Федеральное государственное бюджетное учреждение науки Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова Российской академии наук

На правах рукописи

Ширванян Артём Мартиросович

«Разработка и исследование математической модели динамики привязных высотных телекоммуникационных платформ, функционирующих в турбулентной атмосфере»

Специальность 1.2.2 – «Математическое моделирование, численные методы и комплексы программ»

> Диссертация на соискание учёной степени кандидата технических наук

> > Научный руководитель:

д-р техн. наук, проф.В.М. Вишневский

Москва - 2021

СОДЕРЖАНИЕ

Введение			
Глава 1. Разработка математической модели привязной высотной			
беспилотной платформы15			
1.1. Состояние и перспективы развития, методы проектирования и			
моделирования привязных высотных беспилотных платформ15			
1.2. Математическая модель функционирования привязной высотной			
платформы			
1.3. Вывод системы дифференциальных уравнений, описывающих			
функционирование привязной беспилотной платформы в условиях ветровых			
нагрузок			
1.4. Вывод к главе 1 34			
Глава 2. Решение системы дифференциальных уравнений,			
описывающих положение равновесия кабеля в пространстве в условиях			
ветровых нагрузок			
2.1. Метод численного решения системы дифференциальных уравнений . 35			
2.2. Учет профиля скорости ветра на различных высотах при расчете			
действующих на кабель сил 39			
2.3. Результаты численного расчета силы, действующей со стороны кабеля,			
на привязную высотную платформу 41			
2.4. Вывод к главе 2			
Глава 3. Методология расчета мощности, необходимой для			
функционирования привязной высотной платформы 46			
3.1. Расчет силы тяги двигателей высотного модуля в зависимости от сил,			

действующих на привязную высотную беспилотную платформу 46			
3.2. Расчет силы сопротивления ветру привязной высотной беспилотной			
платформы			
3.3. Определение коэффициента эффективности винтомоторной группы 48			
3.4. Численный расчет необходимой мощности для функционирования			
привязной беспилотной высотной платформы 52			
3.5. Вывод к главе 3			
Глава 4. Экспериментальные исследования характеристик привязной			
высотной беспилотной платформы. Результаты полевых испытаний 59			
4.1. Проведение экспериментальных полетов привязной высотной			
беспилотной платформы 59			
4.2. Винтомоторная группа и её эффективность			
4.3. Эксперименты по расчету мощности энергии, потребляемой привязной			
высотной беспилотной платформой75			
4.4. Описание разработанного комплекса «Альбатрос», на базе которого			
проведены экспериментальные исследования			
4.5. Вывод к главе 4			
Глава 5. Разработка программы ЭВМ по определению необходимой			
мощности для функционирования привязной высотной беспилотной			
платформы			
5.1. Описание основных этапов алгоритма расчета необходимой мощности			
для функционирования привязной высотной беспилотной платформы 84			
5.2. Описание основных элементов интерфейса программы для ЭВМ 86			

5.3.	Вывод к главе 5	
Закл	іючение	
Спи	сок литературы	91
При	ложение 1	
При	ложение 2	

Введение

Актуальность темы исследования. В настоящее время широкое получили платформы, развитие высотные телекоммуникационные реализуемые на автономных беспилотных летательных аппаратах. Основным автономных недостатком беспилотных летающих (БПЛА) аппаратов является ограниченное время функционирования, связанное с малым ресурсом аккумуляторов БПЛА, оснащенных электрическими двигателями, или В случае использования двигателей внутреннего сгорания ограниченным запасом топлива. В связи с этим такие БПЛА не могут быть эффективно использованы в системах, где требуется длительное время функционирования, например, в системах управления безопасностью и охраны от террористических угроз критически важных объектов (атомных) станций, аэродромов, протяженных мостов, участков границ и др.). Длительное функционирование могут обеспечивать привязные высотные беспилотные платформы, В которых электропитание двигателей И аппаратуры полезной нагрузки осуществляется от наземных источников энергии.

Основными исходными параметрами при проектировании привязных высотных беспилотных платформ являются: взлетный вес беспилотного модуля, включающий вес полезной телекоммуникационной нагрузки; высота подъема и зависания беспилотного модуля; предельная сила ветровых нагрузок, которую способна выдержать привязная беспилотная высотная платформа; время непрерывного функционирования без опускания на землю. В качестве полезной нагрузки может использоваться базовая станция сотовой связи ДЛЯ оперативного создания современной телекоммуникационной инфраструктуры чрезвычайных В условиях; радиорелейная и радиолокационная аппаратура для организации связи на большие расстояния в условиях прямой видимости или радиолокационного покрытия обширной территории; аппаратура видеонаблюдения, экологического мониторинга и т.д.

Расчет необходимой мощности, передаваемой с земли на борт высотного беспилотного модуля в зависимости от перечисленных выше исходных данных, определяет выбор параметров всех компонент привязной высотной платформы. В связи с этим предлагаемые в настоящей диссертационной работе теоретические и экспериментальные методы исследования привязных беспилотных платформ, функционирующих в турбулентной атмосфере, построенные на основе разработанной математической модели имеют важное значение при проектировании подобных робототехнических комплексов.

Целью диссертационной работы является построение и исследование математической модели привязной беспилотной высотной платформы, что позволяет оценить требуемую мощность для функционирования привязной высотной беспилотной платформы в условиях турбулентной атмосферы.

В рамках достижения поставленной цели решаются следующие научные задачи:

построение математической модели системы, включающей наземный комплекс управления, кевларовый кабель-трос с высоковольтными медными проводами и оптоволокном и высоконадежный беспилотный летательный аппарат, находящийся в условиях турбулентной атмосферы;

разработка метода и алгоритма решения системы дифференциальных уравнений, адекватно описывающей функционирование платформы при ветровых нагрузках, для расчета силы натяжения, являющейся одной из основных компонент при определении требуемой мощности энергии, передаваемой с земли на борт привязной высотной беспилотной платформы; разработка методологии расчета величины мощности, определяющей выбор параметров всех компонент привязной платформы: высотного беспилотного модуля, наземной и бортовой системы управления, системы передачи энергии земля-борт;

разработка программного комплекса, реализующего алгоритмы расчета требуемой мощности для функционирования привязной высотной беспилотной платформы, находящейся в условиях турбулентной атмосферы;

разработка методологии проведения экспериментальных исследований по функционированию привязной высотной беспилотной платформы в условиях ветровых нагрузок;

проведение сравнительного анализа теоретических результатов с результатами экспериментальных исследований, выполненных С использованием привязной беспилотной платформы «Альбатрос», В проектировании И реализации которой принимал участие автор диссертационной работы.

Объектом исследования является привязная высотная беспилотная платформа.

Предметом исследования является математическая модель динамики привязной высотной беспилотной платформы в условиях турбулентной атмосферы и воздействия кабель-троса.

Научная новизна работы заключается в разработке и исследовании новой математической модели динамики привязной высотной беспилотной платформы, учитывающей ветровую нагрузку, а также в предложенном алгоритме решения системы дифференциальных уравнений, позволяющем оценить требуемую мощность для функционирования высотного модуля, что является важным показателем при разработке каждой компоненты привязной беспилотной платформы.

Получены следующие новые научные результаты:

построена математическая модель функционирования привязного беспилотного летательного аппарата, адекватно описывающая функционирование привязного БПЛА в турбулентной атмосфере;

разработаны и апробированы методы решения системы дифференциальных уравнений для расчета необходимой мощности, передаваемой с земли на борт БПЛА. Проведен расчет необходимой мощности, определяющий выбор основных параметров всех компонент привязной высотной платформы: коптера, кабель-троса, наземной системы управления;

разработан программный комплекс, реализующий алгоритмы расчета требуемой мощности.

Практическая значимость работы. Построенная новая математическая модель описывает положение привязной высотной беспилотной платформы и учитывает ветровые нагрузки на коптер и кабель-трос, параметры высоты подъема, характеристики кабеля. Предложенные методы и алгоритмы решения системы дифференциальных уравнений, позволяют с высокой точностью определять силы, действующие на платформу, и требуемую мощность для функционирования платформы в турбулентной атмосфере. На разработано программное обеспечение языке высокого уровня под управлением операционной системы Windows, реализующее алгоритмы численных методов И позволяющее получить численные решения определения мощности в зависимости от входных параметров. Практическая значимость работы заключается в том, что использование методов оценки необходимой мощности является основой проектирования всех компонент привязной беспилотной высотной платформы. Результаты диссертационной

работы использованы при проектировании и реализации привязной высотной беспилотной платформы нового поколения «Альбатрос», разработанной в ИПУ РАН, что подтверждается актами о внедрении.

Основные положения, выносимые на защиту:

математическая модель привязного объекта, шарнирно закрепленного в верхней части и натяжением нижней части соединительного устройства, находящегося в условиях турбулентной атмосферы на примере функционирования привязной высотной беспилотной платформы;

метод и алгоритм решения системы дифференциальных уравнений, адекватно описывающей функционирование платформы при ветровых нагрузках, для расчета силы натяжения, являющейся одной из основных компонент при определении требуемой мощности энергии, передаваемой с земли на борт привязной высотной беспилотной платформы;

методология расчета величины мощности, определяющей выбор параметров всех компонент привязной платформы: высотного беспилотного модуля, наземной и бортовой системы управления, системы передачи энергии земля-борт;

программный комплекс для численного расчета основных характеристик проектируемой платформы, сил, действующих на коптер в условиях турбулентной атмосферы, и расчета необходимой силы тяги двигательных установок, что определяет необходимое значение мощности, передаваемой с наземной станции на борт высотной платформы, в зависимости от различных показателей высоты подъема, скорости ветра в точке зависания коптера, отклонения платформы от вертикали, силы натяжения кабеля от лебедки и веса полезной нагрузки;

метод экспериментальных исследований на реальной модели

привязной высотной платформы «Альбатрос», проведенных в лабораторных и полевых условиях.

исследований. Диссертационная работа Область соответствует содержанию специальности 1.2.2, а именно разработке фундаментальных основ и применению математического моделирования, численных методов и комплексов программ решения научных ДЛЯ И технических, фундаментальных и прикладных проблем. В выполненной работе присутствуют оригинальные результаты одновременно из трех областей: математического моделирования, численных методов И комплексов программ. Диссертационная работа соответствует следующим пунктам специальности:

разработка новых математических методов моделирования объектов и явлений;

реализация эффективных численных методов и алгоритмов в виде комплексов проблемно-ориентированных программ для проведения вычислительного эксперимента;

комплексные исследования научных и технических проблем с применением современной технологии математического моделирования и вычислительного эксперимента;

разработка новых математических методов и алгоритмов проверки адекватности математических моделей объектов на основе данных натурного эксперимента.

