности в данных условиях у высотного авиационного поршневого двигателя; б) числе оборотов и температуре газа перед турбиной или при заданном их изменении в соответствии с принятым законом регулирования у авиационного ГТД; в) температуре газа в камере сгорания или коэффициента избытка воздуха у прямого ВРД; г) секундном расходе топлива или давлении в камере у ЖРД.

Для расчета высотной характеристики необходимо знать зависимость атмосферного давления от высоты $p_H = f(H)$. Ее обычно понимают по данным международной стандартной атмосферы (МСА).

Так как высотную характеристику рассчитывают при $p = const$, изменение тяги и удельного импульса по p_H (или по H) имеет одинаковый характер.

Как известно, сопло постоянной геометрии имеет лишь один расчетный режим, когда $p_a = p_H$; на других режимах его характеристики ухудшаются. Для поддержания расчетного режима с увеличением высоты полета площадь среза сопла следует непрерывно увеличивать [14].

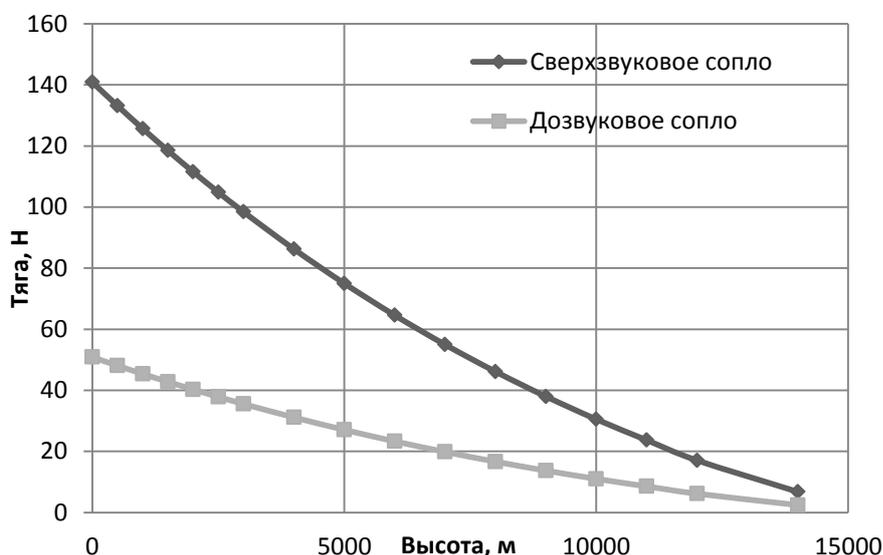


Рис. 4.2. Высотная характеристика малоразмерного пульсирующего ВРД со свободнопоршневым нагнетателем

На рис. 4.3 условно показана высотная характеристика камеры с таким идеально регулируемым соплом ($I_{у.ид}$). Там же приведены зависимости $I_{у.ид} =$

$f(H)$ для двух камер с различными Fa . Очевидно, что первым шагом к регулированию по высоте I_y (и, следовательно P) может явиться применение двухпозиционного сопла 2, площадь среза которого меняется скачком на высоте $H_{\text{перекл}}$. Преимущества двухпозиционного сопла перед соплом 1 сказываются в области $H > H_{\text{перекл}}$, преимущества перед соплом 3 – в области $H < H_{\text{перекл}}$. Известны попытки получить двухпозиционное сопло с помощью выдвигной юбки сопла, удаляемых вкладышей и др.

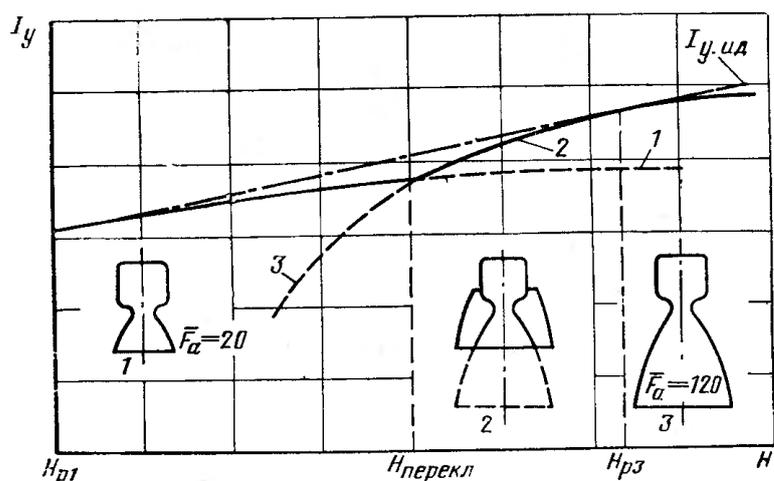


Рис. 4.3. Высотная характеристика камеры с идеально регулируемым соплом

Дроссельную характеристику называют также расходной или регулировочной, подчеркивая тем самым, что она отражает возможности регулирования величины тяги.

Теоретическая дроссельная характеристика камеры с постоянной геометрией при $p_H = const$ представляет собой для тяги в пустоте и на высоте H уравнения прямых, одна из которых $P_H = f(p_k)$ проходит через начало координат, другая - $P_H = f(p_k)$ параллельна первой и расположена ниже ее на величину $F_a p_H$;

Между давлением в камере сгорания p_k и секундным расходом топлива $Gg = m$ существует однозначная связь, близкая, согласно формуле, к линейной зависимости. Поэтому дроссельную характеристику нередко изображают в координатах $P, P_H - m$. Вид характеристики при этом практически не меняется по сравнению со случаем, когда в качестве аргумента выбрано давление p_k .

Пример теоретической дроссельной характеристики приведен на рис. 4.4.

Для каждой камеры имеется определенный диапазон реализуемой характеристики от $p_{к\ min}$ до $p_{к\ max}$, которому соответствует максимальный m_{max} и минимальный m_{min} секундные расходы топлива.

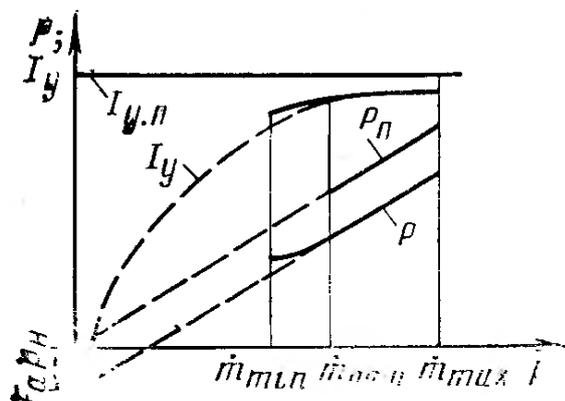


Рис. 4.4. Дроссельная характеристика (пример)

Режим m_{max} является предельно допустимым форсированным режимом, на который рассчитаны прочность и жаростойкость камеры. Режим m_{min} может быть обусловлен порогом эффективной и устойчивой работы камеры, перегревом жидкости в тракте проточного регенеративного охлаждения камеры или другими ограничениями.

Дроссельную характеристику можно получить экспериментально при стендовом испытании. Для ее определения требуются замеры тяги, секундного расхода топлива, давления в камере сгорания и давления окружающей среды.

