

На правах рукописи  
УДК 62-843.4; 620.98

**Макаренко Александр Валерьевич**

**РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ РАСЧЕТА ЭНЕРГОЭФФЕКТИВНОГО  
АВТОНОМНОГО СЛЕДЯЩЕГО ПРИВОДА СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ  
ПЛАНИРУЮЩИМ ПАРАШЮТОМ**

Специальность – 05.02.02

«Машиноведение, системы приводов и детали машин»

**АВТОРЕФЕРАТ**

диссертации на соискание ученой степени  
кандидата технических наук

Москва, 2010 г.

Диссертация выполнена на кафедре «Системы приводов авиационно-космической техники» Московского авиационного института (государственного технического университета).

Научный руководитель: д.т.н., профессор Геращенко Анатолий Николаевич

Официальные оппоненты: д.т.н., профессор Горячев О.В.  
к.т.н., доцент Овчинников А.А.

Ведущая организация: ФГУП «НИИ Парашютостроения», г. Москва

Защита состоится «\_\_\_» \_\_\_\_\_ 2010 г. в \_\_\_\_\_ часов на заседании диссертационного совета Д212.125.07 при Московском авиационном институте (государственном техническом университете), расположенном по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д.4, учёный совет МАИ.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке Московского авиационного института (государственного технического университета).

Ваш отзыв на автореферат в одном экземпляре, заверенный печатью учреждения, просим отправлять по указанному адресу.

Автореферат разослан «\_\_\_» \_\_\_\_\_ 2010 г.

Ученый секретарь  
диссертационного совета Д212.125.07  
к.т.н., доцент

\_\_\_\_\_ А.Б. Кондратьев

## ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

**Актуальность работы.** Суммарная масса оборудования современных управляемых парашютных грузовых систем (УПГС) примерно равна половине полезной нагрузке. Одним из элементов оборудования является система автоматического управления (САУ), где исполнительными устройствами, перемещающими органы управления в соответствии с управляющими сигналами, являются автономные приводные системы. Массогабаритные показатели приводной системы управления могут достигать 80% объема и массы всей САУ. Поэтому в целом проблема разработки и реализации методов проектирования и создания исполнительных устройств и приводов систем управления полетом УПГС, направленных на минимизацию массогабаритных показателей, является актуальной. Уровень актуальности значительно возрастает для автономных систем, когда исполнительные устройства и приводы работают от источника питания с ограниченным энергозапасом.

Управляемая парашютная грузовая система решает большой круг задач, таких, как:

- точная и оперативная доставка людей и грузов различного назначения;
- дистанционное зондирование земной и водной поверхности;
- проведение поисково-спасательных работ на водной и земной поверхностях;
- проведение боевых наземных, воздушно-космических и морских операций.

Стремление повысить нагрузку УПГС и уменьшить массо-габаритные характеристики системы управления приводит к тому, что объем и масса бортового оборудования должны постоянно уменьшаться.

Поэтому проблема создания приводов систем управления УПГС, имеющих минимальные габаритно-массовые показатели, является актуальной. Большой круг задач, решаемых современными парашютными системами, и тенденция к использованию на их борту автономных приводов придает этой проблеме первостепенное значение. Существует два этапа решения этой проблемы.

На I этапе используются теория оптимального проектирования, аналитическое решение проблемы минимизации привода, и выбора его наилучших параметров с учетом противоречий между параметрами и габаритно-массовыми характеристиками. Этот выбор осуществляется в соответствии с принятыми критериями. Оптимизация рассматривается как рациональная процедура, возможная лишь тогда, когда существуют различные варианты и приняты критерии выбора. Чем шире область возможных решений и чем более удачно выбраны критерии, тем больше вероятность нахождения абсолютного оптимального варианта. Однако практически всегда определяется относительный оптимум, поскольку выбор

критериев никогда не бывает идеальным, а область возможностей всегда ограничена.

На II этапе применяется алгоритмический метод прототипов, дающий возможность, исходя из общей идеологии проектирования устройств данного класса, применительно к каждому конкретному случаю определить операции проектирования и их очередность, а также связи между операциями в результате создания ряда последовательных, приближающих к цели процедур. Результатом применения описанных этапов является методика расчета разрабатываемого автономного привода с рациональными по массе и энергопотреблению параметрами.

**Объектом исследования** является автономный следящий привод системы управления грузовым планирующим парашютом на основе двигателя внутреннего сгорания, а также различные типы первичных и вторичных источников питания автономных мобильных объектов.

**Целью диссертационной работы** является разработка методов и средств минимизации массогабаритных показателей автономных приводных систем управления парашютируемыми объектами, а также создание комплексной методики расчета автономного следящего привода системы управления грузовым планирующим парашютом с рациональными по массе и энергопотреблению параметрами.

**Задачи исследования.** Достижение поставленной в работе цели предполагает решение следующих теоретических и прикладных задач:

1. Провести исследование и разработать новую схему автономного следящего привода системы управления грузовым планирующим парашютом с исполнительным механизмом типа двигателя внутреннего сгорания (ДВС) и питанием от баллона с топливом.
2. Провести сравнительный анализ автономных следящих приводов системы управления планирующим парашютом по энергомассовым показателям.
3. Провести анализ энергетической эффективности первичных источников питания и систем «первичный и вторичный источник питания», сравнить их между собой.
4. Разработать методы управления автономным следящим приводом на основе двигателя внутреннего сгорания и баллона с топливом и провести сравнительный анализ методов управления по энергетическим показателям.
5. Построить комплексную математическую модель системы «источник питания – автономный привод на основе двигателя внутреннего сгорания – нагрузка» и провести исследование динамических характеристик привода при различных методах управления.
6. Минимизировать массогабаритные показатели автономного привода системы управления грузовым планирующим парашютом.

7. Провести испытания автономного привода на основе ДВС и сравнить результаты натурных испытаний с результатами математического моделирования.

**Методы исследования.** При решении поставленных задач диссертационной работы использован комплексный подход к построению и исследованию мехатронных систем, включающий методы современной теории автоматического управления, теории авиамодельных двигателей внутреннего сгорания, а также методы математического и полунатурного моделирования динамических систем с использованием современных средств компьютерной техники.

**Научные результаты, выносимые на защиту,** представляют совокупность научно-практических результатов в области разработки и реализации энергоэффективных систем управления грузовым планирующим парашютом:

1. Новая схема автономного следящего привода системы управления грузовым планирующим парашютом с исполнительным механизмом на основе двигателя внутреннего сгорания и питанием от баллона с топливом.
2. Сравнительный анализ автономных следящих приводов системы управления планирующим парашютом по энергомассовым показателям.
3. Зависимости массы первичных и совокупности первичных и вторичных источников питания от мощности автономных приводов, сравнение источников питания между собой, построенное на плоскости «мощность – масса».
4. Обобщенная математическая модель системы «источник питания – автономный привод на основе двигателя внутреннего сгорания – нагрузка».
5. Энергосберегающие способы управления автономным следящим приводом с двигателем внутреннего сгорания, основанные на выборе элементов привода и управляющих алгоритмов, а также их сравнительный анализ.
6. Динамические характеристики автономного привода на основе ДВС при различных методах управления.
7. Комплексная методика синтеза автономного следящего привода системы управления планирующим парашютом с рациональными по массе и энергопотреблению параметрами.

**Научная новизна** диссертационной работы заключается в следующем:

- Полученные зависимости массы автономных приводов от мощности позволяют минимизировать массу системы управления грузовым планирующим парашютом путем выбора рационального исполнительного механизма и источника питания для конкретной требуемой мощности привода. Показано, что рациональными параметрами обладает система управления грузовым парашютом с

автономным приводом на основе ДВС и баллоном с топливом на основе метилового спирта с добавлением касторового масла.

- Разработанная обобщенная математическая модель системы «источник питания – автономный привод на основе ДВС – нагрузка» позволяет получить основные технические и эксплуатационные характеристики нового типа системы управления планирующим парашютом.
- Разработаны способы управления автономным следящим приводом с ДВС, основанные на выборе элементов привода и позволяющие добиться снижения энергетических потерь в системе управления парашютом.
- Разработаны несколько схем автономного следящего привода, одна из которых защищена патентом Российской Федерации.

**Практическая ценность** работы заключается в последовательном решении законченного ряда взаимосвязанных задач по разработке, практической реализации и исследованию системы управления грузовым планирующим парашютом нового типа с рациональными по массе и энергопотреблению параметрами.

Полученные в диссертации теоретические результаты позволяют решить ряд важных технических задач, а именно:

1. Создать систему управления полетом грузовыми планирующими парашютами для объектов с полетной массой от 0,2 до 1,1 т на основе нового типа исполнительного механизма.
2. Разработать энергоэффективные методы и алгоритмы управления автономным следящим приводом на основе двигателя внутреннего сгорания и баллона с топливом.
3. Увеличить эффективность и снизить затраты при разработке систем управления парашютами путем использования полученных «массо-мощностных» зависимостей автономных приводов и источников питания.

Полученные результаты наряду с разработанными техническими решениями и рекомендациями позволяют непосредственно применять их для создания и повышения эффективности как существующих, так и перспективных автономных приводов систем управления планирующим парашютом.

**Достоверность научных положений и выводов**, сформулированных в работе, базируется на комплексном подходе, сочетающем применение теоретических методов и компьютерного моделирования. Достоверность также подтверждается экспериментальными результатами, полученными на установке, размещенной на Экспериментально-опытном заводе Московского авиационного института.