Обоснованность выносимых на защиту научных положений, выводов и рекомендаций, а также достоверность полученных результатов исследований обеспечивается корректным использованием математического анализа и введённых допущений, а также высокой точностью совпадения теоретических и экспериментальных результатов.

Связь диссертационной работы с планами научных исследований:

Полученные результаты использованы в:

программе фундаментальных исследований президиума РАН «Теория и технологии многоуровневого децентрализованного группового управления в условиях конфликта и кооперации» (2018-2020 гг.);

гранте РФФИ 19-29-06043 (умный город) «Разработка теоретических основ проектирования привязных высотных беспилотных телекоммуникационных платформ длительного функционирования» (2019-2021 гг.);

гранте РФФИ 20-37-70059 (стабильность) «Разработка комплекса математических моделей, методов и алгоритмов проектирования широкополосных беспроводных сетей нового поколения на базе автономных и привязных высотных беспилотных платформ» (2020-2021 гг.).

Апробация работы.

Результаты диссертационной работы докладывались на следующих конференциях и семинарах:

11-я Международная отраслевая научно-техническая конференция «Технологии информационного общества» (Москва, 2017);

20-я международная конференция International Conference, Distributed Computer and Communication Networks (DCCN 2017, Москва);

21-я Международная научная конференция "Распределенные компьютерные и телекоммуникационные сети: управление, вычисление, связь" (DCCN-2018, Москва);

международная конференция International Scientific Conference «2019 systems of signals generating and processing in the field of on board communications»(Москва, 2019 г.);

22-я международная конференция International Scientific Conference on Distributed Computer and Communication Networks: Control, Computation, Communications (DCCN-2019, Москва);

научные семинары Московского государственного университета им. М.В. Ломоносова (рук. д.ф.-м.н. профессор Боголюбов А.Н. 2019 г.) и Института проблем управления им.В.А.Трапезникова (рук. д.т.н. профессор Вишневский В.М. 2021 г.).

Структура и объем диссертации.

Диссертационная работа состоит из введения, пяти глав, заключения и списка используемой литературы из 91 наименования. Работа содержит 103 страницы основного текста, включая 16 таблиц, 22 рисунка и 2 приложения.

Публикации. По теме диссертации опубликовано 15 работ, из них 5 в изданиях, индексируемых в WoS/Scopus и 3 публикации в изданиях из перечня ВАК. Получено свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ.

Личный вклад автора. Работа [88] выполнена автором самостоятельно. В работах [76, 77, 83, 89, 90] автору принадлежит постановка задачи, разработка методов решения, разработка методологии и программная реализация комплекса программ, в работах [66, 91] принадлежит совместная постановка задачи и разработка методов, в работах [48-50] постановка задачи и разработка алгоритмов, в работах [68-70] принадлежит совместная постановка задачи, совместная реализация комплекса программ, в работах [68-70] принадлежит совместная постановка задачи, совместная реализация комплекса программ, в работах [30] автору принадлежит обзор текущего состояния в области привязных

высотных платформ.

Благодарности. Автор выражает благодарность научному руководителю, профессору, доктору технических наук, заслуженному деятелю науки Российской Федерации, заведующему лабораторией Института проблем управления Российской академии наук Вишневскому Владимиру Мироновичу за постановку задач и поддержку, за консультации и проявленное внимание к работе, за огромное количество потраченного времени при обсуждении диссертационной работы, за доверие и мудрость, проявленные при совместной работе. Также выражается благодарность научному сотруднику ИПУ РАН Тумченку Дмитрию Александровичу за неоценимую помощь, за большую поддержку на всем протяжении научной деятельности автора и за большую дружбу.

Структура работы. Во введении рассмотрена актуальность проблемы, сформулированы цели и задачи диссертационного исследования, показана научная новизна основных результатов работы, выносимых на защиту.

В первой главе описано текущее состояние исследований в области привязных высотных беспилотных телекоммуникационных платформ и перспективы их развития. Приведен обзор известных в мировой литературе математических методов проектирования привязных объектов и разработана новая математическая модель привязной высотной беспилотной платформы, функционирующей в условиях турбулентной атмосферы. Выводится система дифференциальных уравнений, адекватно описывающая функционирование привязной высотной беспилотной платформы и положение равновесия кабеля в пространстве в условиях ветровых нагрузок.

Во второй главе приводится алгоритм решения системы дифференциальных уравнений. Производится расчет величины и направления силы, действующей от кабель-троса на привязную высотную беспилотную платформу при различной скорости ветра, что является одной из компонент для определения мощности, необходимой для функционирования привязной высотной беспилотной платформы. Разработано программное обеспечение для получения численных решений системы дифференциальных уравнений.

В третей главе описана методология расчета мощности, необходимой для функционирования привязной беспилотной высотной платформы, а также результаты численного расчета мощности. В качестве исходных данных при расчете использованы вес беспилотной высотной платформы, включающий полезную нагрузку, скорость ветра в точке зависания платформы, сила натяжения кабель-троса лебедкой, размеры лопастей и сила тяги двигателей винтомоторной группы.

В четвертой главе описаны методы экспериментальных исследований характеристик привязной высотной беспилотной платформы и приведены результаты полевых испытаний с использованием разработанной в ИПУ РАН платформы «Альбатрос». Проведено сравнение полученных экспериментальных результатов с теоретическими результатами, полученными в главе 3.

Пятая глава посвящена описанию разработки комплекса программ для определения необходимой мощности, передаваемой с земли на борт привязной беспилотной летательной платформы. Разработанный программный комплекс реализует алгоритм численного решения системы дифференциальных уравнений, адекватно описывающей функционирование привязной высотной беспилотной платформы. Описываются основные этапы алгоритма вычислений на основе предложенного численного метода. Представлены оконные формы интерфейса программного комплекса.

Глава 1. Разработка математической модели привязной высотной беспилотной платформы

1.1. Состояние и перспективы развития, методы проектирования и моделирования привязных высотных беспилотных платформ

В данном разделе описано текущее состояние исследований в области привязных высотных беспилотных телекоммуникационных платформ, а также их перспективы развития. В настоящее время широкое развитие получили подводные роботы И высотные телекоммуникационные автономных платформы, реализуемые беспилотных на летательных аппаратах [1-3]. Основным недостатком таких беспилотных аппаратов является ограниченное время функционирования, связанное с малым ресурсом аккумуляторов автономных беспилотных летательных аппаратов и роботов, оснащенных электрическими двигателями, или запасом топлива для двигателей внутреннего сгорания. Использование беспроводных источников энергии [4] ДЛЯ поддержания заряда аккумуляторов автономных беспилотных летательных аппаратов имеет ряд недостатков, таких как низкий кпд [5-7] и малая мощность передаваемой энергии [8-9]. В связи с этим неоднократно выдвигалась идея создания привязных высотных телекоммуникационных платформ длительного функционирования, В электродвигателей которых питание И аппаратуры полезной телекоммуникационной нагрузки осуществляется с земли по тонкому кабелю-тросу. Попытки реализации идеи создания привязных высотных беспилотных платформ предпринимались в России, Германии, США и других странах, начиная с середины прошлого века. Однако интенсивные разработки по созданию привязных высотных платформ, в которых осуществляется передача энергии с земли на борт беспилотной платформы, начались лишь в последние десятилетия, что связано с бурным развитием беспилотных летательных аппаратов [10-13]. Первоначально появившиеся на рынке привязные высотные беспилотные платформы обладали низкими значениями передаваемой мощности с земли на борт (до 2-3 кВт), и соответственно, могли осуществлять подъем полезной видео и телекоммуникационной нагрузки небольшого веса (до 1-2 кг).

Привязные высотные платформы нового поколения занимают промежуточное положение между спутниковыми системами и наземными системами, оборудование которых (базовые станции сотовой связи, радиорелейное и радиолокационное оборудование и т.д.) располагается на высотных сооружениях. По сравнению с дорогостоящими спутниковыми платформы обладают системами, привязные высотные высокой экономичностью, а наземные телекоммуникационные системы превосходят по обширности зон телекоммуникационного и видео покрытия. Возможность передачи по кабелю с земли на борт БПЛА энергии большой мощности в привязных беспилотных высотных платформах нового поколения (передаваемая мощность 10-15 кВт) позволяет осуществлять подъем и удержание на высотах 100-150 м полезной телекоммуникационной нагрузки в течение длительного времени, ограниченного лишь надежностными характеристиками БПЛА [14-19]. Учитывая перспективность практического применения привязных беспилотных высотных платформ, как В гражданских, так и в оборонных отраслях, в исследовательских центрах передовых стран мира ведутся интенсивные работы по проектированию и реализации привязных высотных беспилотных платформ нового поколения [14, 20-25].

Привязные высотные платформы находят широкое применение в различных отраслях [26-38] в связи с возможностью длительного функционирования (десятки часов), а также возможностью быстрого

развертывания на гражданских и военных объектах или в местах чрезвычайных происшествий [23-24, 30].

Потребителями привязных беспилотных летательных объектов могут являться телекоммуникационные операторы: для создания современных региональных сетей передачи данных, голоса и видеоинформации в сельских и удаленных районах или местах массового скопления людей (стадионов, фестивалей и т.д.) [34-38]; МЧС: для оперативного создания современной телекоммуникационной структуры в зонах чрезвычайных ситуаций [31-33, 39]; МВД: для наблюдения за большим скоплением людей, передачи оперативной информации об авариях и нарушении правил дорожного движения на протяженных автомобильных трассах; охрана критически важных объектов и т.д. [33, 39]; предприятия нефтяной и газовой промышленности для контроля и видеонаблюдения за протяженными трубопроводами [40].

Наиболее широкое применение привязные беспилотные высотные платформы находят в области оперативного развертывания широкополосных беспроводных систем в сетях 5G-6G [34-38]. Телекоммуникационная компания АТ&Т приступила к реализации проекта по внедрению так «LTE-вышек» [38]. Вместо стационарных называемых наземных конструкций сотовых вышек доступ к сетям LTE обеспечивают привязные беспилотные высотные платформы длительного функционирования. Они будут эффективно использоваться для оперативной организации связи в местах, где отсутствует сотовая связь или в местах массового скопления людей (концерты, спортивные состязания и др.). Как отмечено в [38], LTE обеспечить созданная таким образом сеть позволит телекоммуникационное покрытие территории площадью около 100 км². В работах [34-37] также описано применение привязных высотных

беспилотных платформ для увеличения телекоммуникационного покрытия счет обширных территорий 3a установки В качестве полезной телекоммуникационной нагрузки базовых станций сотовой связи. В работах [41-43] описание лано методов проектирования широкополосных беспроводных сетей стандарта ІЕЕЕ 802.11 на базе привязных высотных беспилотных платформ.