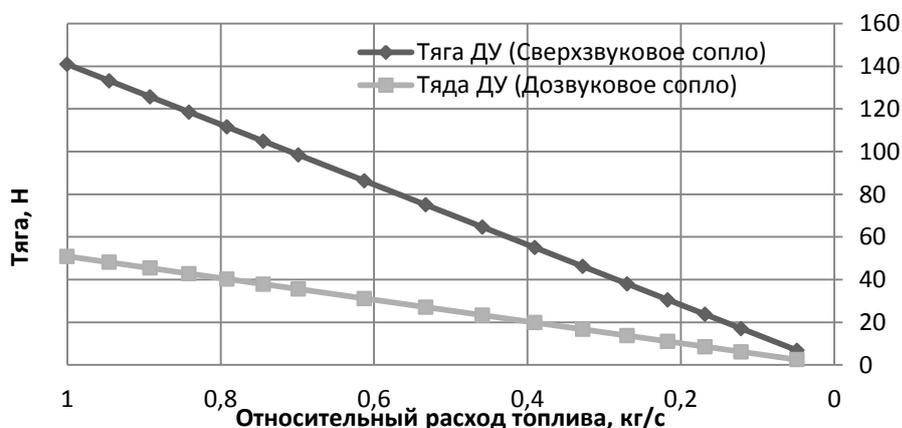


Рис. 4.5. Дроссельная характеристика

Сопоставление результатов расчета и экспериментального определения дроссельной характеристики показано на рис. 4.6 (в качестве аргумента выбран секундный расход топлива). В определенном диапазоне режимов обнаруживается хорошее совпадение, однако при значительном уменьшении расхода результаты опыта и расчета все больше расходятся. Объясняется это следующим образом. Из уравнения расхода жидкости через форсунки

$$m = \mu_{\phi} F_{\phi} \sqrt{2 \rho_{\text{ж}} \Delta p_{\phi}}$$

следует, что перепад давлений на форсунках Δp_{ϕ} при постоянной площади F_{ϕ} изменяется пропорционально квадрату расхода. При значительном уменьшении Δp_{ϕ} ухудшаются процессы распыления и перемешивания топлива, и, следовательно, уменьшается коэффициент камеры сгорания $\varphi_{\text{к}}$.

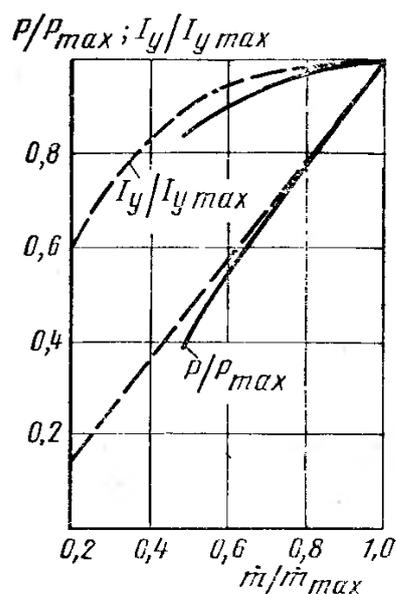


Рис. 4.6. Сопоставление результатов расчета и экспериментального определения дроссельной характеристики

Уместно отметить, что опытные и расчетные значения тяги в функции $p_{\text{к}}$ совпадают во всем диапазоне режимов. Причина в том, что ухудшение качества процессов в камере сгорания при малых расходах топлива одинаково сказывается на давлении $p_{\text{к}}$ и тяге. При обработке результатов стендовых испытаний это

представляет определенные удобства, равно как и возможность непосредственно контролировать регулируемый параметр — давление в камере сгорания.

В основной камере двигателя с дожиганием генераторного газа нет дополнительного расхода вспомогательного топлива ($\epsilon=0$) и характеристики камеры и двигателя совпадают. Удельный импульс двигателей без дожигания генераторного газа ниже, чем удельный импульс основных камер. Отличия тем значительнее, чем больше и чем сильнее зависимость $\epsilon = f(p_k)$ или $\epsilon = f(m)$.

4.2. Результаты расчетов комбинированного пульсирующего ВРД со свободнопоршневым нагнетателем

Как было сказано выше, одним из условий создания комбинированного ПуВРД со свободнопоршневым нагнетателем является максимальное использование уже созданных, технологических приемов и деталей поршневых кривошипных ДВС.

Соблюдая этот постулат, для расчета основных проектных параметров, в качестве исходных данных (прототипов) были взяты характеристики реально существующих ДВС, такие как диаметр и ход поршня, мощность, масса и т.д.

Такой подход позволяет рассчитать проектные параметры комбинированного ПуВРД и сравнить их с параметрами реально существующего поршневого ДВС, оценить достоверность полученных результатов и выявить достоинства и недостатки.

Прототипы подбирались таким образом, чтобы можно было оценить получаемые проектные параметры как в малом размере (диаметр поршня 10-20 мм), так и в крупном (диаметр поршня 100-120 мм). При этом определение в первом приближении параметров комбинированного ПуВРД со свободнопоршневым нагнетателем на основе конкретного двигателя из указанного размерного диапазона, не составляет труда, так как с высокой точностью определяется по рассчитанным проектным параметрам на основе «соседних» ДВС [78].

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

Согласно полученным результатам расчета комбинированных и винтомоторных ДУ, ниже приводятся наиболее характерные зависимости, отражающие взаимосвязь проектных параметров (рис. 4.7 – 4.10).

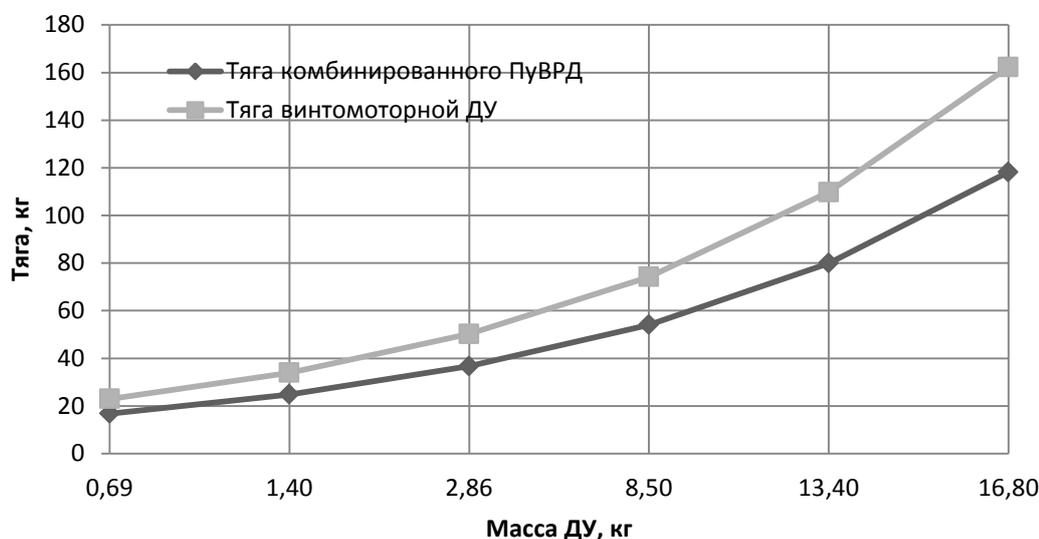


Рис. 4.7. Сравнение тяги комбинированного ПуВРД и винтомоторной ДУ с одинаковыми поршневыми группами для различных масс

Как следует из рис. 4.7 комбинированная ДУ позволяет получить реактивную тягу на 15-20 % больше, чем соответствующая ей винтомоторная установка той же массы. При этом важно отметить, что винтомоторная ДУ при тех же параметрах поршневой группы имеет площадь миделя значительно большую по сравнению с комбинированным ПуВРД (см. рис. 4.8.). Это объясняется большой площадью ометаемой воздушным винтом.