**Апробация результатов работы.** Разработанные в диссертации методы и средства минимизации массогабаритных показателей автономных приводных систем управления парашютируемыми объектами, а также

комплексная методика расчета автономного следящего привода системы управления грузовым планирующим парашютом с рациональными параметрами использовались при проведении фундаментальных и поисковых исследований по теме №1.29.06: «Создание теории энергетической эффективности автономных систем приводов» в 2006-2010 годах (Этапы 1-6), а также в грантах Российского фонда фундаментальных исследований № 06-08-00341-а: «Фундаментальные закономерности функционирования и энергетическая эффективность автономных систем приводов в задачах управления мобильными объектами» и № 09-08-00047-а: «Развитие фундаментальных основ теории рабочих процессов в безредукторных прецизионных электроприводах на базе вентильных двигателей» в части исследования энергетических потерь электроприводов.

**Основные положения** диссертации докладывались и обсуждались на XV, XVI, XVII и XVIII Международном научно-техническом семинаре «Современные технологии в задачах управления, автоматизации и обработки информации» в г. Алушта (Украина) в 2006-2009 годах, на XV Международной конференции по вычислительной механике и современным прикладным программным системам (ВСППС'2007) в 2007 году, а также на VIII Всероссийской юбилейной научно-технической конференции «Проблемы совершенствования робототехнических и интеллектуальных систем летательных аппаратов» в 2010 году.

**Реализация работы.** Разработанные математические модели и методы и средства повышения энергетической эффективности автономных приводных систем управления парашютируемыми объектами включены в учебные материалы для использования в курсовом и дипломном проектировании, а также в научно-исследовательскую работу на кафедре «Системы приводов авиационно-космической техники» и лаборатории «Поиск» Московского авиационного института (государственного технического университета).

**Публикации.** По теме диссертации опубликовано 10 научных работ, из них – 5 статей (3 статьи, опубликованы в ведущих рецензируемых научных журналах и изданиях, определенных ВАК) и 5 работ – в научных трудах Международных научно-технических конференций и семинаров, также получен патент на автономный привод системы управления планирующим парашютом.

**Структура и объем работы.** Диссертация состоит из введения, пяти глав, заключения, списка литературы, включающего 92 наименования. Основная часть диссертации изложена на 151 странице машинописного текста. Диссертация содержит 52 рисунка и 6 таблиц.

## СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

**Во введении** обоснована актуальность темы диссертации, сформулированы цели, задачи и методы исследования, научная новизна, практическая значимость, достоверность и апробация результатов диссертации. Дана характеристика публикаций, структуры и объема работы.

**В первой главе** проводится сравнительный анализ автономных следящих приводов систем управления грузовым планирующим парашютом по энергомассовым показателям.

Наряду с рассмотренными традиционными приводными системами предложена новая схема автономного следящего привода системы управления грузовым планирующим парашютом с исполнительным механизмом на основе двигателя внутреннего сгорания и питанием от баллона с топливом (см. рис. 1).

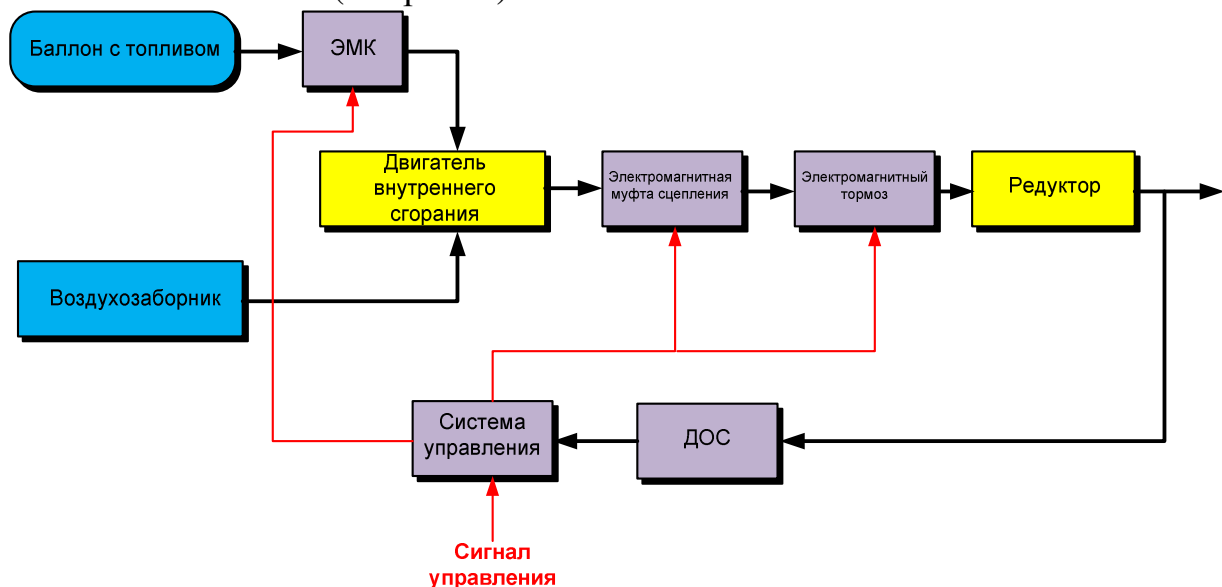


Рис. 1 Функциональная схема автономного следящего привода на основе двигателя внутреннего сгорания и баллона с топливом

Особенностью привода является то, что в качестве рабочего тела используется экологически чистая, непожароопасная, нетоксичная топливная смесь, находящаяся в баллоне под небольшим избыточным давлением. Привод имеет обратную связь по положению, реализованную датчиком обратной связи (ДОС) индукционного типа. Управляющими устройствами являются электромагнитная муфта сцепления, электромагнитный тормоз и электромагнитный клапан (ЭМК), одновременная работа которых по заданному алгоритму позволяет добиться требуемых эксплуатационных характеристик автономного привода.

Была разработана конструктивная схема нового автономного следящего привода (рис. 2), состоящего из кинематически связанных авиамодельного двигателя внутреннего сгорания (ДВС), управляемой электромагнитной муфты сцепления, электромагнитного тормоза и волнового редуктора шарикового.



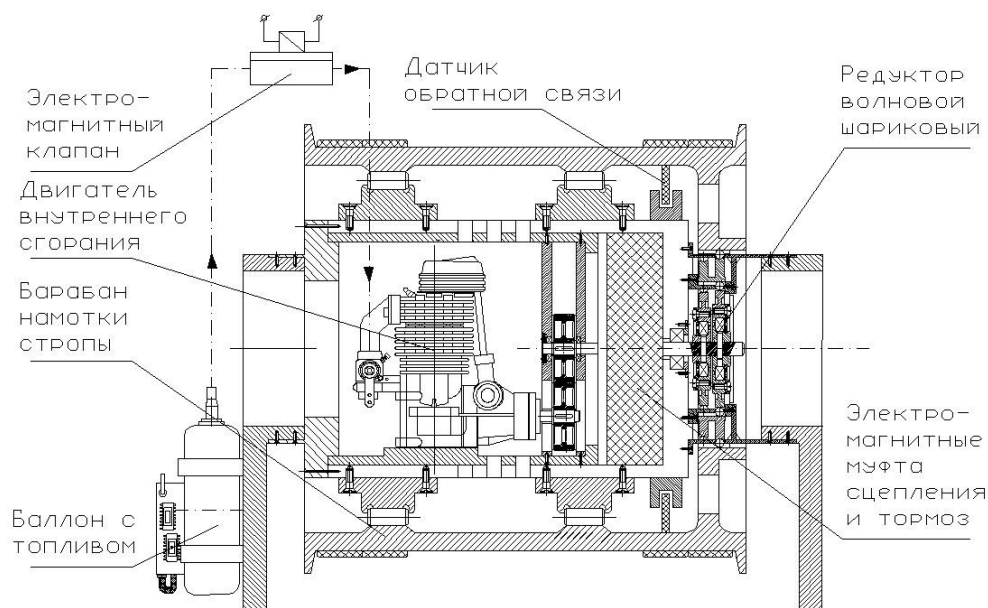


Рис. 2 Конструктивная схема автономного следящего привода на основе двигателя внутреннего сгорания и баллона с топливом

Особенностью привода является то, что он полностью вписан в барабан намотки стропы управления, что позволяет существенно снизить массогабаритные показатели системы управления в целом.

Автономный следящий привод на основе ДВС может работать в трех режимах, соответствующая комбинация которых позволяет добиться заданных характеристик.

1. *Режим подтяга (уборки) стропы управления.* Соответствует случаю, когда сигнал рассогласования положителен и его величина больше зоны нечувствительности. Режим характеризуется препятствующей нагрузкой на выходном валу привода. В этом режиме двигатель внутреннего сгорания работает в номинальном режиме, электромагнитная муфта сцепления находится во включенном состоянии, обеспечивая вращение выходного вала привода, электромагнитный тормоз обесточен. Происходит уборка стропы управления на соответствующую заданную величину. При достижении необходимой величины подтяга стропы электромагнитная муфта сцепления отключается, разъединяя вал ДВС с выходным валом привода, электромагнитный тормоз по сигналу системы управления переходит в рабочее состояние, обеспечивая тем самым надежное стопорение вала и барабана намотки на корпус привода.