Практическое применение привязных высотных беспилотных платформ для предотвращения последствий, вызванных природными катаклизмами (землетрясениями, извержениями вулканов и др.) приведено в работе [31]. Беспилотные привязные высотные платформы используются также для борьбы с пожарами [32, 44], для проведения экологического мониторинга и наблюдения за атомными станциями [45]. Такие платформы также используются для проведения операций по спасению людей в зонах чрезвычайных ситуаций [33, 39].

Привязные высотные беспилотные платформы могут быть использованы в военных целях для организации видеонаблюдения и создания инфраструктуры связи при проведении учений и в период военных действий; расширения области радиолокационного контроля И целенаведения на удаленные объекты противника; возможности создания радиопомех на обширной территории противника и т.д. [20-21, 46]. Компании ECA Group и French DGA в рамках программы DARPA TALONS БПЛА, соединенный разработали привязной кабелем co станцией, расположенной на военном корабле [20]. В сентябре 2016 г. агентство DARPA объявило программу ПО созданию привязных платформ обезвреживания телекоммуникационных для слежения И несанкционированных полетов дронов и других беспилотных летательных аппаратов [21].

Значительное количество работ посвящено проблемам управления привязными высотными беспилотными платформами [47-52]. К ним относятся разработка систем управления и стабилизации положения транспортного средства [53-55]. В ряде других работ рассматривается проблема управления синхронного движения привязной высотной беспилотной платформы с движением мобильной наземной станции, в качестве которой может выступать автомобиль, катер и т.д. [56-57]. В работах [58-62] показано, что использование кабель-троса оказывается эффективным для точной посадки летательного аппарата в условиях ослабления или отсутствия сигналов спутниковых навигационных систем GPS/Глонасс.

В фундаментальной работе российского ученого Д.Р. Меркина [63] разработана теория гибкой НИТИ. Приведен вывод системы дифференциальных уравнений равновесия гибкой нити для различных начальных условий. В качестве одного из примеров, наиболее близкого к тематике диссертации, В приводится решение книге системы дифференциальных уравнений, адекватно описывающей функционирование привязанного тросом к земле аэростата. Однако в работе отсутствуют исследования, связанные с существенными особенностями привязных высотных мультироторных беспилотных платформ, так как в период написания книги отсутствовала практическая реализация таких беспилотных аппаратов.

В статье [19] строится модель привязной высотной беспилотной платформы и составляется система дифференциальных уравнений, которая отражает зависимость угла наклона беспилотника от угла наклона кабеля в точке крепления кабель-троса и лебедки. Эффективность предлагаемой стратегии управления натяжением кабеля определена использованием

численного моделирования.

Следует отметить, автономных беспилотных ЧТО исследованию летательных аппаратов и реализации ИХ базе широкополосных на беспроводных сетей посвящены многочисленные публикации, описанные, например, В обзорах [1-3]. При ЭТОМ методы моделирования И проектирования привязных высотных беспилотных платформ, имеющих обширные применения, слабо отражены в современной мировой литературе. Разработка математической модели привязной высотной беспилотной платформы, адекватно описывающей функционирование в турбулентной атмосфере, позволяет определить требуемую мощность, передаваемую с земли на борт платформы. Величина передаваемой мощности определяет параметры основных компонент привязной платформы: характеристики двигательных установок и архитектуру мультироторного высотного модуля [14]; параметры системы передачи энергии земля-борт, включая способ передачи энергии (постоянный или переменный ток [66-67]), а также выбор параметров и структуру высоковольтного кабель-троса, включающего медные провода, оптоволокно и кевларовую нить [68-70].

В ряде работ [52, 62, 64-65] рассматриваются методы проектирования и математические модели привязных высотных беспилотных платформ. Исследование этих математических моделей позволяет определить основные функционирования беспилотной характеристики привязной высотной платформы, включая скорость размотки и смотки кабеля лебедкой при спуске платформы, а также силы натяжения кабеля в подъеме и турбулентной атмосфере. В указанных работах проведены теоретические и экспериментальные исследования привязных высотных беспилотных платформ с малой высотой функционирования (высота подъема не превышает 20 метров). В отличии от вышеупомянутых работ в статьях [71-

74] приведены математические модели привязных высотных платформ, способных подниматься на значительные высоты (до 100 метров).

Следует отметить, что основными недостатками рассмотренных математических моделей является отсутствие учета целого ряда важных беспилотных факторов. влияющих на функционирование привязных высотных платформ в турбулентной атмосфере (малая высота подъема, отсутствие учета изменения скорости ветра на различных высотах, отсутствие учета постоянного натяжения кабеля лебедкой и т.д.). В предложенной в диссертационной работе новой математической модели отсутствуют указанные недостатки, что с одной стороны усложняет этой представленной исследование модели, В виле системы дифференциальных уравнений, а с другой стороны позволяет использовать ее при проектировании и реализации привязных высотных беспилотных платформ нового поколения.

1.2. Математическая модель функционирования привязной высотной платформы.

Рассмотрим беспилотный летательный аппарат, который снабжается электроэнергией, передаваемой по кабелю от наземного пункта питания. Предполагается, что нижний конец кабеля крепится с помощью лебедки, обеспечивающей постоянное натяжение нижнего конца кабеля T_0 (рис. 1), а верхний конец шарнирно крепится к платформе. Платформа обеспечивает натяжение кабеля по всей его длине вплоть до лебедки. Основным отличием решения задачи движения свободного летательного аппарата от решения динамики летательного аппарата "с привязью посредством кабеля" является определение сил и моментов, действующих на летающий аппарат со стороны кабеля. Если первая задача содержит значительную новизну и нуждается в

разработке усложненной математической модели для системы привязная высотная беспилотная платформа - кабель.

Построим математическую модель кабеля в пространстве.



Рисунок 1. Схематичное изображение привязной высотной платформы и сил, действующих на нее

Положение кабеля в пространстве будем задавать в прямоугольной системе координат (x, y, z). Равновесное положение кабеля ($\Sigma F=0$) в системе координат *охуz* задается двумя уравнениями:

$$\begin{cases} x = x(z); \\ y = y(z); \end{cases}$$
(1)

где $z \in [0; H]$, H – высота подъема платформы.

Для расчета ветровой нагрузки на кабель предположим, что скорость ветра задается двумя детерминированными проекциями $v_x = v_x(z)$ и $v_y = v_y(z)$ на оси *ох* и *оу* соответственно. Проекция скорости ветра на вертикальную ось *оz* тождественно равна нулю. Скорость ветра не изменяется во времени. При расчете нагрузки будем учитывать только нормальную по отношению к оси кабеля ветровую нагрузку. Тангенциальную нагрузку будем считать равной нулю.

Рассмотрим элемент кабеля длиной Δs (рис. 2), имеющий координаты по оси *оz* от *z* до *z* + Δz .



Рисунок 2. Элемент кабеля

Его длина удовлетворяет равенству

$$\Delta S = \Delta z \sqrt{1 + \left(\frac{dx(z)}{dz}\right)^2 + \left(\frac{dy(z)}{dz}\right)^2} + o(\Delta z), \qquad (2)$$

где
$$\lim_{\Delta z \to 0} \frac{o(\Delta z)}{\Delta z} = 0$$
.

Вектор

$$\mathbf{h}(\mathbf{z}) = \frac{dx(z)}{dz}\mathbf{i} + \frac{dy(z)}{dz}\mathbf{j} + \mathbf{k}, \qquad (3)$$

где i, j, k – единичные векторы осей *ох*, *оу* и *ог* соответственно, задает направление касательной к кабелю (рис. 2).

Скорость ветра выражается в виде:

$$\mathbf{v}(\mathbf{z}) = v_x(z)\mathbf{i} + v_y(z)\mathbf{j} + 0\mathbf{k}.$$
(4)

Нормальная составляющая скорости ветра к оси кабеля определяется из соотношения:

$$\mathbf{v}_{\mathbf{n}}(\mathbf{z}) = \mathbf{v}(\mathbf{z}) + \alpha \cdot \mathbf{h}(\mathbf{z}), \qquad (5)$$

где *α* – некоторый коэффициент, характеризующий скорость ветра в направлении касательной.

Скалярное произведение взаимоперпендикулярных векторов нормальной составляющей скорости ветра к оси кабеля и вектора h(z) равно нулю:

$$\overline{v_n(z)} \cdot \overline{h(z)} = \overline{v(z)} \cdot \overline{h(z)} + \alpha \cdot \overline{h(z)} \cdot \overline{h(z)} = 0$$

Отсюда

$$\alpha = \frac{-\mathbf{v}(\mathbf{z}) \cdot \mathbf{h}(\mathbf{z})}{h^2(z)}.$$
(6)

Учитывая, что

$$h^{2}(z) = 1 + \left(\frac{dx(z)}{dz}\right)^{2} + \left(\frac{dy(z)}{dz}\right)^{2},$$
(7)

получим

$$\alpha = \frac{-\mathbf{v}_{\mathbf{x}}(\mathbf{z}) \cdot \frac{dx(z)}{dz} - \mathbf{v}_{\mathbf{y}}(\mathbf{z}) \cdot \frac{dy(z)}{dz}}{1 + \left(\frac{dx(z)}{dz}\right)^2 + \left(\frac{dy(z)}{dz}\right)^2}$$
(8)

Подставляя (8),(9),(12) в (13) и учитывая, что

$$\left|\mathbf{v}_{n}\left(\mathbf{z}\right)\right| = \sqrt{\mathbf{v}_{n}\left(\mathbf{z}\right) \cdot \mathbf{v}_{n}\left(\mathbf{z}\right)},\tag{9}$$

получим значение скорости ветра, воздействующего на элемент кабеля, в виде:

$$\left|\mathbf{v}_{\mathbf{n}}\left(\mathbf{z}\right)\right| = \frac{\sqrt{v_{x}^{2} + v_{y}^{2} + \left(v_{x} \cdot \frac{dy(z)}{dz} - v_{y} \cdot \frac{dx(z)}{dz}\right)^{2}}}{\sqrt{1 + \left(\frac{dx(z)}{dz}\right)^{2} + \left(\frac{dy(z)}{dz}\right)^{2}}}.$$
(10)

Давление ветра на кабель вычисляется по формуле:

 $P_{sf} = A \cdot v^2, \tag{11}$

где *A* – коэффициент аэродинамического сопротивления, кг/м² [75]; *v* – скорость ветра, м/с.