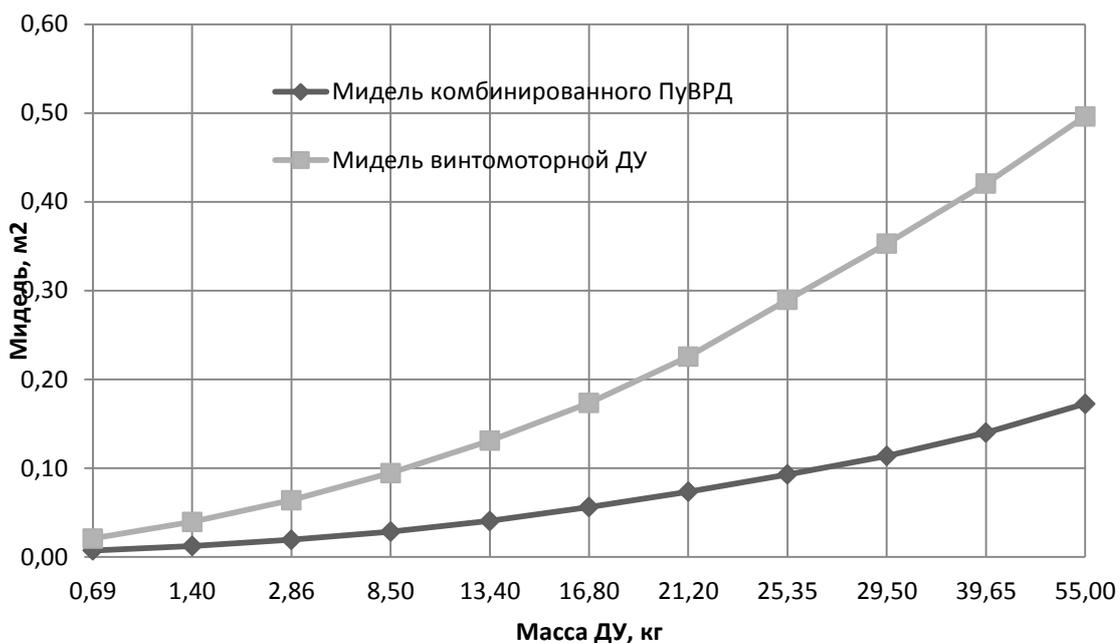


Рис.4.8. Сравнение площади миделя винтомоторной ДУ и комбинированного ПуВРД, с одинаковыми поршневыми группами для различных масс

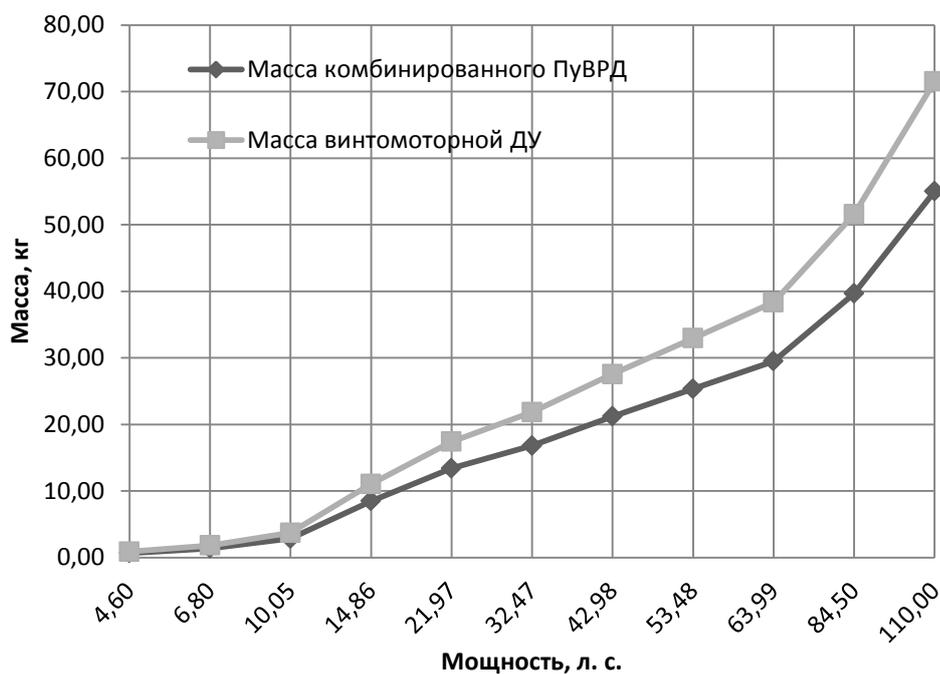


Рис. 4.9. Сравнение массы винтомоторной ДУ и комбинированного ПуВРД различных размеров, с одинаковыми мощностями

В процессе расчета проектных параметров было проведено и массовое сравнение комбинированной и винтомоторной ДУ. Для его корректности оценивались ДУ одинаковой мощности. В результате было определено, что масса

винтомоторной установки больше массы комбинированной и эта разница увеличивается с увеличением мощности ДУ. Это объясняется тем, что чем больше мощность двигательной установки, тем больше тепловая и механическая нагрузка на ее конструкцию. Не в пользу классической винтомоторной установки сказывается наличие массивного кривошипа, когда как в комбинированной ДУ эта деталь отсутствует, что дает значительный выигрыш в массе.

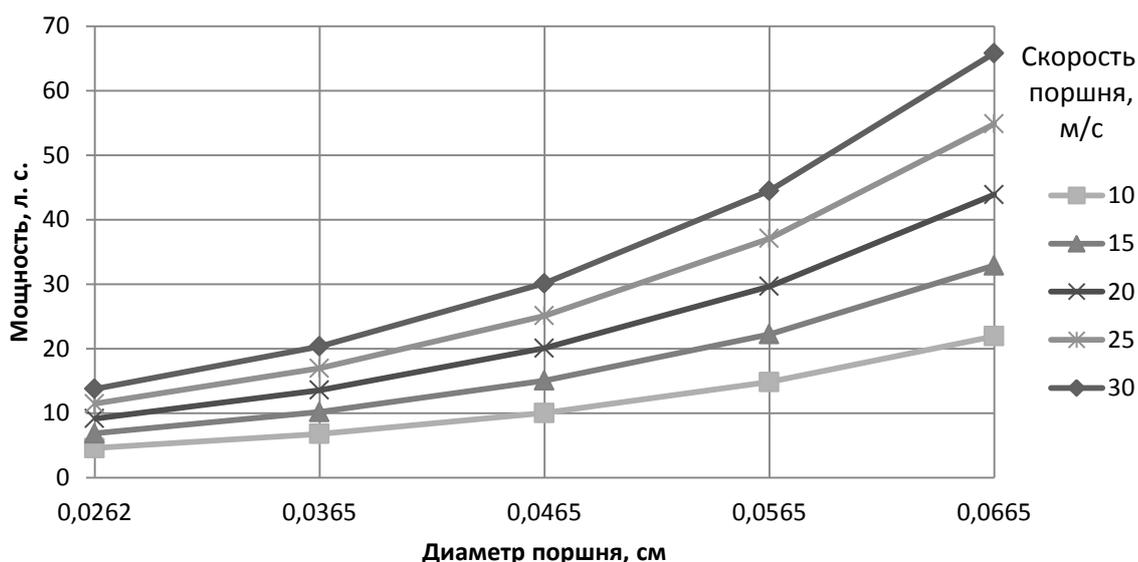


Рис. 4.10. Мощность комбинированного ПуВРД в зависимости от размера поршневой группы и скорости поршня

Из рис. 4.10 видно, что скорость поршня оказывает значительное влияние на мощность ДУ и это влияние сохраняется с ростом размера ДУ. Такой характер зависимости объясняется тем, что в комбинированном ПуВРД со свободнопоршневым нагнетателем при увеличении скорости поршня увеличивается не только количество топливной смеси, сгораемой в единицу времени, но и то, что применяется внутреннее охлаждение продувкой, что 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.