2. *Режим выпуска стропы управления.* Возникает, когда сигнал рассогласования отрицателен и его величина больше зоны нечувствительности. Движение привода характеризуется помогающей нагрузкой на выходном валу механизма. В этом режиме ДВС продолжает работать в номинальном режиме, электромагнитная муфта и электромагнитный тормоз полностью отключены, происходит свободное

вращение вала привода под действием нагрузки. Выходной вал привода движется к согласованному положению, происходит вытягивание стропы за счет растягивающего усилия, возникающего между куполом парашюта и платформой с грузом. При достижении необходимого уровня сигнала стопорение выходного вала привода и барабана намотки происходит с помощью электромагнитного тормоза аналогично п.1.

3. *Режим удержания в синхронном положении.* Соответствует ситуации, когда сигнал управления попадает в зону нечувствительности. ДВС работает, муфта сцепления отключена, электромагнитный тормоз включен, обеспечивая надежное стопорение вала и барабана намотки на корпус привода.

Для всех типов приводов путем их поэлементного рассмотрения получены зависимости массы привода от его мощности и построены соответствующие зависимости на плоскости «масса - мощность» (в диапазоне мощностей от 0...500 Вт и времени работы 600 секунд).

Для привода на основе ДВС произведен выбор авиамодельного двигателя внутреннего сгорания и получена зависимость массы привода  $G_{АПДВС}$  от его мощности  $N_{АПДВС}$ :

$$G_{АПДВС} = k_{АПДВС} N_{АПДВС} + G_{АПДВС}^* = 0.0038 N_{АПДВС} + 1.0,$$

где  $k_{АПДВС}$  – коэффициент пропорциональности массы автономного привода с ДВС от мощности ( $k_{АПДВС} = 0.0038 \text{ кг} / \text{Вт}$ ),

$G_{АПДВС}^*$  – постоянная составляющая массы автономного привода с ДВС с учетом баллона с топливом ( $G_{АПДВС}^* = 1.0 \text{ кг}$ ).

На рисунке 3 представлены графики зависимости массы рассмотренных автономных приводов от их мощности при фиксированных значениях времени непрерывной работы.

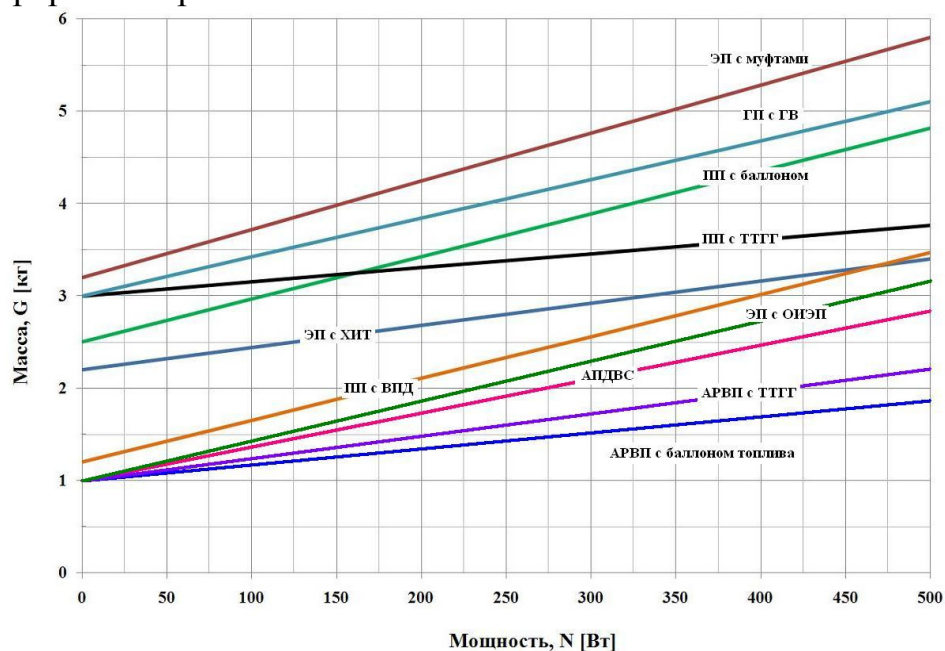


Рис. 3 Энергомассовые характеристики автономных приводов системы управления УПГС.

На рисунке 3 использованы следующие сокращения: АПДВС – автономный привод с двигателем внутреннего сгорания, АРВП – автономный роторно-волновой привод, ВПД – волновой пневматический двигатель, ГВ – гидравлический вытеснитель, ГП – гидравлический привод, ОИЭП – объединенный источник энергопитания, ПП – пневматический привод, ТТГГ – твердотопливный газогенератор, ХИТ – химический источник тока, ЭП – электрический привод.

Как видно из рисунка, наибольший выигрыш по массе дает перспективный автономный привод с двигателем внутреннего сгорания и баллоном с топливом. Кривая, отражающая массовую характеристику этого типа привода, лежит значительно ниже всех остальных зависимостей. Автономный привод на основе двигателя внутреннего сгорания и баллона с топливом при мощности 500 Вт в 1,22 раза легче пневматического привода с волновым пневмодвигателем и баллоном сжатого газа и в 2 раза легче электропривода с порошковыми муфтами и химическим источником тока. Применение разработанного привода с ДВС позволяет существенно снизить габариты и массу системы управления УПГС.

Приведенные графики и зависимости позволяют осуществлять выбор схемы автономного привода для заданных условий эксплуатации и необходимой мощности, исходя из требования минимизации массы, а также проводить сравнительный анализ по энергомассовым показателям различных типов приводов парашютных систем.

**Во второй главе** представлен комплексный анализ энергетической эффективности источников питания управляемой парашютной грузовой системы. Определены общие требования к источникам питания автономных систем приводов, исходя из требований минимизации массы и габаритов системы управления парашютом, а также снижения энергетических потерь. Описаны новые типы первичных источников питания – объединенный источник энергопитания и баллон с топливом для двигателя внутреннего сгорания.

Для топливного баллона предложен выбор основных рецептов топливных смесей, проведено их сравнение между собой по энергомассовым показателям, представленное на рисунке 4.

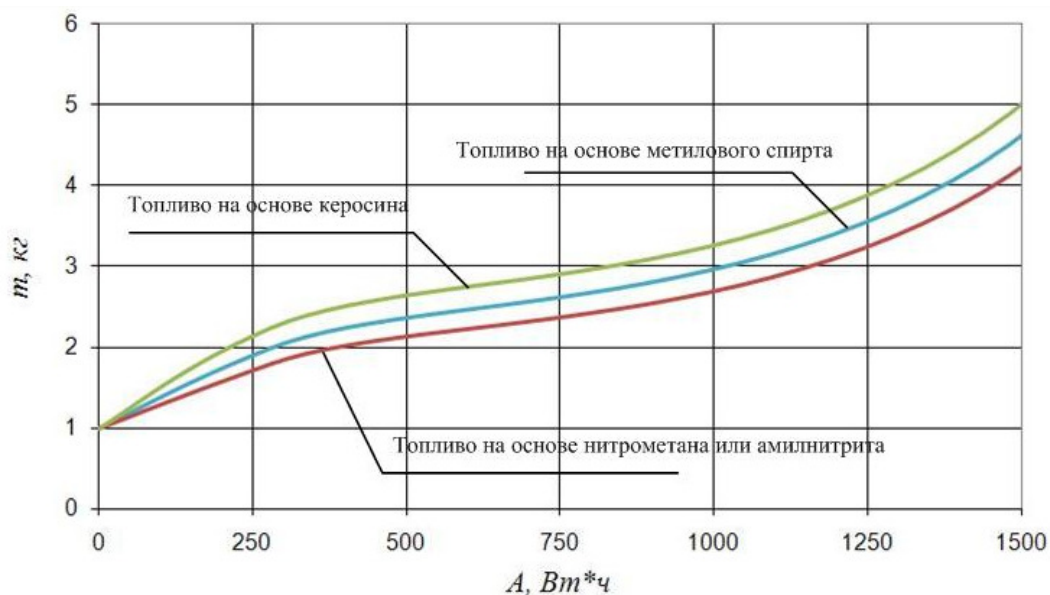


Рис. 4 Энергомассовые характеристики различных типов топлива для двигателя внутреннего сгорания

Анализ графиков позволил сделать вывод о том, что при равных объемах топливных баков применение топлива на основе нитрометана или амилнитрита позволяет получить выигрыш в массе баллона (примерно на 0,2-0,8 кг для запасенной энергии 1 000 Вт\*ч) по сравнению с другими типами топлива. Однако данные виды топлива являются синтетическими, взрывоопасными, загрязняют окружающую среду и требуют соблюдения строгих мер безопасности при их применении и хранении. Поэтому наиболее предпочтительными для использования в автономных приводах являются виды топлив на основе метилового спирта (метанола) с добавлением касторового масла, которые хоть и проигрывают по энергетическим показателям топливу на основе нитрометана или амилнитрида, но являются пожаро- и взрывобезопасными, экологически чистыми и простыми в эксплуатации.

Проведенный анализ топливных смесей позволяет сравнить по энергомассовым показателям выбранный оптимальный баллон с топливом на основе метанола с другими типами первичных источников – пневматическим баллоном со сжатым газом, твердотопливным газогенератором, ампульной батареей и объединенным источником энергопитания (рис. 5).