Нормальная ветровая нагрузка на элемент кабеля длины Δs равна $\mathbf{F}_{n}(\mathbf{z}) = A \cdot \mathbf{v}_{n}(\mathbf{z}) \cdot |\mathbf{v}_{n}(\mathbf{z})| \cdot \Delta S$. (12)

Подставляя (2),(10) в (12) получим:

$$\mathbf{F}_{\mathbf{n}}(\mathbf{z}) = \frac{A \cdot \Delta z \cdot \sqrt{v_x^2 + v_y^2 + \left(v_x \cdot \frac{dy(z)}{dz} - v_y \cdot \frac{dx(z)}{dz}\right)^2}}{1 + \left(\frac{dx(z)}{dz}\right)^2 + \left(\frac{dy(z)}{dz}\right)^2} \cdot \left(\frac{1 + \left(\frac{dy(z)}{dz}\right)^2}{1 + \left(\frac{dy(z)}{dz}\right)^2} - v_y \cdot \left(\frac{dx(z)}{dz} \cdot \frac{dy(z)}{dz}\right)\right) \cdot \mathbf{i} + \frac{1}{2}}{\mathbf{i} + \mathbf{i} + \mathbf{$$

Проекция силы тяжести элемента кабеля длины *дs* отлична от нуля только на ось *оz* и равна

$$F_{g}(z) = -\rho \cdot g \cdot \Delta S = -\rho \cdot g \cdot \Delta z \cdot \sqrt{1 + \left(\frac{dx(z)}{dz}\right)^{2} + \left(\frac{dy(z)}{dz}\right)^{2}} + o(z), \qquad (14)$$

где *р* – линейная плотность провода (кг/м).



Рисунок 3. Силы, действующие на элемент кабеля

Запишем проекцию силы T(z) на ось OX:

$$T_x(z) = -T(z) \cdot \cos \alpha \,. \tag{15}$$

Учитывая (6) получим:

$$T_{x}(z) = -T(z) \cdot \frac{\frac{dx(z)}{dz}}{\sqrt{1 + \left(\frac{dx(z)}{dz}\right)^{2} + \left(\frac{dy(z)}{dz}\right)^{2}}}.$$
(16)

Спроецируем остальные силы (рис. 3) на ось *ох* и запишем уравнение равновесия сил, действующих на элемент кабеля длины *Δs* :

$$-T(z) \cdot \frac{\frac{dx(z)}{dz}}{\sqrt{1 + \left(\frac{dx(z)}{dz}\right)^2 + \left(\frac{dy(z)}{dz}\right)^2}} + T(z + \Delta z) \cdot \frac{\frac{dx(z + \Delta z)}{dz}}{\sqrt{1 + \left(\frac{dx(z + \Delta z)}{dz}\right)^2 + \left(\frac{dy(z + \Delta z)}{dz}\right)^2}} + F_{nx}(z) = o(z)$$

$$(17)$$

Проекция на ось оу имеет вид:

$$-T(z) \cdot \frac{\frac{dy(z)}{dz}}{\sqrt{1 + \left(\frac{dx(z)}{dz}\right)^2 + \left(\frac{dy(z)}{dz}\right)^2}} + T(z + \Delta z) \cdot \frac{\frac{dy(z + \Delta z)}{dz}}{\sqrt{1 + \left(\frac{dx(z + \Delta z)}{dz}\right)^2 + \left(\frac{dy(z + \Delta z)}{dz}\right)^2}} + F_{ny}(z) = o(z)$$

$$(18)$$

Проекция на ось ог имеет вид:

$$-T(z) \cdot \frac{1}{\sqrt{1 + \left(\frac{dx(z)}{dz}\right)^{2} + \left(\frac{dy(z)}{dz}\right)^{2}}} + T(z + \Delta z) \cdot \frac{1}{\sqrt{1 + \left(\frac{dx(z + \Delta z)}{dz}\right)^{2} + \left(\frac{dy(z + \Delta z)}{dz}\right)^{2}}} + (19)$$

$$F_{nz}(z) - \rho \cdot g \cdot \Delta z \cdot \sqrt{1 + \left(\frac{dx(z)}{dz}\right)^{2} + \left(\frac{dy(z)}{dz}\right)^{2}} = o(z)$$

1.3. Вывод системы дифференциальных уравнений, описывающих функционирование привязной беспилотной платформы в условиях ветровых нагрузок.

Подставляя в уравнения (17)-(19) формулу (12) и переходя к пределу $\Delta z \rightarrow 0$ получим выражения для проекций сил на:

ось ОХ:

$$\left(\frac{T(z)\frac{dx(z)}{dz}}{\sqrt{1+\left(\frac{dx(z)}{dz}\right)^{2}+\left(\frac{dy(z)}{dz}\right)^{2}}}\right)' + \frac{A\sqrt{v_{x}^{2}(z)+v_{y}^{2}(z)+\left(v_{x}(z)\frac{dy(z)}{dz}-v_{y}(z)\frac{dx(z)}{dz}\right)^{2}}}{1+\left(\frac{dx(z)}{dz}\right)^{2}+\left(\frac{dy(z)}{dz}\right)^{2}} \times \left(20\right)$$

$$\times \left(v_{x}(z)\left(1+\left(\frac{dy(z)}{dz}\right)^{2}\right)-v_{y}(z)\frac{dx(z)}{dz}\frac{dy(z)}{dz}\right)=0$$

ось ОУ:

$$\left(\frac{T(z)\frac{dy(z)}{dz}}{\sqrt{1+\left(\frac{dx(z)}{dz}\right)^{2}+\left(\frac{dy(z)}{dz}\right)^{2}}}\right)' + \frac{A\sqrt{v_{x}^{2}(z)+v_{y}^{2}(z)+\left(v_{x}(z)\frac{dy(z)}{dz}-v_{y}(z)\frac{dx(z)}{dz}\right)^{2}}}{1+\left(\frac{dx(z)}{dz}\right)^{2}+\left(\frac{dy(z)}{dz}\right)^{2}} \times \left(21\right) \times \left(v_{y}(z)\left(1+\left(\frac{dy(z)}{dz}\right)^{2}\right)-v_{x}(z)\frac{dx(z)}{dz}\frac{dy(z)}{dz}\right) = 0$$

ось ОΖ:

$$\left(\frac{T(z)}{\sqrt{1+\left(\frac{dx(z)}{dz}\right)^{2}+\left(\frac{dy(z)}{dz}\right)^{2}}}\right)' + \frac{A\sqrt{v_{x}^{2}(z)+v_{y}^{2}(z)+\left(v_{x}(z)\frac{dy(z)}{dz}-v_{y}(z)\frac{dx(z)}{dz}\right)^{2}}}{1+\left(\frac{dx(z)}{dz}\right)^{2}+\left(\frac{dy(z)}{dz}\right)^{2}} \times \left(22\right)$$

$$\times \left(-v_{x}(z)\frac{dx(z)}{dz}-v_{y}(z)\frac{dy(z)}{dz}\right) - pq\sqrt{1+\left(\frac{dx(z)}{dz}\right)^{2}+\left(\frac{dy(z)}{dz}\right)^{2}} = 0$$

Первое слагаемое в формуле (20) после дифференцирования и рядаупрощенийпредставляетсявследующемвиде:

$$\begin{pmatrix}
\frac{T(z)\frac{dx(z)}{dz}}{\sqrt{1+\left(\frac{dx(z)}{dz}\right)^{2}+\left(\frac{dy(z)}{dz}\right)^{2}}} \\
= \frac{\frac{dT(z)}{dz}\frac{dx(z)}{dz}}{\sqrt{1+\left(\frac{dx(z)}{dz}\right)^{2}+\left(\frac{dy(z)}{dz}\right)^{2}}} + \frac{1}{\sqrt{1+\left(\frac{dx(z)}{dz}\right)^{2}+\left(\frac{dy(z)}{dz}\right)^{2}}} \\
\frac{T(z)\frac{d^{2}x(z)}{dz}}{\sqrt{1+\left(\frac{dx(z)}{dz}\right)^{2}+\left(\frac{dy(z)}{dz}\right)^{2}}} & T(z)\frac{dx(z)}{dz}\left(\frac{dx(z)}{dz}\frac{d^{2}y(z)}{dz^{2}}+\frac{dy(z)}{dz}\frac{d^{2}y(z)}{dz^{2}}\right) \\
\sqrt{1+\left(\frac{dx(z)}{dz}\right)^{2}+\left(\frac{dy(z)}{dz}\right)^{2}}} & \sqrt{1+\left(\frac{dx(z)}{dz}\right)^{2}+\left(\frac{dy(z)}{dz}\right)^{2}\left(1+\left(\frac{dx(z)}{dz}\right)^{2}+\left(\frac{dy(z)}{dz}\right)^{2}\right)} \\
\end{pmatrix}$$
(23)

Аналогично для первого слагаемого формул (21) и (22) имеем соответственно:

$$\begin{pmatrix}
\frac{T(z)\frac{dx(z)}{dz}}{\sqrt{1+\left(\frac{dx(z)}{dz}\right)^{2}+\left(\frac{dy(z)}{dz}\right)^{2}}} \\
= \frac{\frac{dT(z)}{dz}\frac{dy(z)}{dz}}{\sqrt{1+\left(\frac{dx(z)}{dz}\right)^{2}+\left(\frac{dy(z)}{dz}\right)^{2}}} + \frac{T(z)\frac{dy(z)}{dz}\left(\frac{dx(z)}{dz}\frac{d^{2}x(z)}{dz}+\frac{dy(z)}{dz}\frac{d^{2}y(z)}{dz}\right)}{\sqrt{1+\left(\frac{dx(z)}{dz}\right)^{2}+\left(\frac{dy(z)}{dz}\right)^{2}}} + \frac{T(z)\frac{dy(z)}{dz}\left(\frac{dx(z)}{dz}\frac{d^{2}x(z)}{dz}+\frac{dy(z)}{dz}\frac{d^{2}y(z)}{dz}\right)}{\sqrt{1+\left(\frac{dx(z)}{dz}\right)^{2}+\left(\frac{dy(z)}{dz}\right)^{2}}} - \frac{T(z)\frac{dy(z)}{dz}\left(\frac{dx(z)}{dz}\frac{d^{2}x(z)}{dz}+\frac{dy(z)}{dz}\right)^{2}}{\sqrt{1+\left(\frac{dx(z)}{dz}\right)^{2}+\left(\frac{dy(z)}{dz}\right)^{2}}} - \frac{T(z)\frac{dy(z)}{dz}\left(\frac{dy(z)}{dz}\right)^{2}}{\sqrt{1+\left(\frac{dx(z)}{dz}\frac{d^{2}x(z)}{dz^{2}}+\frac{dy(z)}{dz}\frac{d^{2}y(z)}{dz^{2}}\right)}} \\
\frac{T(z)\left(\frac{dx(z)}{dz}\frac{d^{2}x(z)}{dz^{2}}+\frac{dy(z)}{dz}\frac{d^{2}y(z)}{dz^{2}}\right)}{\sqrt{1+\left(\frac{dx(z)}{dz}\right)^{2}+\left(\frac{dy(z)}{dz}\frac{d^{2}y(z)}{dz^{2}}\right)}} \\$$
(25)

Далее аргумент *z* у производных и некоторых функций опущен для краткости написания.