С уменьшением габаритов при сохранении конструктивных особенностей газотурбинного двигателя его удельная масса, т. е. масса, приходящая на единицу

развиваемой мощности, имеет тенденцию снижаться по линейному закону. Это следует из того, что мощность двигателя будет пропорциональна площади его поперечного сечения, т. е. квадрату его диаметра (D^2). С другой стороны, масса двигателя будет меняться пропорционально D^3 .

Поэтому удельная масса будет изменяться пропорционально величине D^3/D^2 или D , и, таким образом, при уменьшении габаритов двигателя данной конструкции теоретически удельная масса его будет уменьшаться по линейному закону.

Однако на практике невозможно прямо применить метод геометрического подобия при уменьшении габаритов двигателя, так как некоторые размеры несущих элементов двигателя не могут быть уменьшены в пропорциональном отношении [33]. Кроме того, масса вспомогательного оборудования и арматуры будет оставаться более высокой, чем это требуется по линейному закону. Взаимное влияние этих факторов приводит к тому, что действительная зависимость удельной массы двигателя от его линейных размеров частично отклоняется от теоретической, как можно видеть из рис. 4.11.

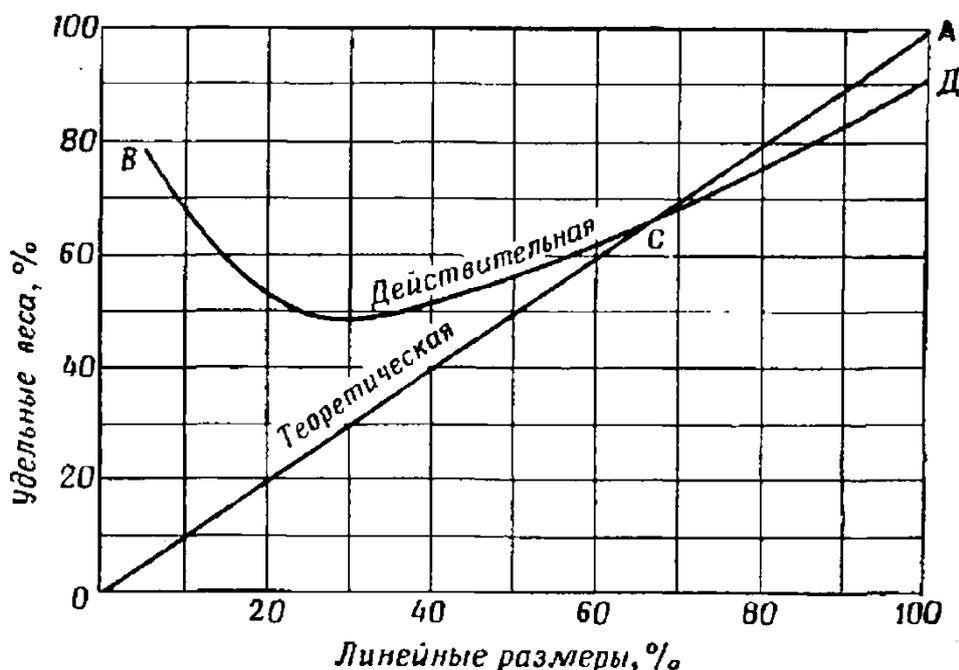


Рис.4.11. Зависимость удельной массы газотурбинных двигателей от их линейных размеров

Линия OCA представляет собой теоретическое, а кривая BCD — действительное изменение удельной массы конструкции двигателя при

уменьшении его линейных размеров с учетом прочностных, конструктивных и других практических требований. Если общую для этих кривых точку *C* рассматривать как исходную, то в действительности с уменьшением лилейных размеров двигателя удельная масса его будет изменяться не по теоретической зависимости, а в соответствии с участком кривой *CB*. Как видно из графика, в действительности удельная масса двигателя при уменьшении его размеров все же снижается. Однако это снижение происходит до определенной величины, после которой с уменьшением размеров двигателя до самых малых удельная масса начинает возрастать. Для более мощных газотурбинных двигателей с увеличением их размеров по сравнению с исходными (точка *C*) их удельные массы в действительности возрастают менее интенсивно, чем это следовало бы по линейному закону (участок кривой *CD*).

В процессе расчета проектных параметров для верификации результатов было проведено сравнение тяги комбинированной ДУ и классического малоразмерного ПуВРД М135 (тяга от 180 до 200 Н), применяемого в качестве двигателя малоразмерного БПЛА – воздушной мишени «Е95М» производства АО «Эникс», как наиболее близкого двигателя, по отношению к исследуемой двигательной установке. Для сравнения использовались данные, полученные в ходе доводки и стендовых испытаний двигателя М135, проводимых в АО «Эникс» [65,66] – таблица 4.1.

Таблица 4.1.

Сравнение расчетных и экспериментальных значений тяги

№	Экспериментальные данные		Расчетные данные		Расхождения Δ, %
	маркер	Р, Н	маркер	Р, Н	
1	О	20,6	Х	22,2	7
2	О	55	Х	59,8	8
3	О	186,3	Х	174,1	7
4	О	44	Х	47,3	8
5	О	206	Х	194,3	6

На рисунке 4.12. представлена графическая зависимость тяги двигателя, отнесенная к общему объему проточной части для различных режимов. Позиции 1-5 соответствуют значениям таблицы 4.1.

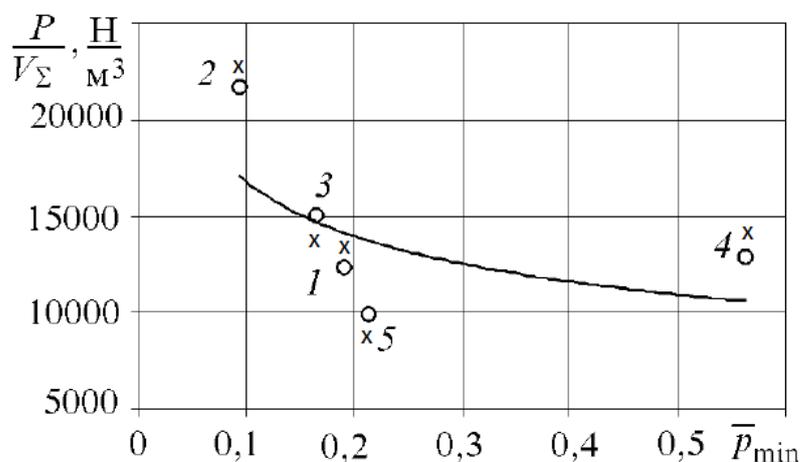


Рис.4.11. Зависимость тяги двигателя, отнесенная к общему объему проточной части
(о – эксперимент, x - расчет)

В результате было определено, что при расчете по разработанным методикам, принимая в качестве начальных параметров давление, температуру, теплотворную способность топлива, отклонение расчетных значений тяги от экспериментальных составило порядка 7-9 %, что позволяет говорить о достаточной сходимости результатов расчетов и экспериментальных данных. Дополнительно было определено, что классический малоразмерный ПуВРД, по сравнению с комбинированной ДУ, имеет большие габаритные размеры (длина больше в 2÷2,5 раза) за счет протяженной проточной части, при условии равенства тяг сравниваемых ДУ.

4.3. Некоторые особенности малоразмерных двигателей

Как было показано выше, термический к.п.д. и удельная мощность простого ГТД имеют относительно более низкие значения по сравнению с бензиновыми двигателями и двигателями Дизеля. Так, в более простых конструкциях газотурбинного двигателя термический к. п. д. при полной нагрузке обычно составляет от 45 до 65 % от значений термического к. п. д. современных бензиновых двигателей [31]. Отсюда ясно, что для усовершенствования ГТД этого типа необходимо проделать еще значительную исследовательскую работу.

К сожалению, существуют и другие нерешенные задачи, которые задерживают развитие малых ГТД. Из них самыми важными являются две:

- 1) трудность обеспечения малых размеров;
- 2) трудность создания простой конструкции низкой стоимости.