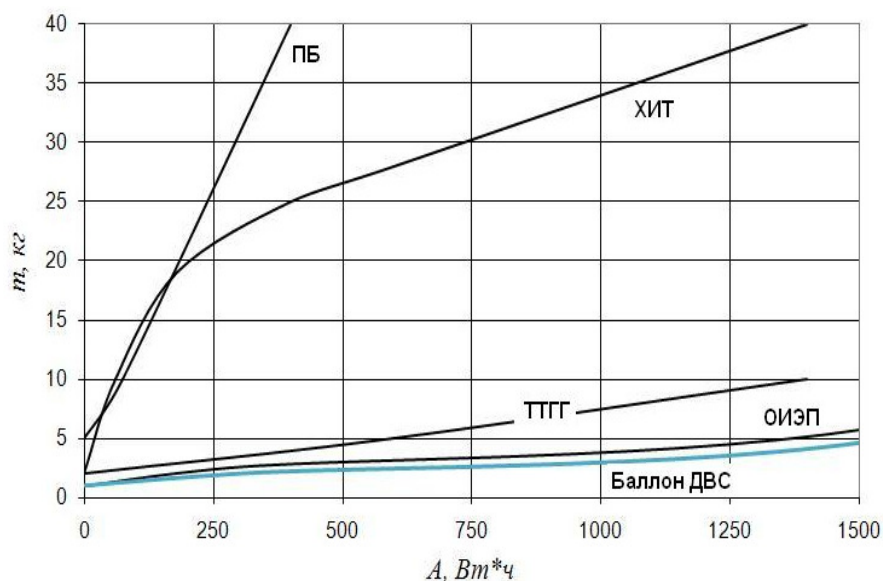


Рис. 5 Зависимости энергоёмкости первичных источников питания от их массовых характеристик

Зависимости массы первичных источников энергии от величины запасенной в них энергии показывают, что в области значений энергии от 0 до 1500 Вт·ч объединенный источник энергоснабжения (ОИЭП) и баллон ДВС имеют минимальную массу. Так для энергии 250 Вт·ч масса ОИЭП и баллона ДВС в 7 раз меньше массы ХИТ типа ампульная батарея и в 9-10 раз меньше массы пневматического баллона. По сравнению с газогенератором баллон ДВС легче на 1-2 кг.

Баллон для двигателя внутреннего сгорания при использовании топлива на основе метилового спирта превосходит ОИЭП по массогабаритным показателям (в среднем на 300...400 грамм).

Также было произведено подробное рассмотрение систем «первичный и вторичный источник питания» и их сравнение с первичными источниками в параметрах «относительная масса – время непрерывной работы».

Полученные зависимости и графики позволяют определить и обосновать рациональность применения того или иного первичного или вторичного бортового источника питания в области требуемого времени непрерывной работы.

Представленное описание и энерго-массовые зависимости могут быть рекомендованы для определения массы и энергозапаса различных источников питания и их сравнительного анализа на этапах аванпроекта и эскизного проектирования автономных приводов систем управления.

**В третьей главе** проводится исследование динамических характеристик и методов управления автономным следящим приводом на основе двигателя внутреннего сгорания и баллона с топливом. Для этого была построена комплексная математическая модель «источник питания – автономный привод на основе двигателя внутреннего сгорания - нагрузка».

Путем поэлементного рассмотрения блоков принципиальной схемы была получена математическая модель привода, состоящая из следующей системы уравнений:

1.  $U_{\text{кЛ}}(s) = U_{\text{сигн}}(s) - U_{\text{оС}}(s),$
2.  $G_z(s) = \frac{k_{\text{оУ}} k_M \frac{1}{k_a} k_G}{(T_{\text{оУ}} s + 1)(T_M^2 s^2 + 2\xi_M T_M s + 1)} U_{\text{кЛ}}(s),$
3.  $G'_z(s) = G_z(s) - G_{\text{УТ}}(s),$
4.  $p_{\text{ВХ}}(s) = \frac{k_d}{T_{\text{П}} s + 1} G'_z(s),$
5.  $M_{\text{ДВ}}(s) = R_{\text{СР}} A [p_{\text{ВХ}}(s) k_{\text{СЖ}} - p_{\text{ВЫХ}}(s)],$
6.  $\varphi_{\text{ДВ}}(s) = \frac{M_{\text{ДВ}}(s)}{J_{\text{ДВ}} s^2},$
7.  $M_{\text{ПР}}(s) = \frac{\varphi_{\text{ДВ}}(s)}{q} C_{\Sigma},$
8.  $\varphi_{\text{С}}(s) = [M_{\text{ПР}}(s) - M_{\text{Н}}(s)] \frac{1}{J_{\Sigma} s^2},$
9.  $U_{\text{оС}}(s) = k_{\text{оС}} \varphi_{\text{С}}(s),$
10.  $M_{\text{Н}}(s) = J_{\text{Н}} \ddot{\varphi}_{\text{С}}(s) + 2f \dot{\varphi}_{\text{С}}(s) + c_{\text{Ш}} \varphi_{\text{С}}(s).$

, где  $U_{\text{кЛ}}$  - напряжение на электромагнитном клапане (ЭМК),  $U_{\text{сигн}}$  - напряжение сигнала управления,  $U_{\text{оС}}$  - напряжения сигнала обратной связи,  $G_z$  - расход рабочего тела через клапан,  $k_{\text{оУ}}$  - коэффициент усиления обмотки управления клапана,  $k_M$  - конструктивный коэффициент, учитывающий изменение момент клапана при изменении тока в обмотке управления,  $\frac{1}{k_a}$  - конструктивный коэффициент, учитывающий изменение момент клапана при движении седла клапана на единичную величину,  $k_G$  - гидравлический коэффициент, учитывающий давление на входе клапана, площадь проходного сечения клапана и свойства рабочего тела,  $T_{\text{оУ}}$  - электромагнитная постоянная обмотки управления клапана, учитывающая электрические процессы в обмотке управления,  $T_M$  - механическая постоянная, учитывающая инерционные и прочностные характеристики подвижных элементов клапана,  $\xi_M$  - коэффициент демпфирования подвижных элементов клапана,  $G'_z$  - расход рабочего тела с учетом утечек,

$G_{ут}$  - расход утечек,  $p_{вх}$  - давление рабочей смеси на входе ДВС,  $k_0$  - коэффициент заполнения полости цилиндра ДВС,  $T_{п}$  - постоянная времени двигателя внутреннего сгорания, учитывающая время заполнения полости цилиндра и свойства сжимаемого рабочей смеси,  $M_{дв}$  - крутящий момент двигателя внутреннего сгорания,  $R_{ср}$  - средний ход поршня ДВС,  $A$  - суммарная средняя эффективная площадь цилиндра, на которую действует сдетонировавшая рабочая смесь,  $k_{сж}$  - коэффициент сжатия (учитывает сжатие рабочей топливо-воздушной смеси и увеличение давления после детонации рабочей смеси),  $p_{вых}$  - давление на выходе ДВС,  $\varphi_{дв}$  - угол поворота выходного вала двигателя,  $M_{пр}$  - момент привода с учетом жесткости,  $q$  - передаточное число редуктора,  $J_{дв}$  - момент инерции двигателя,  $\varphi_c$  - угол поворота выходного вала привода,  $C_{\Sigma}$  - суммарная жесткость электромагнитной муфты сцепления и электромагнитного тормоза,  $M_H$  - момент нагрузки,  $J_{\Sigma}$  - суммарный момент инерции электромагнитной муфты сцепления, электромагнитного тормоза и нагрузки,  $k_{oc}$  - коэффициент обратной связи,  $\ddot{\varphi}_c$  - ускорение выходного вала привода,  $\dot{\varphi}_c$  - скорость выходного вала привода,  $f$  - коэффициент собственного демпфирования подвесной системы парашюта,  $c_{ш}$  - коэффициент шарнирной (позиционной) нагрузки подвесной системы парашюта.

На основании приведённых уравнений составлена структурная схема силовой части автономного следящего привода с двигателем внутреннего сгорания с учетом гидравлических характеристик цилиндра и жесткости двигателя (см. рис. 6), а также структурные схемы электромагнитного клапана (см. рис. 7) и нагрузки (см. рис 8).

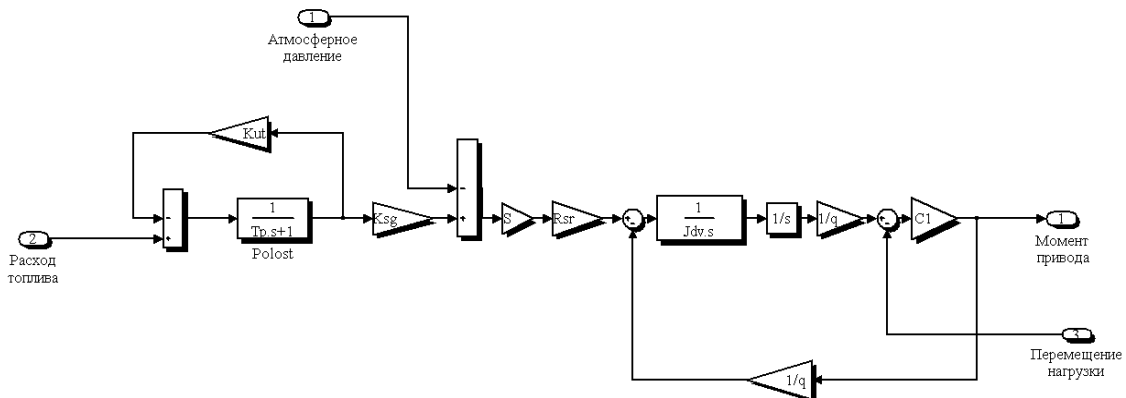


Рис. 6 Структурная схема силовой части автономного привода с двигателем внутреннего сгорания