После подстановки (23)-(25) в (20)-(22) и умножив на
$$\sqrt{1 + \left(\frac{dx(z)}{dz}\right)^2 + \left(\frac{dy(z)}{dz}\right)^2}$$
,

получим окончательные уравнения для проекций сил на оси:

OX:

$$T\frac{d^{2}x}{dz^{2}} + \frac{dT}{dz}\frac{dx}{dz} - \frac{T\frac{dx}{dz}\left(\frac{dx}{dz}\frac{d^{2}x}{dz^{2}} + \frac{dy}{dz}\frac{d^{2}y}{dz^{2}}\right)}{1 + \left(\frac{dx}{dz}\right)^{2} + \left(\frac{dy}{dz}\right)^{2}} + A\sqrt{v_{x}^{2}(z) + v_{y}^{2}(z) + \left(v_{x}(z)\frac{dy}{dz} - v_{y}(z)\frac{dx}{dz}\right)^{2}} \times (26)$$

$$\frac{v_{x}(z)\left(1 + \left(\frac{dy}{dz}\right)^{2}\right) - v_{y}(z)\frac{dx}{dz}\frac{dy}{dz}}{\sqrt{1 + \left(\frac{dx}{dz}\right)^{2} + \left(\frac{dy}{dz}\right)^{2}}} = 0$$

OY:

$$T\frac{d^{2}y}{dz^{2}} + \frac{dT}{dz}\frac{dy}{dz} - \frac{T\frac{dy}{dz}\left(\frac{dx}{dz}\frac{d^{2}x}{dz^{2}} + \frac{dy}{dz}\frac{d^{2}y}{dz^{2}}\right)}{1 + \left(\frac{dx}{dz}\right)^{2} + \left(\frac{dy}{dz}\right)^{2}} + \frac{1 + \left(\frac{dx}{dz}\right)^{2} + \left(\frac{dy}{dz}\right)^{2}}{1 + \left(\frac{dx}{dz}\right)^{2} + \left(\frac{dy}{dz}\right)^{2}} + \frac{v_{y}(z)\left(1 + \left(\frac{dx}{dz}\right)^{2}\right) - v_{x}(z)\frac{dx}{dz}\frac{dy}{dz}}{dz}}{\sqrt{1 + \left(\frac{dx}{dz}\right)^{2} + \left(\frac{dy}{dz}\right)^{2}}} = 0$$
(27)

OZ:

$$\frac{dT}{dz} - \frac{T\left(\frac{dx}{dz}\frac{d^{2}x}{dz^{2}} + \frac{dy}{dz}\frac{d^{2}y}{dz^{2}}\right)}{1 + \left(\frac{dx}{dz}\right)^{2} + \left(\frac{dy}{dz}\right)^{2}} + (28)$$

$$A\sqrt{v_{x}^{2}(z) + v_{y}^{2}(z) + \left(v_{x}\frac{dy}{dz} - v_{y}\frac{dx}{dz}\right)^{2}} \times \frac{-v_{x}(z)\frac{dx}{dz} - v_{y}(z)\frac{dy}{dz}}{\sqrt{1 + \left(\frac{dx}{dz}\right)^{2} + \left(\frac{dy}{dz}\right)^{2}}} - pq\left(1 + \left(\frac{dx}{dz}\right)^{2} + \left(\frac{dy}{dz}\right)^{2}\right) = 0$$
(28)

После подстановки $\frac{dT}{dz}$, определенного в уравнении (28) в уравнение

(26) имеем:

$$T\frac{d^{2}x}{dz^{2}} + \frac{dx}{dz} \left\{ \frac{T\left(\frac{dx}{dz}\frac{d^{2}x}{dz^{2}} + \frac{dy}{dz}\frac{d^{2}y}{dz^{2}}\right)}{1 + \left(\frac{dx}{dz}\right)^{2} + \left(\frac{dy}{dz}\right)^{2}} - A\sqrt{v_{x}^{2}(z) + v_{y}^{2}(z) + \left(v_{x}\frac{dy}{dz} - v_{y}\frac{dx}{dz}\right)^{2}} \times \frac{-v_{x}(z)\frac{dx}{dz} - v_{y}(z)\frac{dy}{dz}}{\sqrt{1 + \left(\frac{dx}{dz}\right)^{2} + \left(\frac{dy}{dz}\right)^{2}}} - \frac{1 + \left(\frac{dx}{dz}\right)^{2} + \left(\frac{dy}{dz}\right)^{2}}{1 + \left(\frac{dx}{dz}\right)^{2} + \left(\frac{dy}{dz}\right)^{2}} + \frac{1 + \left(\frac{dx}{dz}\right)^{2} + \left(\frac{dy}{dz}\right)^{2}}{1 + \left(\frac{dx}{dz}\right)^{2} + \left(\frac{dy}{dz}\right)^{2}} + \frac{1 + \left(\frac{dx}{dz}\right)^{2}}{1 + \left(\frac{dx}{dz}\right)^{2}} + \frac{1 + \left(\frac{dy}{dz}\right)^{2}}{1 + \left(\frac{dx}{dz}\right)^{2}} + \frac{1 + \left(\frac{dx}{dz}\right)^{2}}{1 + \left(\frac{dx}{dz}\right)^{2}} + \frac{1 +$$

Раскрыв скобки и упростив последнюю формулу, получим: $T \frac{d^2 x}{dz^2} + pq \frac{dx}{dz} \left(1 + \left(\frac{dx}{dz}\right)^2 + \left(\frac{dy}{dz}\right)^2 \right) + A \sqrt{v_x^2(z) + v_y^2(z) + \left(v_x(z)\frac{dy}{dz} - v_y(z)\frac{dx}{dz}\right)^2} \times v_x(z) \sqrt{1 + \left(\frac{dx}{dz}\right)^2 + \left(\frac{dy}{dz}\right)^2} = 0$

Аналогичные действия проводим для уравнения проекции сил на ось OY.

Уравнение (28) эквивалентно следующему уравнению:

$$\frac{dT}{dz} - pq = 0 \Leftrightarrow T(z) = T_0 + pqz;$$

ſ

Тогда система уравнений (17), (18), (19) преобразуется к следующему виду:

$$\frac{dT}{dz} - pq = 0;$$

$$T \frac{d^{2}x}{dz^{2}} + pq \frac{dx}{dz} \left(1 + \left(\frac{dx}{dz}\right)^{2} + \left(\frac{dy}{dz}\right)^{2}\right) + A\sqrt{v_{x}^{2}(z) + v_{y}^{2}(z) + \left(v_{x}(z)\frac{dy}{dz} - v_{y}(z)\frac{dx}{dz}\right)^{2}} \times$$

$$v_{x}(z)\sqrt{1 + \left(\frac{dx}{dz}\right)^{2} + \left(\frac{dy}{dz}\right)^{2}} = 0;$$

$$T \frac{d^{2}y}{dz^{2}} + pq \frac{dx}{dz} \left(1 + \left(\frac{dx}{dz}\right)^{2} + \left(\frac{dy}{dz}\right)^{2}\right) + A\sqrt{v_{x}^{2}(z) + v_{y}^{2}(z) + \left(v_{x}(z)\frac{dy}{dz} - v_{y}(z)\frac{dx}{dz}\right)^{2}} \times$$

$$v_{y}(z)\sqrt{1 + \left(\frac{dx}{dz}\right)^{2} + \left(\frac{dy}{dz}\right)^{2}} = 0;$$
(29)

Таким образом, положение равновесия кабеля описывается системой дифференциальных уравнений (29), из которых одно является линейным дифференциальным уравнением первого порядка, а два других – нелинейными дифференциальными уравнениями второго порядка. Первое уравнение системы строго выводится из полученных ранее уравнений (27-28). Отметим, что оно совпадает с уравнением положения гибкой нити, полученным в работе [63] для привязного летательного объекта.

Длина кабеля *L* описывается следующим дифференциальным уравнением первого порядка:

$$\frac{dL}{dz} = \sqrt{1 + \left(\frac{dx(z)}{dz}\right)^2 + \left(\frac{dy(z)}{dz}\right)^2},$$
(30)

с начальным условием L(0) = 0.

Таким образом, положение равновесия кабеля при горизонтальной скорости ветра и длина кабеля описываются системой нелинейных дифференциальных уравнений (29 - 30) [76-77].

Сложность рассматриваемой задачи заключается в том, что необходимо решать не задачу Коши, а краевую задачу, когда условия задаются при различных значениях аргумента *z*.

Полученная математическая модель будет использоваться в расчетах определения сил, действующих на платформу со стороны кабеля.

1.4. Вывод к главе 1

В данной главе описано текущее состояние исследований в области высотных телекоммуникационных платформ, а также их перспективы развития. Рассмотрены математические модели привязных летательных аппаратов, описание которых приводится в мировой литературе и отмечены их недостатки.

Разработана поведения новая математическая модель системы воздействие, платформа-кабель, учитывающая ветровое а также необходимое для успешной работы системы натяжение кабеля лебедкой. Положение равновесия кабеля описывается системой дифференциальных которых одно является линейным дифференциальным уравнений, из первого порядка, других нелинейными уравнением a два дифференциальными уравнениями второго порядка.

Глава 2. Решение системы дифференциальных уравнений, описывающих положение равновесия кабеля в пространстве в условиях ветровых нагрузок

В настоящем разделе предлагается метод численного решения системы дифференциальных уравнений, описывающей положение равновесия кабеля в пространстве, вывод которой приведен в предыдущей главе. Решение этой системы дифференциальных уравнений позволяет оценить величину и направление силы, действующей от кабеля на беспилотную высотную платформу при различной скорости ветра, что является одной из компонент для определения мощности, необходимой для функционирования привязной высотной беспилотной платформы.

2.1. Метод численного решения системы дифференциальных уравнений

Совместим нижний конец кабеля с началом системы координат OXYZ. Предположим, что лебедка обеспечивает постоянное натяжение нижнего конца кабеля T_0 . Платформа с помощью системы управления удерживается в окрестности точки, расположенной по вертикали на заданной высоте. Для упрощения расчетов будем предполагать, что направление ветра совпадает с направлением оси OX, что позволяет рассматривать положение кабеля в плоскости OXZ. Систему уравнений (29), (30) запишем в виде:

$$\begin{cases} \frac{dx_{1}}{dz} = \rho \cdot g; \\ \frac{dx_{2}}{dz} = x_{3}; \\ \frac{dx_{3}}{dz} = \frac{-\rho \cdot g \cdot x_{3} \cdot (1 + x_{3}^{2}) - A \cdot v^{2} \cdot \sqrt{1 + x_{3}^{2}}}{x_{1}}; \\ \frac{dx_{4}}{dz} = \sqrt{1 + x_{3}^{2}} \end{cases}$$
(31)

где:

z – текущая высота (м) элемента кабеля *dx*₂ над поверхностью Земли;

 x_1 – сила натяжения кабеля (H);

 $\rho = 0.067$ — линейная плотность провода (кг/м);

g = 9.8 – ускорение свободного падения (м/с^2);

*x*₂ – отклонение кабеля от вертикали (м);

*x*₃ – тангенс угла наклона кабеля от вертикали;

 $A = 0.003 - коэффициент аэродинамического сопротивления (кг/м^2);$

v – скорость ветра (м/с);

*x*₄ – длина кабеля от лебедки до текущей высоты (м).