Ранее уже отмечалось, что авиационные и наземные (стационарные) газотурбинные установки средней и большой мощности путем введения некоторых усовершенствований могут иметь значения к. п. д., сравнимые с значениями к. п. д. двигателей Дизеля и бензиновых двигателей. Однако невозможно осуществить уменьшение размеров этих двигателей до размеров того класса двигателей, которые описываются в данной работе, чтобы остались неизменными величины к. п. д. и удельной мощности. Это обстоятельство подтверждается тем, что большинство ГТД малой мощности имеет сравнительно высокие величины расхода топлива.

Можно показать, что с уменьшением размеров ГТД аэродинамические характеристики проточных частей компрессора и турбины ухудшаются. К. п. д. этих элементов двигателя снижаются при уменьшении их размеров. Аналогично с уменьшением расхода воздуха, протекающего через камеру сгорания, снижается коэффициент полноты сгорания. Из этого следует, что с уменьшением размеров ГТД значения к. п. д. его элементов снижаются и, следовательно, снижается полный к. п. д. всего двигателя.

Несмотря на то, что двигатель Дизеля, будучи использован в качестве газогенератора, дает возможность получать относительно высокие значения термического к. п. д., ему свойственны и перечисленные выше недостатки. Основной из них заключается в необходимости иметь поршни, соединяющие стержни, распределительный и коленчатый валы и многочисленные клапанные устройства, которые увеличивают стоимость, повышают сложность и увеличивают время ремонта газогенератора, выполненного по такой схеме.

Чтобы преодолеть или свести к минимуму эти недостатки, совсем недавно на основании ранних сообщений об этом принципе был создан двигатель, известный под названием *свободнопоршневого*.

Что же касается применения свободнопоршневого газогенератора для меньших двигателей, а именно небольших промышленных и автомобильных двигателей, то можно упомянуть, что компании «Дженерал Моторе» и «Форд» в Америке осуществили широкие программы исследований этого типа двигателя.

Регулирование скорости. Амортизационные цилиндры свободнопоршневого двигателя действуют как воздушные пружины, причем их частота зависит от количества воздуха, находящегося в цилиндрах. Из этого следует, что скорость при возвратно-поступательном движении двигателя, которая зависит от массы возвратно-поступательно перемещающихся частей, т. е. поршневой группы, а также от скорости действия воздушной пружины, может изменяться путем изменения количества воздуха в амортизационных цилиндрах. Этот метод регулирования применяется для изменения скорости двигателя. В течение одного полного цикла работы двигателя имеются периоды времени, когда давление в воздушном резервуаре выше мгновенного давления в амортизационных цилиндрах; в другие периоды времени наблюдается обратная картина. В случае, если необходимо увеличить скорость двигателя, действие стабилизирующего механизма сводится к перепуску определенного количества воздуха из воздушного резервуара в амортизационные цилиндры; при этом давление в них увеличивается. Это вызывает увеличение скорости действия воздушных пружин, что в свою очередь приводит к движению поршней с большей частотой. Для уменьшения скорости двигателя давление воздуха в амортизационных цилиндрах нужно уменьшить.

Регулирование мощности. Количество подаваемого газа частично зависит от скорости двигателя, которая регулируется скоростью действия воздушных пружин в амортизационных цилиндрах, а также от переменной величины хода поршней. В этой связи можно показать, что относительно небольшое изменение величины хода поршней приводит к значительному изменению количества нагнетаемого воздуха. Так, разность между минимальным и максимальным положениями наружной мертвой точки может на 45 % изменить количество воздуха, подаваемого двигателем.

Первоначальную величину хода поршней можно изменить путем изменения количества топлива, впрыскиваемого за один ход, что, безусловно, является обычным методом регулирования мощности. *Количество подаваемого топлива* сильно влияет на положение *наружной мертвой точки*, в то время как *давление в амортизационном цилиндре* влияет на положение *внутренней мертвой точки* и в меньшей степени на положение наружной.

Упомянутый ранее стабилизирующий механизм обеспечивает соответствие давления воздуха в амортизационных цилиндрах количеству топлива, подаваемого за один ход. При этом двигатель будет работать в желаемых пределах хода поршня. Так, если давление воздуха в амортизационных цилиндрах слишком мало в соответствии с количеством впрыскиваемого топлива, то поршни могут перемещаться слишком далеко в наружном направлении и ударяться о дно амортизационных цилиндров. С другой стороны, если давление воздуха в амортизационных цилиндрах слишком велико, ход поршней будет слишком мал и двигатель перестанет работать.

Расход топлива. На рис. 4.12 показана зависимость удельного расхода топлива от мощности для типичного свободнопоршневого двигателя GS-34 по данным испытаний, проведенных фирмой «Дженерал Моторс».

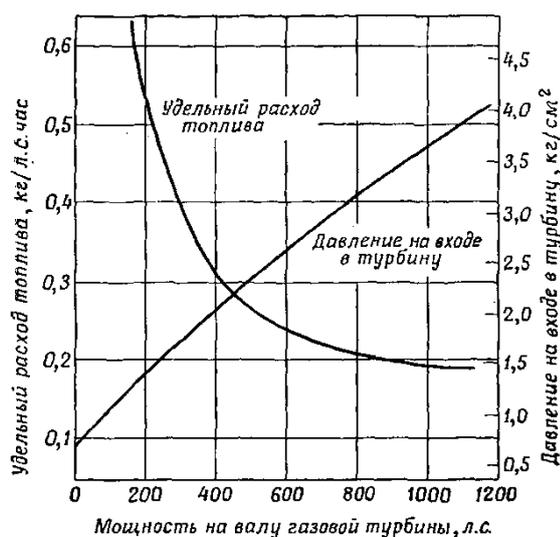


Рис. 4.12. Зависимость удельного расхода топлива от мощности свободнопоршневого двигателя OS-34

На этом графике показана также величина соответствующего давления на выходе. Из приведенных данных видно, что величина удельного расхода топлива непрерывно снижается от малых значений мощности к максимальным значениям порядка 1000 л. с., где она составляет 0,193 кг/л. с. час. У более новых двигателей кривая этой зависимости проходит ниже.

Работа при частичной нагрузке. Термический к. п. д. свободнопоршневого двигателя дизельного типа при частичных нагрузках относительно низок; об этом можно судить по высоким значениям удельного расхода топлива, как видно из графика, см. рис. 4.12. Во многих случаях двигатель этого типа не будет работать при нагрузках, меньших максимальной. Поэтому в более ранних двигателях было необходимо перепускать часть выхлопных газов в атмосферу в случае, если турбина должна была работать при нагрузках, меньших 0,25 полной. Вследствие этого при малых относительных нагрузках удельный расход топлива у свободнопоршневого двигателя сравнительно высок; он выше, чем у простой газовой турбины. Для повышения экономичности при частичных нагрузках и на холостом ходу можно применить один метод, известный под названием *рециркуляция*.

Он заключается в перепуске части воздуха из воздушного резервуара обратно на вход в компрессор. Этот метод имеет два преимущества:

1) повышается температура воздуха на входе в компрессор при частичных нагрузках, при этом становится возможным сгорание при степенях сжатия порядка 10;

2) уменьшается количество воздуха, подаваемого компрессором.

Иногда применяются и другие методы, основанные, например, на применении регулятора.

Степень повышения давления. Так как работа свободнопоршневого двигателя происходит в условиях переменной величины хода поршней, зависящей от величины нагрузки или мощности, то и значение степени повышения давлений изменяется в соответствии с изменением мощности. Степень сжатия достигает минимальной величины при самом малом ходе поршня и максимальной – при

самом большом. Так, в типичном случае степень повышения давления при практически минимальной мощности составляла около 10, при мощности, равной половине максимальной, 25 и при максимальной 50. Для двух последних значений степени повышения давления соответствующие замеренные величины термического к. п. д. были довольно высокими – порядка 0,45 – 0,50.