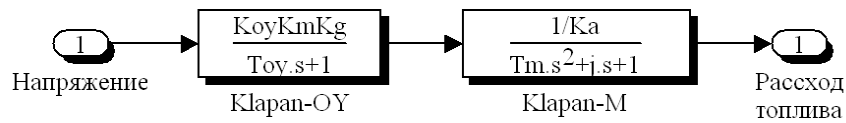


Рис. 7 Структурная схема электромагнитного клапана

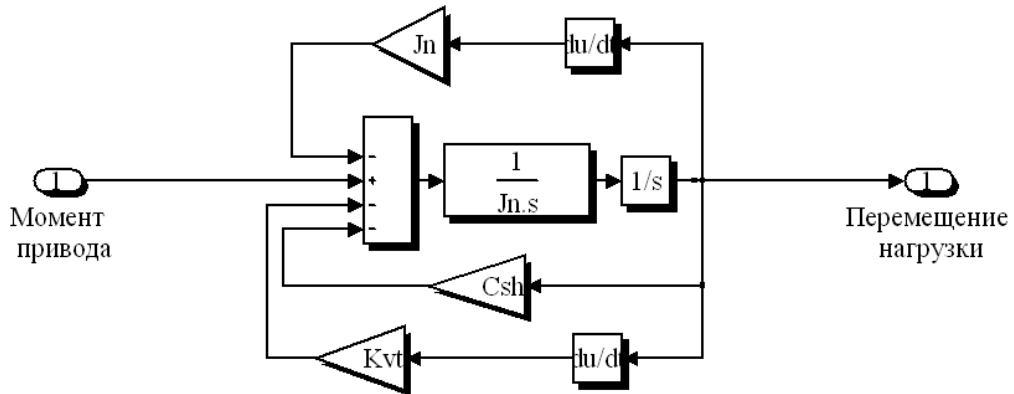


Рис. 8 Структурная схема нагрузки автономного привода с двигателем внутреннего сгорания

Путем последовательного соединения полученных блоков была разработана комплексная математическая модель «источник питания – автономный привод на основе двигателя внутреннего сгорания - нагрузка» (рис. 9).

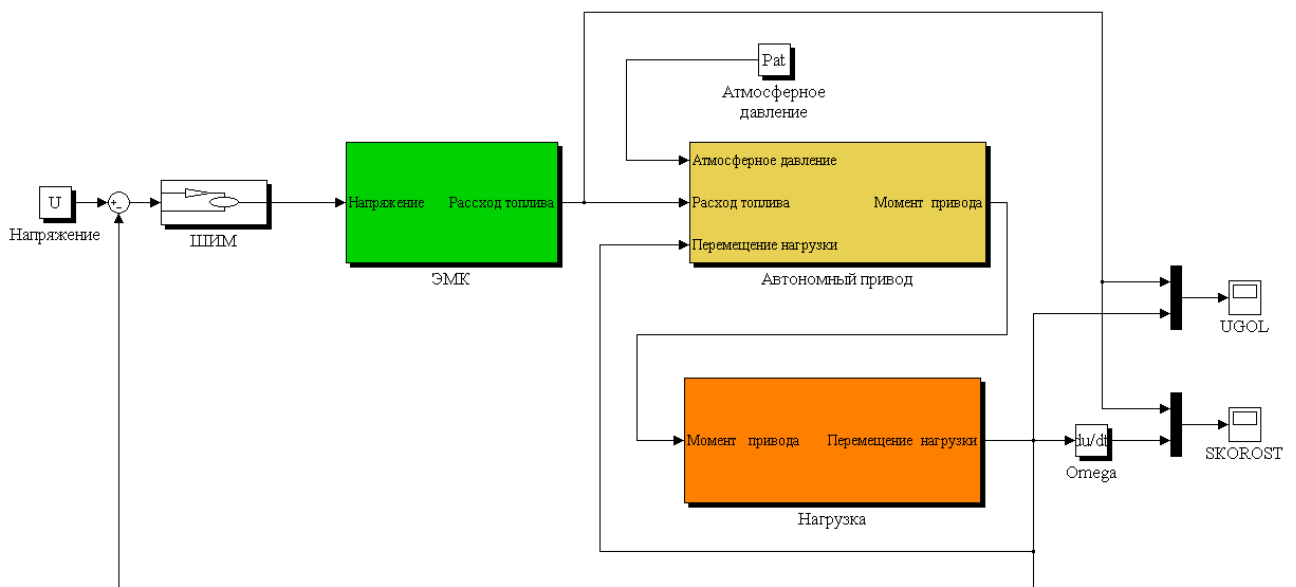


Рис. 9 Структурная схема автономного следящего привода на основе двигателя внутреннего сгорания с управлением при помощи ЭМК



Для удобства рассмотрения каждая структурная схема свернута в отдельный блок. Таким образом, каждому блоку соответствует определенный функциональный элемент привода. Математическая модель составлена для режима выпуска стропы управления.

С помощью математической модели разработаны способы управления автономным приводом (см. рис. 10):

1. с помощью электромагнитной муфты сцепления и электромагнитного тормоза при постоянном расходе рабочего тела через двигатель;
2. комбинированный способ, при котором в управлении участвуют электромагнитные муфты и электромагнитный клапан, регулирующий расход рабочего тела через ДВС.

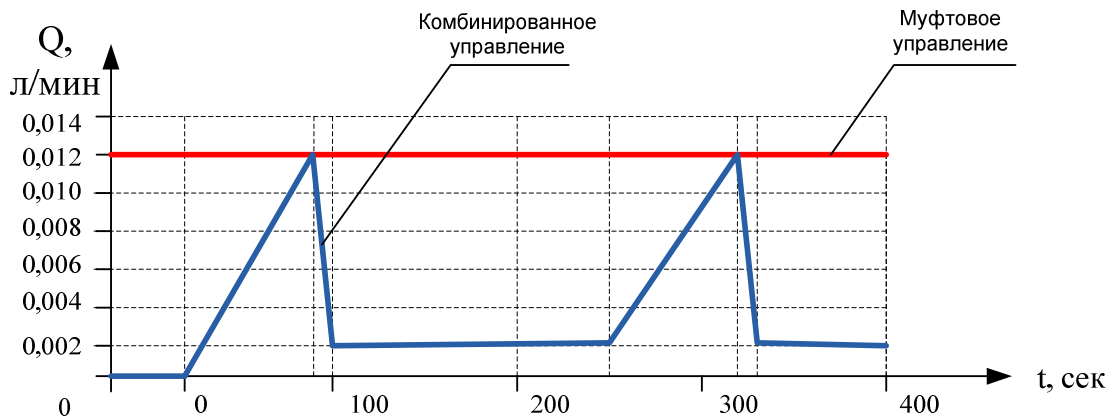


Рис. 10 Расход рабочего тела через ДВС при различных способах управления

Из анализа рисунка видно, что при комбинированном управлении расход топливной смеси значительно ниже, чем при управлении только с помощью муфт, что позволяет добиться снижения энергетических потерь. Также при комбинированном управлении можно регулировать скорость вращения выходного вала двигателя внутреннего сгорания, изменяя расход рабочей смеси через электромагнитный клапан.

Были получены переходные характеристики автономного привода при различных методах управления, представленные на рисунке 11.

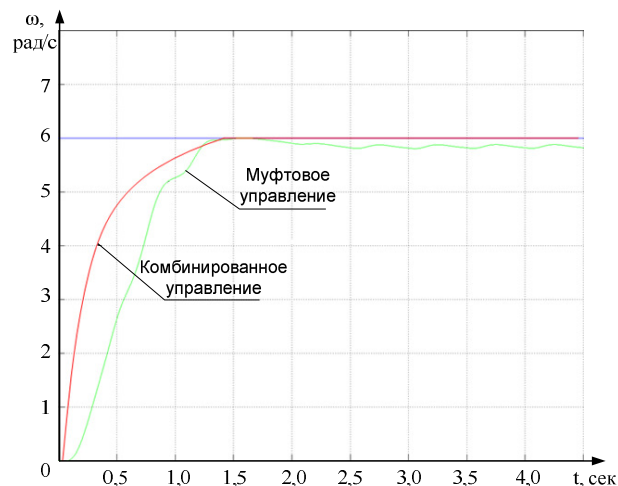


Рис. 11 Переходные процессы автономного привода с ДВС при различных методах управления

Видно, что переходный процесс при комбинированном управлении (с помощью электромагнитного клапана) является более плавным и практически не имеет статической ошибки. Время переходного процесса составляет порядка 1,5 секунд.

Анализ способов управления автономным приводом позволяет сделать вывод, что максимальной энергетической эффективности и гибкости управления можно добиться комбинированной работой всех управляющих элементов привода (муфт и ЭМК), что позволит обеспечить приводу управление оптимальное по быстродействию, аналогичное описанному в докторской диссертации А.Н. Геращенко.

Разработанные математическая модель и способ управления автономным приводом позволяют построить временную циклограмму работы приводной системы, представленную на рисунке 12.