Для системы дифференциальных уравнений (31) заданы следующие условия: при z = 0 $x_1 = T_0 = 15$ H, $x_2 = 0$, $x_4 = 0$; при $z = h_{vert}$ $x_2 = x_{zadan}$. Поскольку при z = 0 значение x_3 не определено, то, учитывая структуру системы (31), удобно решить первое и третье уравнения системы с дополнительным условием:

$$\int_{0}^{z_{max}} x_3(z) dz = x_{zadan} \,. \tag{32}$$

После этого можно найти длину кабеля по формуле:

$$L = \int_{0}^{h_{vert}} \sqrt{1 + (x_3(z))^2} dz.$$
(33)

Используемый метод решения является, по сути, одной из вариаций
метода стрельбы [78].

Решение для функции x₁(z) может быть найдено аналитически по формуле:

$$x_1(z) = x_1(0) + \rho g z \tag{34}$$

Чтобы найти $x_3(z)$, разобьем интервал $0 < z < h_{vert}$ на *N* интервалов длины $\Delta z = \frac{h_{vert}}{N}$. Численное решение будем искать в точках $z_i = i\Delta z$, i = 0, 1, ..., N.

В качестве начального значения функции x_3 , соответствующее $z_0 = 0$, бралось значение $(x_3)_0 = B$, которое варьировалось. Для решения будем использовать метод Рунге – Кутта четвертого порядка [79-80]. На каждом *i*-м шаге (*i*=1,2,...,*N*) вычислим следующие коэффициенты:

$$k_{1} = -\frac{-\rho g(x_{3})_{(i-1)}(1 + ((x_{3})_{(i-1)})^{2}) - Av^{2}\sqrt{(1 + ((x_{3})_{(i-1)})^{2})}}{(x_{1})_{(i-1)}};$$
(35)

$$k_{2} = -\frac{-\rho g[(x_{3})_{(i-1)} + k_{1}\Delta z/2](1 + ((x_{3})_{(i-1)} + k_{1}\Delta z/2)^{2}) - Av^{2}\sqrt{(1 + ((x_{3})_{(i-1)} + k_{1}\Delta z/2)^{2})}}{(x_{3})_{(i-1)} + \rho g\Delta z/2};$$
(36)

$$k_{3} = -\frac{-\rho g[(x_{3})_{(i-1)} + k_{2}\Delta z/2](1 + ((x_{3})_{(i-1)} + k_{2}\Delta z/2)^{2}) - Av^{2}\sqrt{(1 + ((x_{3})_{(i-1)} + k_{2}\Delta z/2)^{2})}}{(x_{3})_{(i-1)} + \rho g\Delta z/2};$$
(37)

$$k_{4} = -\frac{-\rho g[(x_{3})_{(i-1)} + k_{3}\Delta z](1 + ((x_{3})_{(i-1)} + k_{3}\Delta z)^{2}) - Av^{2}\sqrt{(1 + ((x_{3})_{(i-1)} + k_{3}\Delta z)^{2})}}{(x_{3})_{(i-1)} + \rho g\Delta z}.$$
(38)

Тогда значение

$$(x_3)_i = (x_3)_{i-1} + \frac{1}{6}(k_1 + 2k_2 + 2k_3 + k_4).$$
(39)

Вычисление интеграла в правой части (33) целесообразно проводить с помощью метода Симпсона, который, с одной стороны, достаточно прост в реализации (являясь модификацией метода трапеций), с другой – позволяет добиться высокой точности результата [79-80]:

$$I = \frac{\Delta z}{3} \left(\left(x_3 \right)_1 + 4 \left(x_3 \right)_2 + 2 \left(x_3 \right)_3 + \ldots + 4 \left(x_3 \right)_{N-1} + \left(x_3 \right)_N \right).$$
(40)

Что касается выбора коэффициента *B*, то определить его наилучшее значение можно с помощью дихотомии следующим образом. Определим из физических соображений значения коэффициентов P_0 и Q_0 такие, что при $x_3(0) = P_0$ можно гарантировать, что $x_2(h_{vert}) < x_{zadan}$, а при $x_3(0) = Q_0 x_2(h_{vert}) > x_{zadan}$

Будем последовательно решать численно по описанной выше схеме уравнения для x_2 и x_3 с начальным условием $B = (P_j + Q_j)/2$, где j = 0,1,2,...Если $I > x_{zadan}$, то на следующем шаге необходимо взять $P_{j+1} = P_j$, $Q_{j+1} = B$. Если $I < x_{zadan}$, то $P_{j+1} = B$, $Q_{j+1} = Q_j$. Последовательность продолжается до тех пор, пока не будет достигнуто условие $|(x_2)_N - x_{zadan}| < \delta$, где δ – требуемая точность решения. В нашем случае выбиралось значение $\delta = 10^{-7}$ м, что более чем достаточно в условиях ограничений, наложенных на модель кабеля.

После этого вычислялась длина кабеля, интеграл (33) для которой также можно найти по методу Симпсона:

$$L = \frac{\Delta z}{3} \left[\sqrt{\left(1 + \left((x_3)_1\right)^2 + 4\sqrt{1 + \left((x_3)_2\right)^2} + 2\sqrt{1 + \left((x_3)_3\right)^2} + 4\sqrt{1 + \left((x_3)_{(N-1)}\right)^2} + \sqrt{1 + \left((x_3)_N\right)^2} \right] \right].$$
(41)

Решение задачи производилось на сетке, состоящей из N = 3000 точек. В частности, в случае, когда $z_{max} = 75$ м, $\Delta z = 0.025$ м. Как метод Рунге – Кутта четвертого порядка, так и метод Симпсона обеспечивают четвертый порядок погрешности [81], дающий ошибку, которую можно оценить как $O(\Delta z^4)$. Таким образом, можно быть уверенным, что численное решение отличается от точного решения исходной задачи не более чем на величину порядка 10^{-4} .

2.2. Учет профиля скорости ветра на различных высотах при расчете действующих на кабель сил

Описанная выше математическая модель позволяет также учитывать различную скорость ветра на каждом участке кабель-троса, поэтому скорость ветра в каждой точке будет рассчитываться исходя из задаваемой скорости ветра в точке зависания. Многочисленные эксперименты по измерению профиля скорости ветра до высоты 200 м показали, что зависимость этой величины от высоты имеет логарифмический вид [82]. Вблизи поверхности земли воздушные потоки тормозятся трением, которое создают неровности подстилающей поверхности. Влияние неоднородности поверхности учитывается путем введения параметра шероховатости, определяемого на основе измерений ветра на разных высотах. С удалением от поверхности Земли эффект трения уменьшается и скорость ветра возрастает. На рисунке 4 показана зависимость скорости ветра вблизи поверхности земли от высоты.



Рисунок 4. Профиль скорости вблизи поверхности земли

В работе [82] показано, что в приземном слое профиль ветра с достаточно высокой точностью описывается следующей формулой:

$$V_1 = V_0 \cdot \left(\frac{h_1}{h_0}\right)^{kx}$$

где*V*₁- скорость ветра на заданной высоте;

*V*₀ – скорость ветра на известной высоте;

*h*₁-заданная высота;

*h*₀ – высота измерения;

kx – эмпирический показатель шероховатости подстилающей поверхности. Этот коэффициент принимает различное значение для разных ландшафтов и варьируется от 0 для водной глади до 0,44 для больших городов с небоскребами. В нашем случае (в соответствии с дальнейшими практическими экспериментами) примем среднее значение коэффициента 0,2.

Тогда при расчетах мы будем иметь скорость ветра, которая зависит от

высоты и имеет нелинейный характер.

2.3. Результаты численного расчета силы, действующей со стороны кабеля, на привязную высотную платформу

Для решения системы уравнений была составлена программа на языке С#, которая позволяет получить значения при различных наборах входных данных. Пользователь имеет возможность ввести в программу линейную плотность кабеля ρ , скорость ветра v, высоту подъема привязной высотной беспилотной платформы z_{max} , а также его смещение в верхней точке x_{last} .

Для различных значений скорости ветра и высоты зависания привязной высотной беспилотной платформы выполнено решение системы (31). Результаты вычислений приведены в таблицах:

Таблица 1. Расчет силы натяжения, взлетный вес 30 кг, натяжение лебедки 10 H, высота 50 м.

Скорость ветра, м/с	Угол отклонения кабеля в верхней точке, °	Длина кабеля, м	Горизонтальная составляющая, Н	Вертикальная составляющая, Н
0	0	50	0	42,83
4	-1,6	50,011	1,197	42,813
8	-6,4	50,185	4,768	42,564
12	-14,2	50,946	10,539	41,513
16	-24,7	53,106	17,899	38,91

Скорость ветра, м/с	Угол отклонения кабеля в верхней точке, °	Длина кабеля, м	Горизонтальная составляющая, Н	Вертикальная составляющая, Н
0	0	75	0	59,245
4	-1,8	75,026	1,852	59,216
8	-7,1	75,412	7,373	58,784
12	-15,9	77,147	16,246	56,974
16	-27,6	82,507	27,431	52,512

Таблица 2. Расчет силы натяжения, взлетный вес 30 кг, натяжение лебедки 10 H, высота 75 м.

Таблица 3. Расчет силы натяжения, взлетный вес 30 кг, натяжение лебедки

10 Н, высота 100 м.

Скорость ветра, м/с	Угол отклонения кабеля в верхней точке, °	Длина кабеля, м	Горизонтальная составляющая, Н	Вертикальная составляющая, Н
0	0	100	0	75,66
4	-1,9	100,044	2,523	75,618
8	-7,6	100,713	10,04	74,991
12	-17	103,807	22,109	72,358
16	-29,8	115,848	37,643	65,631

Скорость ветра, м/с	Угол отклонения кабеля в верхней точке, °	Длина кабеля, м	Горизонтальная составляющая, Н	Вертикальная составляющая, Н
0	0	100	0	95,66
4	-1,4	100,015	2,321	95,632
8	-5,6	100,237	9,255	95,211
12	-12,4	101,209	20,538	93,429
16	-21,6	103,883	35,224	88,939

Таблица 4. Расчет силы натяжения, взлетный вес 30 кг, натяжение лебедки 30 H, отклонение от точки зависания 0 м, высота 100 м.