При самых высоких значениях степени повышения давления давление сжатия составляет 70,2 – 84,2 кгс/см², а начальное давление сгорания после впрыска топлива равно примерно 140,4 кгс/см².

Скорость двигателя. Рабочая скорость свободнопоршневого двигателя выражается числом полных циклов работы в минуту. Эти скорости, которые, как указывалось ранее, можно регулировать, довольно низкие для больших промышленных двигателей, порядка 350 – 650 циклов в минуту для двигателей мощностью 1000 – 2000 газовых л. с. Для небольших двигателей мощностью 200 – 300 газовых л. с. скорости колеблются в пределах от 1500 циклов в минуту для промышленных двигателей до 2500 циклов в минуту для автомобильных двигателей, с возможным дальнейшим увеличением приблизительно до 10000 циклов в минуту и даже более.

Характеристика разгона. В отличие от простого ГТД, у которого инерция компрессора и турбины ухудшает его разгон после открытия дросселя, свободнопоршневой двигатель быстро реагирует на открытие дросселя. Это объясняется тем, что у агрегата с возвратно-поступательным движением частей расход генерируемого газа с момента открытия дросселя на режиме холостого хода возрастает быстрее, чем у газотурбинного двигателя. Однако необходимо регулировать скорость для того, чтобы поршни могли ускоряться быстрее. Эта проблема сейчас уже разрешена удовлетворительно, так что быстрое ускорение происходит сразу же после открытия дросселя. Основным фактором, ограничивающим быстрый разгон двигателя, является инерция ротора турбины. Однако, в связи с тем, что у свободнопоршневого двигателя рабочая температура ниже, чем у простого газотурбинного, при более легкой турбине могут быть получены те же самые напряжения.

Когда расход топлива через форсунку уменьшается, двигатель быстро реагирует на это, так же как и обычный дизель, и *происходит быстро сброс оборотов*. Если же подачу топлива прекратить, то двигатель остановится через несколько ходов поршня, в зависимости от инерции турбины и редуктора.

Широкий выбор топлив для двигателя. Была проведена большая экспериментальная работа в области свободнопоршневых двигателей, работающих на самых различных топливах, таких, например, как различные виды бензина, керосин, дизельное топливо, тяжелые топливные масла, растительные масла, например хлопковое и арахисовое. Двигатели также хорошо работали на рыбьем жире. Результаты испытаний показали, что эти двигатели с правильно сконструированным топливоподающим оборудованием будут работать одинаково хорошо как на неочищенном масле, так и на высокооктановом бензине. При этом мощность двигателя возрастала по мере увеличения теплотворной способности используемого топлива [20].

Скорости поршней, потери тепла. Можно показать, что скорость поршней во время рабочего такта (хода в наружную сторону) значительно больше (на протяжении большей части хода поршня) скорости поршня во время возвратного такта (или хода во внутреннюю сторону), происходящего за счет действия амортизационного цилиндра. Далее можно показать также, что в свободнопоршневом двигателе скорость поршня очень быстро падает до нуля на внутреннем конце возвратного хода, но в начале следующего рабочего хода она может увеличиваться еще быстрее.

Вследствие значительно меньшей скорости во время холостого хода воздух может поступать в цилиндр в течение *относительно большого промежутка времени*. Поэтому *коэффициент наполнения здесь выше*, чем для обычного дизеля с противоположным расположением поршней, у которого скорость перемещения поршней внутрь значительно больше. В сравнимом случае поршень дизеля в середине своего хода во внутреннюю сторону имел скорость на 33 % большую, чем у эквивалентного ему свободнопоршневого двигателя с равным ходом.

Быстрое увеличение скорости поршня в начальный период рабочего такта приводит к тому, что горячие газы имеют меньше времени на теплоотдачу к стенкам цилиндра. Поэтому потери тепла сокращаются, и система охлаждения двигателя должна отводить меньшее количество тепла.

Преимущества свободнопоршневого двигателя. Рассмотренные ранее особенности свободнопоршневого двигателя со специальными ссылками на процесс двухтактного дизеля, у которого управление входными и выходными отверстиями производится при помощи поршня, *показывают, что двигатель этого типа имеет* следующие преимущества:

1. Значительно более высокий термический к. п. д. по сравнению с лучшими сравнимыми газовыми турбинами в классе двигателей малой мощности, поэтому удельный расход топлива будет намного меньшим.
2. Отсутствие коленчатых валов, соединительных стержней, клапанов и клапанного устройства обычного дизеля.
3. Отличная уравновешенность двигателя, более спокойная работа, практически без вибраций.
4. Значительно более низкие рабочие температуры на входе в турбину по сравнению с обычной газовой турбиной.
5. Более высокий возможный коэффициент наполнения, чем у обычного дизеля.
6. Значительно меньшая масса на 1 л. с., чем у сравнимого Дизеля.
7. Упрощенные способы крепления двигателя.
8. Намного меньшая задержка разгона по сравнению с газовой турбиной.
9. Отличные значения крутящего момента на режимах минимальных устойчивых оборотов и малых оборотов.

Некоторые недостатки, которые необходимо устранить. Основным недостатком свободнопоршневого двигателя является его низкий термический к. п. д. на режимах малой мощности, что приводит к очень большому расходу топлива на этих режимах. Однако с введением подходящей рециркуляционной

системы к. п. д. на режимах частичного дросселирования может быть значительно улучшен.

По сравнению с ГТД с регенератором комбинация свободнопоршневого двигателя с газовой турбиной требует более тщательного ремонта, особенно поршней, поршневых колец и цилиндров, а также клапанов одностороннего действия, если это обычные управляемые пружиной тарельчатые клапаны.

Свободнопоршневой двигатель имеет гораздо более узкий диапазон скоростей, чем обычный двигатель с коленчатым валом. Его скорость на холостом ходу не может быть уменьшена до скорости обычного поршневого двигателя.

Иногда запуск свободнопоршневого двигателя может оказаться трудным, так как у него нет маховика, который обеспечивал бы энергию для последующих циклов, если двигатель не запустится на первом цикле. В этой связи второй цикл является самым решающим, так как органы управления должны быстро среагировать и отрегулировать давление в амортизационном цилиндре в соответствии с подаваемым топливом, иначе двигатель остановится.

4.4. Выводы по главе 4

1. Проведен анализ полученных результатов. 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.

2. 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 весовой 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.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В выполненной работе поставлена и решена задача разработки методической базы и выбора основных проектных параметров ДУ, представляющей собой оригинальное, нетрадиционное сочетание свободнопоршневого нагнетателя рабочего тела и реактивной пульсирующей системы.

Предложена конструктивная схема комбинированного пульсирующего ВРД со свободнопоршневым нагнетателем, при этом установлено, что подобная конструкция не исследовалась ранее. Эта концепция исследуется в настоящей работе и для её реализации предложен принципиально новый тип ДУ.

Создана методическая база для выбора основных проектных параметров, разработан состав основных проектных параметров, определён критерий эффективности и сформулированы основные ограничения.

Результаты выполненных исследований можно сформулировать в виде следующих выводов:

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, полученных 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 удастся 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 двигательной установки с целью уменьшения ее массы приводит к уменьшению размеров проходных сечений и в итоге делает невозможным 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 весовой 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.