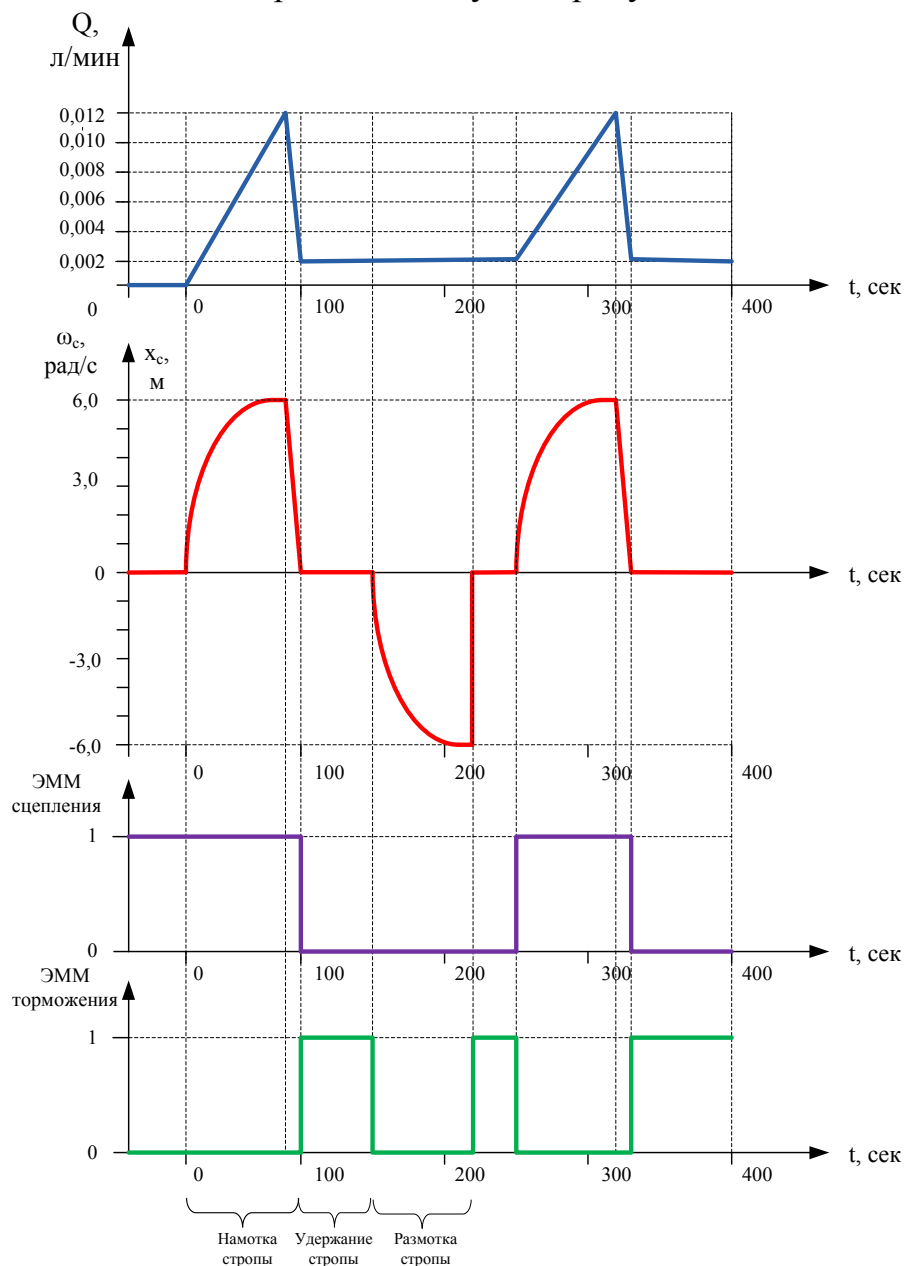


Рис. 12 Временная циклограмма работы автономного привода с ДВС

Приведенная временная циклограмма показывает алгоритм работы управляющих устройств автономного привода: электромагнитных муфт и электромагнитного клапана – при намотке и выпуске стропы управления парашютом, а также ее удержания в синхронном положении.

Также в третьей главе получены расчетные соотношения, позволяющие найти законы изменения скорости, углов и энергетические затраты для процессов управления автономным приводом с ДВС при различных методах управления.

**В четвертой главе** описаны комплексные наземные испытания автономного следящего привода системы управления грузовым планирующим парашютом. Цель экспериментальных исследований состояла в проверке основных положений и выводов диссертационной работы, подтверждении возможности управления скоростью выходного вала привода с помощью электромагнитного клапана, а также в получении экспериментальных механических и регулировочных характеристик и их сравнение с расчетными.

Для проведения требуемой программы испытаний был построен стенд, функциональная схема и внешний вид которого представлены на рисунке 13.

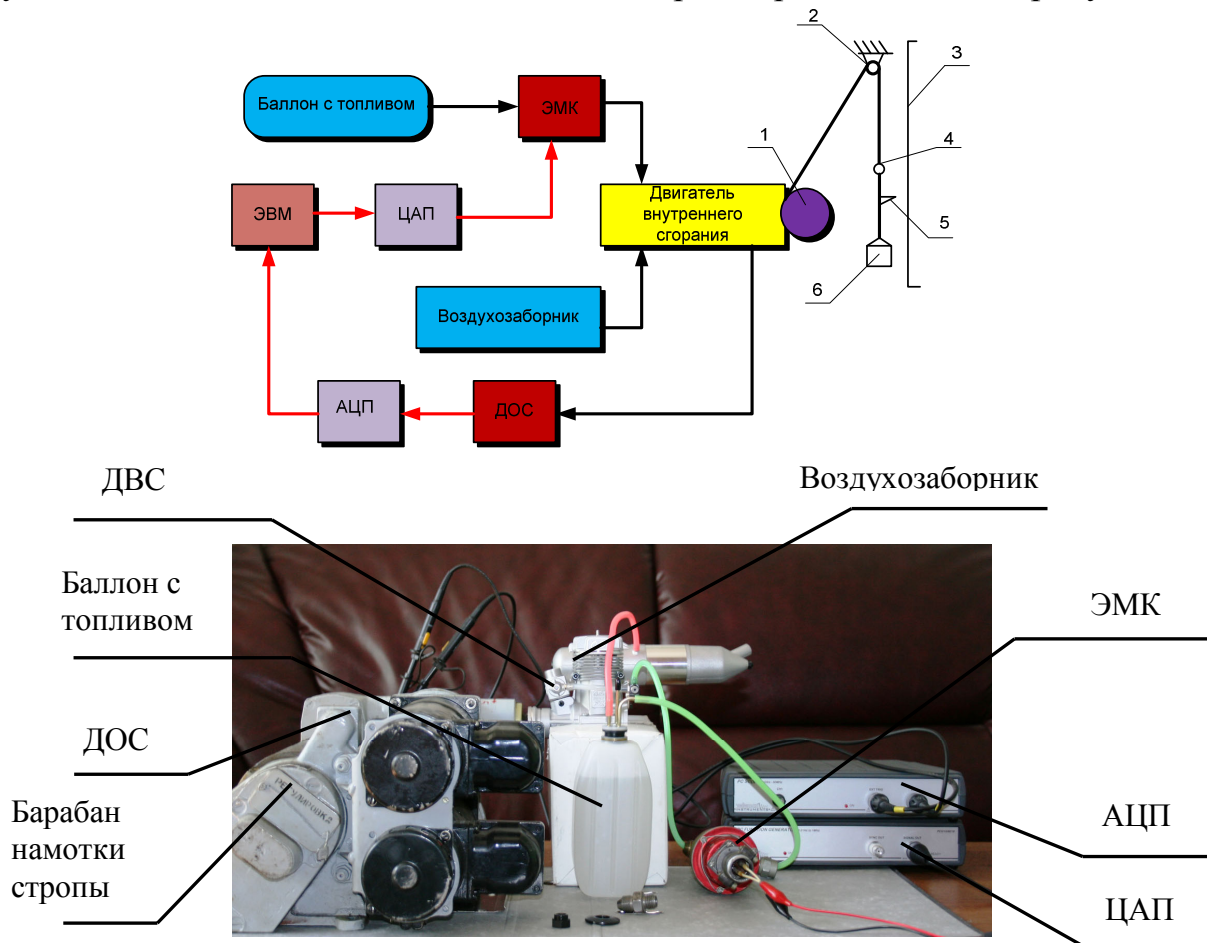


Рис. 13 Функциональная схема и внешний вид испытательного стенда для автономного привода с ДВС

Угол поворота выходного вала испытуемого привода измеряется датчиком обратной связи индукционного типа, являющимся частью автономного привода, сигнал с которого через аналого-цифровой преобразователь (АЦП) поступает в компьютер (ЭВМ). Для создания различных нагрузок, действующих на привод, использовался подвесной блок 2, закрепленный на потолочной балке, и стропа управления, соединенная с намоточным барабаном 1. Измерение усилий в стропе управления проводилось тензометрическим датчиком 4 типа ДСТ-С-2,5. С целью визуального определения хода стропы использовалась неподвижная мерная линейка 3 и указатель 5, закрепленный на стропе рядом с грузом 6.

Для работы двигателя внутреннего сгорания использовалось топливо на основе метилового спирта марки *THC Oil 100CC 4L*. Расход топливной смеси контролируется электромагнитным клапаном, управление которым через цифро-аналоговый преобразователь (ЦАП) осуществляется с помощью ЭВМ. Для питания воздухом воздухозаборник автономного привода соединен с вентиляционной системой, также предусмотрены магистрали, удаляющие выхлопные газы за пределы испытательной лаборатории.

Для задания и получения сигналов использовались генератор сигнала специальной формы и осциллограф фирмы *Velleman*, непосредственно подключенные к ЭВМ. Все регистрируемые статические и динамические характеристики отображались на экране компьютера с возможностью дальнейшей обработки и распечатки.