Проведенные численные расчеты показывают следующее:

- при взлетном весе в 30 кг (10 кг полезной нагрузки) и силе натяжения лебедки в 10 Н на высоте 50 м, 75 м и 100 м при скоростях ветра до 16 м/с длина кабеля увеличивается незначительно (менее 5%). При этом с увеличением высоты при одинаковой скорости ветра возрастает угол наклона кабеля к вертикали в верхней точке. С увеличением высоты и скорости ветра также значительно увеличивается горизонтальная составляющая силы, действующей от кабеля на привязную высотную беспилотную платформу. Так, на высоте 100 м при скорости ветра 16 м/с угол достигает 29,8°. Горизонтальная составляющая силы натяжения равна 37.64 Н, а вертикальная -65.63 Н. Это означает, что платформа должна будет сильнее поворачиваться в сторону направления ветра, тем самым увеличивая площадь на которую оказывает давление ветер. Значительная часть мощности будет тратиться на заданной высоте, потребуется передача бо́льшего количества энергии;

- незначительное отклонение привязной высотной беспилотной платформы от точки зависания не оказывает существенного влияния на длину кабеля и силу натяжения кабеля в верхней точке. Учитывая, что

система управления будет стремиться вернуть платформу в точку зависания, при расчетах сил, действующих на кабель, данным влиянием можно пренебречь;

- изменение силы натяжения лебедки существенно меняет профиль кабеля и его длину. При этом стоить отметить, что горизонтальная составляющая силы меняется не столь существенно;

- существенное влияние на необходимую силу тяги двигателей оказывает высокая скорость ветра, так как при увеличении скорости ветра увеличивается угол наклона действия силы натяжения кабеля на привязную высотную беспилотную платформу, что увеличивает горизонтальную составляющую силы натяжения. Также можно сделать вывод о том, что изменение силы натяжения лебедки существенно меняет профиль кабеля и его длину. Для системы управления важно найти баланс между силой натяжения лебедки и затрачиваемой мощностью. Слабое натяжение лебедки обеспечивает большой выпуск кабеля, что может создать проблемы в случае натяжение лебедкой запутывания. Сильное делает профиль кабеля практически вертикальным, но при этом существенно увеличит силу натяжения, а значит и необходимую для передачи по кабелю мощность.

2.4. Вывод к главе 2

В данной главе разработаны метод и алгоритм решения системы дифференциальных уравнений, адекватно описывающей функционирование платформы при ветровых нагрузках, для расчета силы натяжения, являющейся одной из основных компонент при определении требуемой мощности энергии, передаваемой с земли на борт привязной высотной беспилотной платформы. Численное решение отличается от точного решения исходной задачи не более чем на величину порядка 10⁻⁴, что позволит использовать данный метод для расчета показателей мощности, необходимой для функционирования привязной беспилотной высотной платформы. Проведены численные расчеты показателей силы натяжения, которые позволили сделать выводы о влиянии силы натяжения кабеля на привязную беспилотную высотную платформу.

Глава 3. Методология расчета мощности, необходимой для функционирования привязной высотной платформы

3.1. Расчет силы тяги двигателей высотного модуля в зависимости от сил, действующих на привязную высотную беспилотную платформу

Рассмотрим привязную высотную беспилотную платформу и действующие на неё силы в условиях воздействия ветра.



Рисунок 5. Силы, действующие на беспилотный летательный аппарат

На рисунке 5 представлены силы, действующие на беспилотный высотный модуль в турбулентной атмосфере: сила тяжести действует с силой \vec{P} – взлетный вес привязной высотной беспилотной платформы; сила сопротивлении дрона ветру ($\vec{F}_{\rm B}$); сила натяжения кабеля (\vec{T}), учитывающая также вес кабеля. Сумма этих сил определяет модуль и вектор необходимой силы тяги двигателей (\vec{F}_{r}) для создания подъемной силы, удерживающей привязную высотную беспилотную платформу в заданной точке:

$$-\overrightarrow{F_{T}} = \overrightarrow{F_{e}} + \overrightarrow{P} + \overrightarrow{T}$$

$$\tag{42}$$

Модуль необходимой тяги двигателей рассчитывается по следующей формуле[83]:

$$\left|\overrightarrow{F_{T}}\right| = \sqrt{\left(\left|\overrightarrow{P}\right| + \left|\overrightarrow{T}\right| \cdot \sin\alpha\right)^{2} + \left(\left|\overrightarrow{F_{s}}\right| + \left|\overrightarrow{T}\right| \cdot \cos\alpha\right)^{2}}$$
(43)

Где *α* – угол наклона силы натяжения к вертикали.

Вес \vec{P} определяется взлетным весом, включающим собственный вес привязной высотной беспилотной платформы и вес полезной нагрузки

$$\vec{P} = m_1 \vec{g} + m_2 \vec{g} , \qquad (44)$$

где *m*₁ – собственная масса привязной высотной беспилотной платформы;

*m*₂ – масса полезной нагрузки.

3.2. Расчет силы сопротивления ветру привязной высотной беспилотной платформы

Силу сопротивления ветру самой платформы ($\vec{F_{g}}$) можно рассчитать следующим образом:

$$\left|\overrightarrow{F_{s}}\right| = C_{x} \cdot w \cdot S, \qquad (45)$$

где C_x – коэффициент аэродинамического сопротивления (безразмерный коэффициент);

w – ветровое давление;

S – площадь поперечного сечения коптера.

Коэффициент C_x и площадь поперечного сечения привязной высотной беспилотной платформы меняют свое значение в зависимости от угла наклона α . Для расчетов примем средние значения: $C_x = 1.5$ и S = 1 M^2 (оценочная величина площади сечения привязной высотной беспилотной

платформы) [84].

Нормальное ветровое давление на препятствие приближенно определяется [85] по формуле:

 $w = 0.5 \cdot \rho \cdot v^2,$

где ρ – плотность воздуха, зависящая от его влажности, температуры и атмосферного давления (1.18415 кг/м³),

v – скорость ветра, м/с.

Тогда
$$\left| \overrightarrow{F_s} \right| \approx 0.9 \cdot v^2$$
 (46)

Как уже отмечалось, электропитание двигательных установок и телекоммуникационные полезные нагрузки высотного беспилотного модуля осуществляются с земли по кабель-тросу, что обеспечивает возможность длительного функционирования привязной высотной платформы. Кабельтрос, включающий медные провода, оптоволокно и кевларовую нить, является механической, электрической и информационной связью между наземным модулем и высотным беспилотным модулем. Внешний диаметр кабель-троса определяет его аэродинамическое сопротивление ветровому потоку, и тем самым оказывает существенное влияние на характер и возмущающего воздействия на беспилотный величину модуль при различных ветровых нагрузках.

3.3. Определение коэффициента эффективности винтомоторной группы

При расчете сил, действующих на привязную высотную беспилотную платформу в турбулентной атмосфере, необходимо учитывать силу тяжести, определяемую весом кабель-троса, взлетным весом привязной высотной беспилотной платформы, и силу ветровой нагрузки.

Мощность двигателей после определения модуля результирующей силы можно вычислить по формуле:

$$W = \left| \frac{\overrightarrow{F_T}}{k \cdot \overrightarrow{g}} \right|,\tag{47}$$

где W – необходимая мощность двигателей для зависания в заданной точке, кВт;

 $\left|\frac{\overrightarrow{F_T}}{\overrightarrow{g}}\right|$ – суммарная тяга двигателей привязной высотной беспилотной

платформы, кг;

 \vec{g} – ускорение свободного падения, м/с²;

k – эффективность винтомоторной группы, характеризующий отношение мощности двигателя к суммарной тяге двигателя, кг/кВт.

Коэффициент эффективности винтомоторной группы *k* определяется следующим образом.

Из практики реализации привязной высотной беспилотной платформы и выбора винтомоторной группы известно, что достаточно хорошим значением коэффициента эффективности является k = 10 кг/кВт и выше. Это означает, что на каждый кВт затраченной энергии можно поднимать 10 кг нагрузки. Значение коэффициента эффективности в значительной мере определяется выбором типа двигателей, диапазона длины и шага пропеллеров, выпускаемых различными производителями.

Для автономных привязных высотных беспилотных платформ при постоянной скорости ветра и весе полезной нагрузки коэффициент эффективности остается постоянным и не зависит от высоты подъема. Для

привязной беспилотной платформы с увеличением высоты подъема увеличивается вес нагрузки (за счет увеличения силы натяжения кабеля). И, соответственно, снижается эффективность винтомоторной группы. Для сравнительного анализа роста потребления энергии при увеличении веса нагрузки ниже на рисунке 6 представлен график, иллюстрирующий снижение эффективности 8-ми моторного высотного беспилотного модуля, оснащенного двигателями XRotor 8 Series фирмы HobbyWing [86] и пропеллерами 3010.



Рисунок 6. Эффективность 8 роторной привязной высотной беспилотной платформы с соосным расположением P80III 100kV + MF3218

Более подробно о коэффициенте эффективности будет описано в пятом разделе.

В данном случае график показывает зависимость требуемой мощности для удержания привязной высотной беспилотной платформы в заданной точке от массы $\left(\left|\frac{\vec{F_r}}{\vec{g}}\right|\right)$, характеризующей необходимую силу тяги двигателей. То есть, сила тяги, равная сумме веса привязной высотной беспилотной платформы с полезной нагрузкой, силы натяжения кабеля и силы сопротивления привязной высотной беспилотной платформы ветру, показывает какую общую взлетную массу могут поднять двигатели привязной высотной беспилотной платформы.

Для расчета коэффициента *k* можем построить приблизительную функцию исходя из значений на рисунке 6:

$$k = -0.0000235834 \cdot \left| \frac{\overrightarrow{F_{T}}}{\overrightarrow{g}} \right|^{3} + 0.00431624 \cdot \left| \frac{\overrightarrow{F_{T}}}{\overrightarrow{g}} \right|^{2} - 0.32787 \cdot \left| \frac{\overrightarrow{F_{T}}}{\overrightarrow{g}} \right| + 16.6228$$
(48)

Аналогичные зависимости могут быть получены при использовании винтомоторной группы фирмы T-MOTOR [87] или любой другой фирмы.

Формула (48) будет использована в программном обеспечении, описанном в главе 5, для численного расчета необходимой мощности для функционирования привязной высотной беспилотной платформы.