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ

БПЛА	Беспилотный летательный аппарат
ВМТ	Верхняя мертвая точка
ВРД	Воздушно-реактивный двигатель
ГТД	Газотурбинный двигатель
ДВС	Двигатель внутреннего сгорания
ДУ	Двигательная установка
ЖРД	Жидкостный ракетный двигатель
КПД	Коэффициент полезного действия
ЛА	Летательный аппарат
НМТ	Нижняя мертвая точка
ПС	Продукты сгорания
ПуВРД	Пульсирующий воздушно-реактивный двигатель
РД	Ракетный двигатель
РДТТ	Ракетный двигатель твердого топлива
СПН	Свободно поршневой нагнетатель
ТНА	Турбонасосный агрегат
ТРД	Турбореактивный двигатель
ЭУТ	Эжекторный усилитель тяги

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика / Г.Н. Абрамович. – М.: Наука, 1991. – 454 с.
2. Александров В.Л. Воздушные винты / В.Л. Александров. – М.: Государственное издательство оборонной промышленности, 1951. – 447с.
3. Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П. Теория ракетных двигателей – М.: Машиностроение, 1980. – 533 с.
4. Алтухов С.М. Мембранные компрессоры / С.М. Алтухов, В.А. Румянцев. – М.: Машиностроение, 1967. – 129 с.
5. Афинов В.Н. Стратегические разведывательные БПЛА и направления развития беспилотной авиации США // Зарубежное военное обозрение, 2000, № 6, с. 35-42.
6. Беспилотная боевая авиация: исследования существующих программ, концепций и проектов // Новости зарубежной науки и техники. Сер. Авиационные системы. – М.: ГосНИИАС, 2005. – 29 с.
7. Беспилотные летательные аппараты: Учеб. пособие для вузов / Под ред. Л.С. Чернобровкина. – М.: Машиностроение, 1967. – 440 с.
8. Богданов В.И. Пульсирующий процесс в реактивной технике. Саарбрюккен, 2015. – 120 с.
9. Богданов В.И. Повышение эффективности пульсирующих реактивных двигателей: Дис. ... докт. техн. наук : 05.07.05 /. МАИ - М, 2003.- 293 с.: ил. РГБ ОД, 71 07-5/562.
10. Борищанский В.М. Справочник по теплопередаче / В.М. Борищанский, С.С. Кутателадзе. – Л.: Госэнергоиздат, 1958. – 418 с.
11. Бродянский В.М. Эксергитический метод и его приложения / В.М. Бродянский, В. Фратшер, К. Михалек. – М.: Энергоатомиздат, 1988. – 288 с.
12. Бурдаков В.П. Внешние ресурсы и космонавтика / В.П. Бурдаков, Ю.И. Данилов. – М.: Атомиздат, 1976. – 552 с.
13. Быченко В.И. Теплоэнергетика рабочего процесса в аппаратах пульсирующего горения: Дисс. докт. техн. наук. – Воронеж, 2004. – 338 с.

14. Бутенко В.А. / Экспериментальное исследование характеристик малоразмерных сопел // Изв. АН СССР, Механика жидкости и газа, 1978, № 9. с. 267-270.
15. Ваничев А.П. Термодинамический расчет горения и истечения в области высокой температуры. – Л.: ЛХИ, 1947. – 27 с.
16. Васильев А.В., Григорьев Е.А. Математическое моделирование рабочих процессов ДВС: Учебное пособие. – Волгоград: Изд-во Волгоградского гос. техн. ун-та, 2002. – 67 с.
17. Васильев А.П., Кудрявцев В. М. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей: Учебник Под ред. В.М. Кудрявцева. 3-е изд., исп. и доп. – М.: Высш. школа, 1983. – 703 с.
18. Власенко В.Г. Выбор основных проектных параметров двухступенчатого ЛА с воздушно-реактивным ускорителем 1-й ступени: Дис. ... канд. техн. наук: 05.07.02: М, 2004 146 с. РГБ ОД, 61:04-5/2675.
19. Власова Е.А., Зарубин В.С., Кувыркин Г.Н. Приближенные методы математической физики: Учеб. для вузов / Под ред. В.С. Зарубина, А.П. Крищенко. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2001 – 700 с.
20. Вырубков Д.Н., Иващенко Н.А., Ивин В.И. Двигатели внутреннего сгорания: Теория поршневых и комбинированных двигателей: Учебник для вузов. / Под общ. ред. А.С. Орлина и М.Г. Круглова. – М.: Машиностроение, 1983. – 372 с.
21. Гаврилов А.А., Игнатов М.С., Эфрос В.В. Расчет циклов поршневых двигателей: Учеб. пособие / – Владимир: Изд-во Владим. гос. Ун-та, 2003. 124 с.
22. Галеев А.Г. Проектирование стендов и систем для испытаний двигательных установок ЛА. – М.: Изд-во МАИ. Учебное пособие, 1990. – 66 с.
23. Галеев А.Г. Экологическая безопасность при испытаниях и отработке ракетных двигателей. – М.: Изд-во МАИ. Учебное пособие, 2006. – 92 с.

24. Галеев А.Г. Эксплуатация стендов для испытаний ракетных двигательных установок. – М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ. Учебное пособие, 2008. – 96 с.
25. Гандер В. Решение задач в научных вычислениях с применением Maple и MATLAB / В. Гандер, И. Гржебичек. – М.: Вассамедина, 2005. - 97с.
26. Гильзин К. А. Воздушно-реактивные двигатели / – М.: Военное издательство министерства обороны, 1956. – 174 с.
27. Градецкий В.Г. и др. Исследование статических и динамических процессов в микродвигателях // – М: Микросистемная техника, 2001, № 1. С. 13-21.
28. Гришин С.Д., Захаров Ю.А., Оделевский В.К. Проектирование космических аппаратов с двигателями малой тяги / С.Д. Гришин, Ю.А. Захаров, В.К. Оделевский. – М.: Машиностроение, 1990. – 224 с.
29. Гусак А.А., Гусак Г.М., Бричикова Е.А. Справочник по высшей математике. 2-е изд., стереотип. – М.: ТетраСистемс, 2000 - 640 с.
30. Двухтактные карбюраторные двигатели внутреннего сгорания /В.М. Кондратов, Ю.С. Григорьев, В.В. Тупов и др. – М.: Машиностроение, 1990. - 272 с.
31. Джадж А. Газотурбинные двигатели малой мощности. – М.: Изд. Иностранной литературы, 1963. - 420 с.
32. Ермаков В.А., Михоленок А.Н. Анализ состояния и развития беспилотных летательных аппаратов. – М.: Микросистемная техника, 2002, № 3. С. 40-41.
33. Загорнян С.С., Козлов А.А., Воробьев А.Г. Математическая модель габаритно-массовых характеристик жидкостных ракетных двигателей малой тяги / С.С. Загорнян, А.А. Козлов, А.Г. Воробьев. – М.: Труды МАИ. Выпуск № 71, 2013. – 15 с.
34. Зуев В.С., Макарон В.С. Теория прямоточных и ракетно-прямоточных двигателей. – М.: Машиностроение, 1971. - 368 с.
35. Калабин В.П. Техническая термодинамика – М.: Военная академия бронетанковых войск имени И.В. Сталина, 1954. – 708 с.
36. Квасников А.В. Процессы и балансы в авиамоторных установках – М.: Оборонгиз, 1948 – 256 с.