В ходе проведения эксперимента были получены механические и регулировочные характеристики, показанные на рисунке 14.

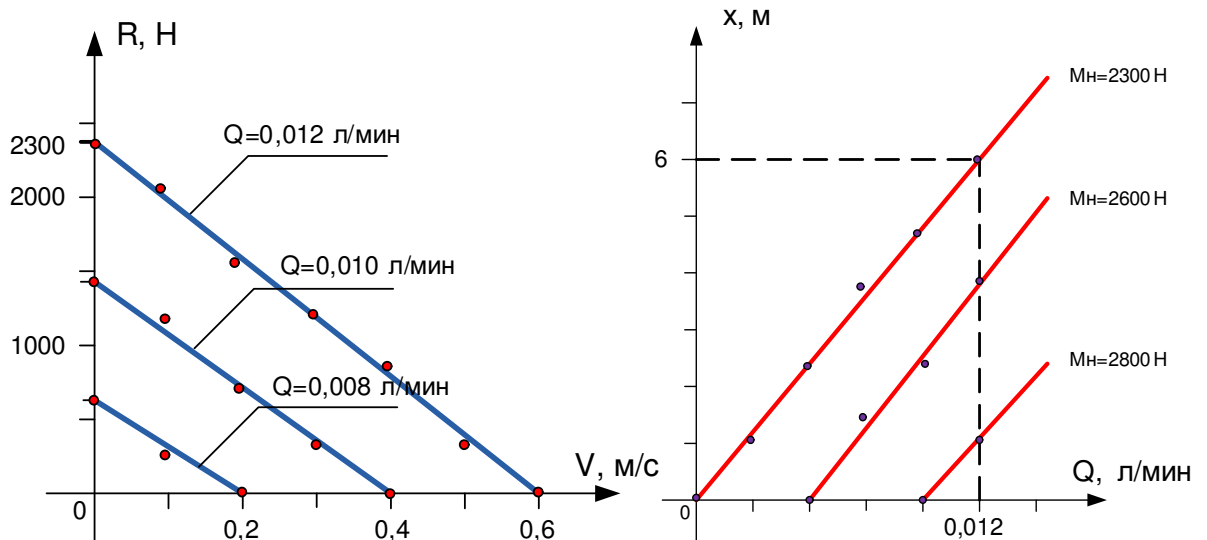


Рис. 14 Экспериментальные механические и регулировочные характеристики автономного привода с двигателем внутреннего сгорания

Из анализа приведенных графиков видно, что экспериментальные характеристики автономного привода на основе двигателя внутреннего сгорания практически полностью совпадают с характеристиками,

полученными путем численного исследования математической модели привода.

В подтверждении возможности управления скоростью выходного вала привода с помощью электромагнитного клапана были получены скоростные характеристики автономного привода в зависимости от величины расхода рабочего тела через ЭМК, приведенные на рисунке 15.

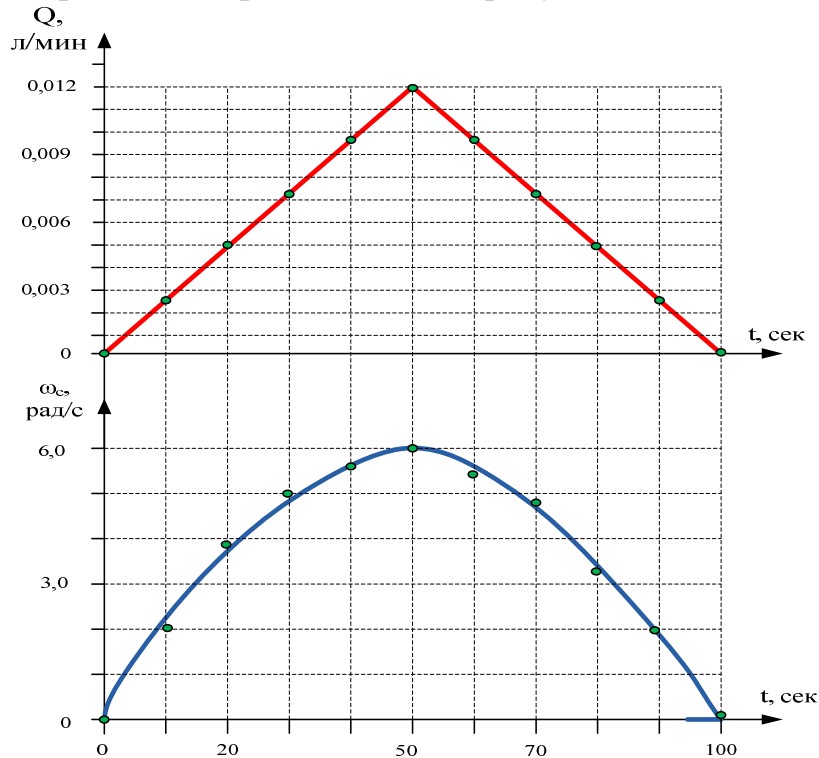


Рис. 15 Обработка приводом треугольного сигнала управления

Анализ этих характеристик позволяет сделать вывод о возможности реализации для автономного привода с двигателем внутреннего сгорания и баллоном с топливом закона управления скоростью барабана намотки стропы парашюта, реализованного при помощи комбинированной работы электромагнитного клапана и электромагнитных муфты сцепления и муфты-тормоза.

В результате экспериментальных исследований подтверждены основные результаты диссертационной работы по применению комплексного подхода к разработке, проектированию и созданию автономной энергоэффективной приводной системы управления планирующим парашютом с исполнительным механизмом на основе двигателя внутреннего сгорания и баллоном с топливом, в качестве источника питания.

По результатам комплексных наземных испытаний получены следующие результаты:

- экспериментальные статические характеристики приводной системы с ДВС;
- экспериментальная механическая и регулировочная характеристики автономного привода на основе двигателя внутреннего сгорания

совпадает с характеристиками, полученными путем численного исследования математической модели привода;

- основные параметры привода, полученные при математическом моделировании, полностью подтверждаются экспериментальными данными;
- для автономного привода с двигателем внутреннего сгорания и баллоном с топливом возможно реализовать рациональный закон управления скоростью и положением барабана намотки стропы парашюта, реализованный при помощи электромагнитного клапана.

**В пятой главе** предложена комплексная методика синтеза автономного следящего привода системы управления планирующим парашютом с рациональными по массе и энергопотреблению параметрами. Методика основана на блочно-иерархическом рассмотрении элементов автономных приводов в сочетании с элементами системного подхода, как основы для взаимной увязки отдельных подсистем и подготовка информации для научно-обоснованного принятия решения.

Схема алгоритма методики расчета автономного следящего привода системы управления грузовым планирующим парашютом приведена на рисунке 16.

Расчет автономного следящего привода системы управления грузовым планирующим парашютом начинается с ввода исходных данных для проектирования: максимального тягового усилия, максимальной линейной скорости стропы, максимального усилия удержания стропы, ограничения на массу следящего привода, а также времени функционирования системы управления УПГС. Далее производится расчет мощности автономного привода и по полученной мощности выбирается марка двигателя внутреннего сгорания. Для выбранного ДВС производится расчет основных моментных и скоростных характеристик привода, и их сравнение с заданными ограничениями технического задания. В случае несоответствия полученных расчетных данных производится корректировка радиуса барабана намотки стропы управления.

После нахождения оптимальных предварительных параметров привода производится выбор управляющих муфт сцепления и торможения, выбор марки топлива для двигателя внутреннего сгорания, определяется расход рабочего тела через двигатель, рассчитываются запас рабочего тела и параметры источника питания, производится выбор электромагнитного клапана и элементов топливной магистрали, выбираются датчики обратной связи, проектируются корпусные элементы привода и узлы крепления к объекту управления

Заключительным этапом методики является проверка полученной общей массы привода ограничениям на массу технического задания, в случае несоответствия изменяется марка двигателя внутреннего сгорания и расчет повторяется.

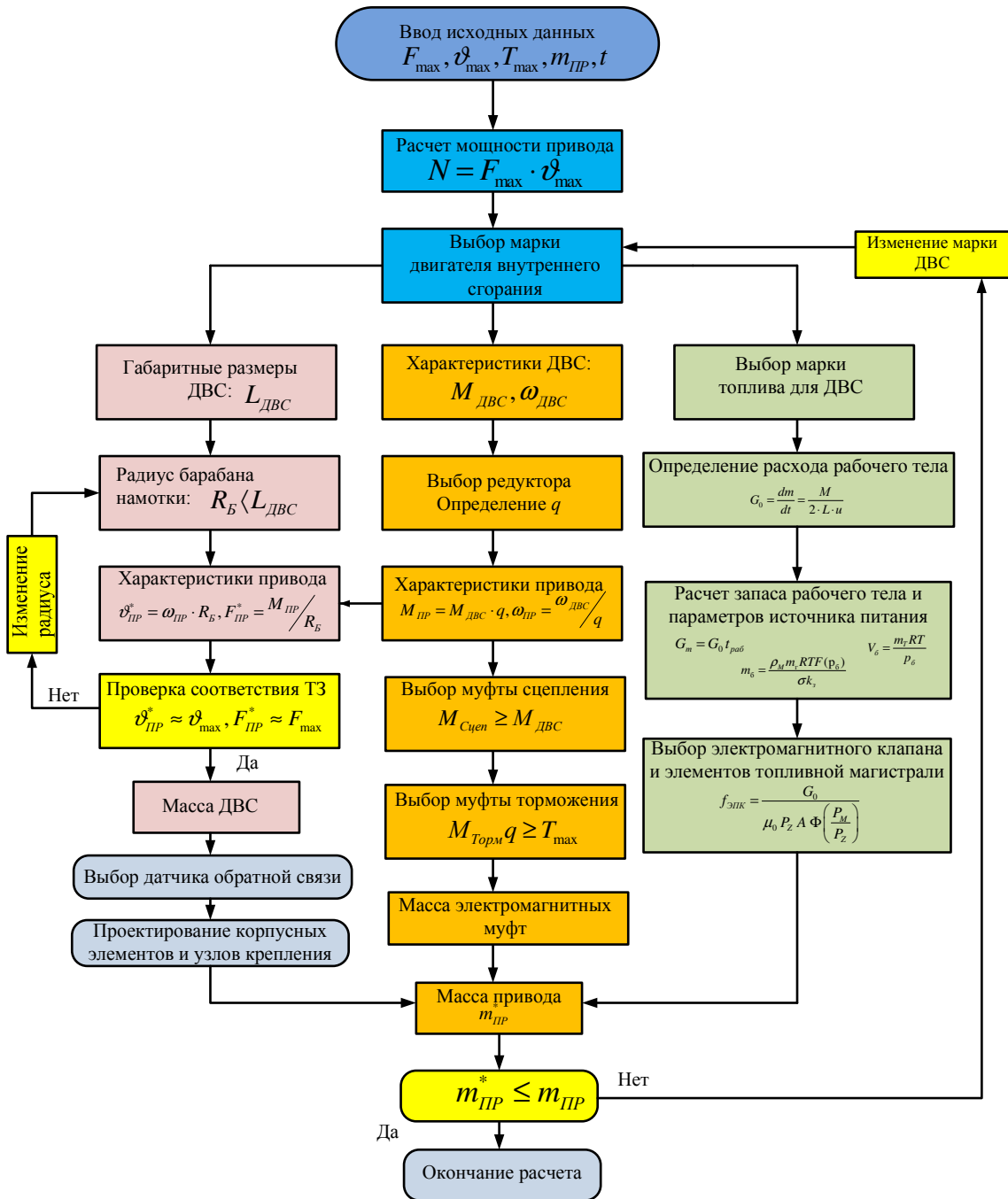


Рис. 16 Схема алгоритма методики выбора и расчета автономного следящего привода системы управления грузовым планирующим парашютом

Полученный алгоритм расчета позволяет рассчитать массу автономного следящего привода на основе двигателя внутреннего сгорания и баллона с топливом поэлементно при различных значениях мощности. Результаты расчета приведены в таблице 1.

Таблица 1.

№ п/п	Мощность привода, Вт	Марка ДВС, масса, кг	Марка ЭММ сцепления и ЭМТ, масса, кг	Масса редуктора, кг	Марка баллона, масса с топливом, кг	Масса конструктивных элементов, кг	Суммарная масса привода, кг
1	500	O.S. Engines MAX-15LA 0,8	PBM VAR 00 EBB 14.100 0,5	0,7	ASP 0,3	0,5	2,8
2	750	O.S. Engines MAX-35AX 1,3	PBM VAR 00/1 EBB 14.100 0,8	1,0	ASP 0,5	0,7	4,3
3	1000	O.S. Engines MAX-65LA 1,8	PBM VAR 01 EBB 14.210 1,0	1,2	ASP 0,6	0,8	5,4
4	1250	O.S. Engines MAX-46FX 2,1	PBM VAR 01/1 EBB 14.210 1,4	1,4	ASP 0,7	0,9	6,5
5	1500	O.S. Engines MAX-91FX 2,5	PBM VAR 02/1 EBB 14.245-1 1,6	1,5	ASP 0,8	1,0	7,4

Данные таблицы 1 позволяют сравнить автономный следящий привод на основе ДВС с другими типами приводов по массовым показателям. Так согласно таблице при мощности в 500 Вт привод на основе ДВС весит 2,8 кг. При той же мощности наиболее легкий из традиционных пневматический привод с волновым пневмодвигателем имеет массу 3,41 кг. Таким образом, выигрыш при использовании автономного привода с двигателем внутреннего сгорания составит  $\frac{m_{ПВСВД}}{m_{АЦДВС}} = \frac{3,41}{2,8} = 1,22$ .

Разработанная методика позволяет увеличить эффективность инженерных расчетов и уменьшить сроки экспериментальной отработки при минимизации финансовых затрат на разработку десантируемых парашютных систем.

**В заключении** изложены основные результаты работы и их практическая значимость.



### **Основные выводы и результаты работы**

Основные результаты работы получены при последовательном решении законченного ряда взаимосвязанных задач по разработке, практической реализации и исследованию системы управления грузовым планирующим парашютом нового типа с рациональными по массе и энергопотреблению параметрами.

Полученные в диссертации теоретические результаты позволили решить ряд важных прикладных технических задач, а именно:

1. Создать комплексную методику выбора и расчета автономного следящего привода системы управления полетом грузовых планирующих парашютов для объектов с полетной массой от 0,2 до 1,1 т на основе нового типа исполнительного механизма (автономного привода с двигателем внутреннего сгорания и баллоном с топливом на основе метилового спирта с добавлением касторового масла).
2. Разработать энергоэффективные методы и алгоритмы управления автономным следящим приводом на основе двигателя внутреннего сгорания и баллона с топливом.
3. Увеличить эффективность и снизить затраты при разработке систем управления парашютами путем использования полученных «массо-мощностных» зависимостей автономных приводов и источников питания.
4. Разработать обобщенную математическую модель системы «источник питания – автономный привод на основе двигателя внутреннего сгорания – нагрузка», которая позволяет анализировать основные технические и эксплуатационные характеристики системы управления планирующим парашютом нового типа.
5. Провести наземные испытания автономного привода с ДВС, которые полностью подтвердили теоретические результаты работы.
6. Разработать несколько конструкций автономных следящих приводов систем управления грузовым планирующим парашютом, одна из которых защищена патентом Российской Федерации.
7. Провести сравнение по массе различных типов приводов, которое показало, что наименьшей массой обладает система управления грузовым парашютом с автономным приводом, содержащим двигатель внутреннего сгорания и баллон с топливом на основе метанола. Масса такого автономного привода в 1,22 раза меньше массы наиболее легкой приводной системы мощностью 500 Вт.

**Основные положения диссертации опубликованы в работах:**

1. Геращенко А.Н., Макаренко А.В., Прилипов А.В., Сорокин А.Е. Сравнительный анализ автономных приводов систем управления мобильными объектами по энергомассовым показателям // Вестник Московского авиационного института. 2007 г., Т.14. № 3. С. 17-21.
2. Макаренко А.В., Прилипов А.В., Самохина К.Е. Исследование энергомассовых характеристик первичных источников питания автономных приводов систем управления мобильными объектами// Вестник Московского авиационного института. 2007 г., Т.14, № 4.
3. Макаренко А.В., Прилипов А.В. Автономный привод на основе роторно-волнового двигателя. Проектирование и изготовление аэрокосмических аппаратов. Под ред. Проф. Ю.Ю. Комарова. – М.: Изд-во МАИ, 2006. – 368 с.: ил.
4. Макаренко А.В., Прилипов А.В. «Системный подход к проектированию энергоэффективного автономного роторно-волнового привода» // Известия Института инженерной физики. 2008 г. №4(10). С.40-43.
5. Макаренко А.В., Осипов Ю.М., Прилипов А.В., Сорокин А.Е. Проектирование автономных систем следящих приводов с высокой энергетической эффективностью // Доклады ТУСУР, №2(18), ч.2, 2008 г.
6. Макаренко А.В., Прилипов А.В., Сорокин А.Е. «Применение системного подхода к проектированию автономных систем следящих приводов с высокой энергетической эффективностью» // Ученые записки Дальневосточного государственного университета путей сообщения. Издательство ДГУПС, 2008 г., №3.
7. Патент 2 314 427 РФ, МПК F 02 В 53/14. Автономный привод // А.Н. Геращенко, В.И. Лалабеков, А.В. Макаренко, А.В. Прилипов, С.Л. Самсонович (РФ). – № 2 006 110 365/06; заявл. 31.03.06; опубл. 10.01.08. Бюл. – № 1. – 9 с.
8. Геращенко А.Н., Макаренко А.В., Самсонович С.Л., Сорокин А.Е. «Сравнение энергомассовых характеристик первичных источников питания автономных приводов для систем управления мобильными объектами» // Труды XVII международного научно-технического семинара в г.Алушта. – М.: Изд-во ТулГУ, 2008 г. – 326 с.: ил.
9. Геращенко А.Н., Макаренко А.В., Самсонович С.Л. «О возможности построения автономного следящего привода системы управления грузовым планирующим парашютом на основе авиамодельного двигателя внутреннего сгорания» // Труды XVIII международного научно-технического семинара в г.Алушта. – М.: Изд-во ГУАП, 2009 г. – 314 с.: ил.
10. Макаренко А.В. «Сравнительный анализ различных типов топливных смесей по энергомассовым показателям для автономного привода системы управления планирующим парашютом» // Сб. докл. VIII-й Всероссийской юбилейной научно-технической конференции «Проблемы совершенствования робототехнических и интеллектуальных систем летательных аппаратов». – М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010 г. – 480 с.: ил.