37. Коган М. Н. Динамика разреженного газа – М.: Наука, 1967. – 591с.
38. Кошкин В.К. Использование эндотермического эффекта разложение охладителя для повышения эффективности охлаждения / В.К. Кошкин и др. – М.: Машиностроение, 1965. – 175 с.
39. Кошкин В.К. Основы теплопередачи в авиационной и космической технике / В.К. Кошкин. – М.: Машиностроение, 1975. – 528 с.
40. Кошкин В.К., Лапушкин Н.А. Расчет быстроходных ДВС. – М.: Оборонгиз, 1952 – 121 с.
41. Кошкин В.К. Двигатели со свободно движущимися поршнями / В.К. Кошкин, Б.Г. Левин. – М.: Машгиз, 1954 – 176 с.
42. Кошкин В.К., Майзель Л.М. и Черномордик Б.М., Свободнопоршневые генераторы газа для газотурбинных установок. – М.: Машгиз, 1963 – 292 с.
43. Круглов М.Г., Меднов А.А. Газовая динамика комбинированных ДВС – М.: Машиностроение, 1988. - 360 с.
44. Кудрин О.И., Квасников А.В., Челомей В.Н. Явление аномального высокого прироста тяги в газовом эжекторном процессе с пульсирующей активной струей. Описание открытия № 314 // Вестник АН СССР. – 1986. – №10. С. 94-99.
45. Лапушкин В.Н., Хрулев А.Э., Никитин Ю.М. Авторское свидетельство на изобретение №807722. Малоразмерный газотурбинный двигатель.
46. Лапушкин В.Н., Минин Н.В. Термодинамические и тепловые процессы в малоразмерном ВРД с мембранным свободнопоршневым газогенератором топливной смеси. // Вестник Московского авиационного института. 2010. №4. С. 96 – 105.
47. Махоткин Г. В. Проектирование воздушного винта – М.: КиЯ. 1979. – 46 с.
48. 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).

49. 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.
50. 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.
51. 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.
52. 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.
53. 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 теплообмена в аэрокосмических технологиях», 25-29 мая 2009 г., Жуковский. – Изд. дом МЭИ, 2009 – 424 с.: ил. С. 276-278.
54. Михеев М.А. Основы теплопередачи. М.А. Михеев – М.: Энергия, 1977. – 343 с.
55. Москалев В.А. «Испытание мембран на усталостную прочность». М: «Приборостроение», 1956 №7, с. 21.

56. Мошкин Е.К. Динамические процессы в ЖРД – М.: Машиностроение, 1964 – 256 с.
57. Новиков А.В., Лапушкин В.Н. Патент на полезную модель № 2009139455/22. Малоразмерный газотурбинный двигатель. 2010.
58. Орлов, Б.В. Основы проектирования ракетно-прямоточных двигателей для беспилотных летательных аппаратов / Б.В. Орлов, Г.Ю. Мазинг, А.Л. Рейдель. – М.: Машиностроение, 1967. – 425 с.
59. Оценка летно-технических возможностей малоразмерных беспилотных летательных аппаратов, снабженных электрическим двигателем / В.Ф. Захарченко, Р.Ч. Таргамадзе Е.А. Фролов и др. // «Вестник МАИ», 2010. С. 5-11.
60. 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.
61. 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.
62. Пат. 124740 Российская федерация, МПК F02B 71/04. Малоразмерный пульсирующий ракетный двигатель многоразового 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.
63. 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.
64. 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.
65. Побежимов В.Н. / Влияние формы проточной части на процесс инерционного истечения и параметры пульсирующего ВРД. // Вестник КГТУ им. А.Н. Туполева, 2004, №2, с. 22-25.
66. Побежимов В.Н. / Моделирование рабочего процесса пульсирующего ВРД с аэродинамическим клапаном на основе анализа термодинамического цикла. // Изв. Вузов. Авиационная техника, 2007, №1, с. 46-48.
67. Пономарев Б.А. Настоящее и будущее авиационных двигателей – М.: Военное издательство министерства обороны СССР, 1982 - 240с.
68. Попов В.А., Ефремова Е.Н. Потребности НАТО в разведывательных беспилотных летательных аппаратах нового поколения и работы по их созданию в Европе. www.UAV.ru, 2007. С. 1-9.
69. Проектирование испытательных стендов для экспериментальной отработки объектов ракетно-космической техники / А.Г. Галеев, Ю.В. Захаров, В.П. Макаров, В.В. Родченко. – М.: Издательство МАИ, 2014. – 283 с.: ил.

70. Рубцов И.В., Нестеров В.Н., Рубцов В.Н. / Современная зарубежная военная микро- и миниробототехника // –М.: Микросистемная техника, 2000, № 3. С. 36 – 42.
71. Родченко В.В. Основы проектирования реактивных аппаратов для движения в грунте – М.: МАИ, 2009 – 359 с.
72. Руководство по эксплуатации двухтактных двигателей ROTAX всех серий, ROTAX® № 899420, 1999. – 163 с.
73. Рудой Б.П. Теория газообмена ДВС. Учеб. пособ. – Уфа: УАИ, 1978.-109 с.
74. Сейфетдинов Р.Б. Разработка методов моделирования рабочего процесса пульсирующего воздушно-реактивного двигателя с аэродинамическим клапаном: Дис. ... канд. техн. наук : 05.07.05 / – Самара, 2008.- 134 с.: ил. РГБ ОД, 61 09-5/216.
75. Сердюк В.К., Толяренко Н.В. Ракетостроение и космическая техника Том 9. Межорбитальные транспортные космические аппараты /– М.: ВИНТИ, 1985. – 65 с.
76. Современные информационные технологии в задачах навигации и наведения беспилотных маневренных летательных аппаратов. К.К. Веремеенко, С.Ю. Желтов, Н.В. Ким Н.В. и др. Под ред. М.Н. Красильщикова, Г.Г. Себрякова. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2009. -556 с.
77. Сравнительный анализ возможностей применения на борту МБЛА турбокомпрессорных, газореактивных, винтомоторных установок // Отчет о НИР, – М.: МАИ, 2002, 29 с.
78. Технический отчет по теме: "Разработка обобщенных динамических моделей ДВС, обеспечивающих расчет конструктивных параметров двигателя с учетом изменяющихся во времени условий эксплуатации". –Тула: ТулГУ, 1997. – 36 с.
79. Холщевников К.В. Теория и расчет авиационных лопаточных машин – М.: Машиностроение, 1986. – 430 с.
80. Чистяков В.К. Динамика поршневых и комбинированных двигателей внутреннего сгорания: Учебн. Пособие. – М.: Машиностроение, 1989. - 256 с.

81. Шеваль В.В. Беспилотные летательные аппараты как носители оборудования комплексных систем наблюдения / Под ред. М.Н. Красильщикова. – М.: Изд-во МАИ, 2010.- 104 с.: ил.
82. Широков М.Ф. Физические основы газодинамики – М: ГИФМЛ, 1958. – 340 с.
83. Эджибия И.Ф. Устойчивость работы и регулирование свободнопоршневых двигателей – Тбилиси: Издательство "Мецниереба", 1976. – 230 с.
84. Эксплуатация испытательных комплексов ракетно-космических систем. А.А. Галеев, А.А. Золотов, А.Н. Перминов, В.В. Родченко. – М.: Изд-во МАИ. 2007. –260 с.
85. Щука И.О. Повышение эксплуатационных свойств мембранного блока мембранно-плунжерного компрессора: Дис. ... канд. техн. наук : 05.07.06 /. - Омск, 2012.- 162 с.: ил. РГБ ОД, 61 12-5/3746.
86. Янкевич Ю.И., Веркин Ю.В. / Состояние и перспективы развития летательных микроаппаратов // – М.: Микросистемная техника, 2000, № 1. С. 37 – 39.
87. Ярошевский В.А. Вход в атмосферу космических летательных аппаратов – М.: Наука, 1988. - 336 с.
88. Oppenheim A. K., Dynamics of Combustion Systems. Springer-Verlag Berlin Heidelberg. 2006. – 368 p.
89. Ralph D. Lorenz "Generic flight power laws for UAVs". UAVs Sixteenth International Conference. University of Bristol. UK. 2001. – 139 p.
90. Zinn, B. T., "Pulsating Combustion", Chapter II in "Advanced Combustion Methods", edited by F. Weinberg and published by Academic Press, 1986. – 400 p.