Учитывая (43, 44, 45, 47) необходимую мощность для функционирования привязной высотной беспилотной платформы можно рассчитать следующим образом:

$$W = \frac{\sqrt{\left(\left|m_{1}\vec{g}\right| + \left|m_{2}\vec{g}\right| + \left|\vec{T}\right| \cdot \sin\alpha\right)^{2} + \left(\left|\vec{F}_{s}\right| + \left|\vec{T}\right| \cdot \cos\alpha\right)^{2}}}{k \cdot g}$$
(49)

3.4. Численный расчет необходимой мощности для функционирования привязной беспилотной высотной платформы

Для различных значений скорости ветра и высоты зависания привязной высотной беспилотной платформы выполнено решение системы (31) и определена мощность (49). Результаты вычислений приведены в таблицах 5-13. Расчетная масса коптера с полезной нагрузкой составляла 25, 30, 35 кг. Для решения системы уравнений составлена программа на языке C#, которая позволяет получить значения требуемой мощности при различных наборах входных данных. Пользователь имеет возможность ввести в программу линейную плотность кабеля (в расчетах использовалось значение 67 г/м в соответствии с практической реализацией построения кабеля), скорость ветра на максимальной высоте подъема, которая уменьшается в соответствии с профилем скорости вблизи поверхности, высоту подъема привязной высотной беспилотной платформы, массу привязной высотной беспилотной платформы с нагрузкой, тип местности (сельская местность, город, водная гладь и др.), формулу для определения коэффициента винтомоторной группы в зависимости от типа двигателя и др.

Необходимая для функционирования платформы мощность рассчитывалась с помощью формулы (49).

Таблица 5. Расчет необходимой мощности при T_0=10 H, высоте подъема=50 м, весе коптера с полезной нагрузкой 25 кг

Скорость ветра, м/с	Угол отклонения кабеля в верхней точке, °	Длина кабеля, м	Необходимая мощность, кВт
0	0	50	2,9
4	-1,6	50,011	2,91
8	-6,4	50,185	2,99
12	-14,2	50,946	3,35
16	-24,7	53,106	4,25

Таблица 6. Расчет необходимой мощности при T_0=10 H, высоте подъема=50 м, весе коптера с полезной нагрузкой 35 кг

Скорость ветра, м/с	Угол отклонения кабеля в верхней точке, °	Длина кабеля, м	Необходимая мощность, кВт
0	0	50	4,39
4	-1,6	50,011	4,4
8	-6,4	50,185	4,47
12	-14,2	50,946	4,78
16	-24,7	53,106	5,57

Таблица 7. Расчет необходимой мощности при T_0=30 H, высоте подъема=50 м, весе коптера с полезной нагрузкой 25 кг

Скорость ветра, м/с	Угол отклонения кабеля в верхней точке, °	Длина кабеля, м	Необходимая мощность, кВт
0	0	50	3,19
4	-1	50,003	3,19
8	-4	50,05	3,28
12	-9	50,251	3,63
16	-15,9	50,798	4,51

Таблица 8. Расчет необходимой мощности при T_0=30 H, высоте подъема=50 м, весе коптера с полезной нагрузкой 35 кг

Скорость ветра, м/с	Угол отклонения кабеля в верхней точке, °	Длина кабеля, м	Необходимая мощность, кВт
0	0	50	4,72
4	-1	50,003	4,73
8	-4	50,05	4,8
12	-9	50,251	5,1
16	-15,9	50,798	5,89

Таблица 9. Расчет необходимой мощности при T_0=10 H, высоте подъема=75 м, весе коптера с полезной нагрузкой 25 кг

Скорость ветра, м/с	Угол отклонения кабеля в верхней точке, °	Длина кабеля, м	Необходимая мощность, кВт
0	0	75	3,14
4	-1,8	75,026	3,14
8	-7,1	75,412	3,23
12	-15,9	77,147	3,6
16	-27,6	82,507	4,52

Таблица 10. Расчет необходимой мощности при T_0=10 H, высоте подъема=75 м, весе коптера с полезной нагрузкой 35 кг

Скорость ветра, м/с	Угол отклонения кабеля в верхней точке, °	Длина кабеля, м	Необходимая мощность, кВт
0	0	75	4,66
4	-1,8	75,026	4,67
8	-7,1	75,412	4,74
12	-15,9	77,147	5,06
16	-27,6	82,507	5,87

Таблица 11. Расчет необходимой мощности при T_0=30 H, высоте подъема=75 м, весе коптера с полезной нагрузкой 25 кг

Скорость ветра, м/с	Угол отклонения кабеля в верхней точке, °	Длина кабеля, м	Необходимая мощность, кВт
0	0	75	3,43
4	-1,2	75,008	3,44
8	-4,9	75,126	3,52
12	-11	75,642	3,88
16	-19,3	77,046	4,79

Таблица 12. Расчет необходимой мощности при T_0=30 H, высоте подъема=75 м, весе коптера с полезной нагрузкой 35 кг

Скорость ветра, м/с	Угол отклонения кабеля в верхней точке, °	Длина кабеля, м	Необходимая мощность, кВт
0	0	75	5
4	-1,2	75,008	5
8	-4,9	75,126	5,08
12	-11	75,642	5,39
16	-19,3	77,046	6,2

Таблица 13. Сводная таблица по расчету необходимой для функционирования привязной высотной беспилотной платформы мощности, высота 75 м.

			Необходимая
Скорость	Взлетный вес привязной	Сила натяжения	мощность,
ветра, м/с	высотной платформы, кг	кабеля лебедкой, Н	кВт
	25	10	3,14
	25	30	3,43
0	20	10	3,87
0	50	30	4,19
	25	10	4,66
	55	30	5
8	25	10	3,23
	23	30	3,52
	20	10	3,96
	50	30	4,27
	25	10	4,74
	55	30	5,08
	25	10	4,52
	25	30	4,79
10	20	10	5,16
10	50	30	5,46
	25	10	5,87
	55	30	6,2

Исходя из представленных данных, можно заключить, что существенное влияние на необходимую мощность оказывает высокая скорость ветра, так как при увеличении скорости ветра увеличивается угол наклона действия силы натяжения кабеля на привязную высотную беспилотную платформу, что увеличивает горизонтальную составляющую силы натяжения. Кроме того, изменение силы натяжения кабеля лебедкой существенно меняет профиль кабеля и его длину. Для системы управления

найти баланс между силой натяжения кабеля лебедкой важно И затрачиваемой мощностью. Слабое натяжение лебедки обеспечивает большой выпуск кабеля, что может создать проблемы в случае запутывания. лебелкой Сильное натяжение лелает профиль кабеля практически вертикальным, но при этом существенно увеличивает необходимую для функционирования мощность. Полученные данные важны для оценки величины полезной нагрузки и необходимой передаваемой с земли на борт мощности для полетов в условиях турбулентной атмосферы, а также при проектировании системы управления позиционированием привязной высотной беспилотной платформы.

3.5. Вывод к главе 3

В данной главе определены силы, действующие на привязную беспилотную высотную платформу, функционирующую В условиях турбулентной атмосферы. Осуществлен выбор коэффициентов эффективности винтомоторной группы для различных типов двигателей. Разработана методология расчета величины мощности, определяющей выбор параметров всех компонент привязной платформы: высотного беспилотного модуля, наземной и бортовой системы управления, системы передачи энергии земля-борт. Проведены численные результаты расчета значения допустимой мощности, необходимые для проектирования привязных высотных беспилотных платформ нового поколения.

58

Глава 4. Экспериментальные исследования характеристик привязной высотной беспилотной платформы. Результаты полевых испытаний.

Эксперименты ПО расчету мощности проводились В полевых испытаниях с использованием разработанной привязной беспилотной высотной платформы «Альбатрос» в условиях различных ветровых нагрузок. Ha борту привязной высотной беспилотной платформы установлены датчики для определения высоты, скорости ветра, а также находились датчики потребляемого тока и напряжения. Информация С датчиков по каналу связи передается на наземную систему управления, в которой рассчитывается потребляемая привязной высотной беспилотной платформой мощность при различных исходных данных.

4.1. Проведение экспериментальных полетов привязной высотной беспилотной платформы

В проведенных экспериментальных исследованиях качестве В высотного беспилотного модуля используется октокоптер с соосным расположением восьми двигателей. Масса рамы, винтомоторных групп (двигатели, регуляторы хода, пропеллеры) и полетного контроллера составляет 13 кг. Масса экспериментального DC-DC преобразователя, устанавливаемого на раму коптера составляет 3кг. Масса резервной батареи, обеспечивающей 8 минут полета, в случае выхода из строя наземного источника питания составляет 4 кг. Масса полезной нагрузки варьируется, в зависимости от необходимости, используется 5, 10 или 15 кг полезной нагрузки. Итого, общий взлетный вес, в зависимости от проводимых оптов составляет 25, 30 или 35 кг. Масса погонного метра кабеля, обеспечивающего подачу электричества от наземного источника на борт составляет 67 гр на 1 м, вес 100 м кабеля будет составлять 6,7 кг.



Рисунок 7. Высотный беспилотный модуль «Альбатрос»

В основе электронного управления коптером используется полётный контроллер с открытым исходным кодом PixHawk 2.1 Cube (аппаратная часть), с программным полетным стеком ArduPilot (программная часть).

Определение высоты полетным контроллером осуществляется исходя из значений показателей акселерометра, GPS и барометра. Для более точного измерения высоты используется высотомер LightWare SF11/C Lidar, подключенный Serial port к полётному контроллеру и обеспечивающий точное измерение высоты до 120м. Для удержания коптера в пространстве используется GPS M8N модуль, обеспечивающий связь по GPS/Глонасс. Направление удерживается с помощью двух магнетометров HMC5983 MAG и LIS3MDL Mag, установленных на внешнем модуле GPS.

Для питания полетного контроллера используются основной и резервный DC-DC преобразователи MAUCH PL4-14S/1, преобразующий рабочее бортовое напряжение 50V до необходимых полетному контроллеру

5,3V, также в преобразователях имеются датчики тока и напряжения, с помощью которых происходит измерение тока и напряжения резервной батареи и преобразователя от наземного источника питания. В качестве передатчика в случае необходимости ручного управления используется пульт управления Futaba T8FGS, а в качестве приемника на борту коптера установлен Futaba R6208 SB.

В целях предупреждения отказа двигателя в мультироторных аппаратах с длительным временем полета была разработана система, своевременно определяющая отказ двигателей БПЛА при выходе температурных показателей за заданный предел.

4.2. Винтомоторная группа и её эффективность.

Важной составляющей винтомоторной группы является ее эффективность. Измеряется эффективность в соотношении веса в граммах на ватт затрачиваемой энергии (г/Вт). При выборе винтомоторной группы для определенного взлетного веса необходимо ориентироваться на показатели эффективности около 10 г/Вт и выше. Это значение считается оптимальным при построении коптера и означает, что на каждый кВт затраченной энергии вы сможете поднимать 10кг взлетного веса. С увеличением нагрузки снижается эффективность винтомоторной группы.

Эффективность винтомоторной группы зависит от эффективности ее компонентов – бесколлекторного мотора и пропеллеров. Бесколлекторный мотор (Brushless Direct Current Motor - Бесщеточный двигатель постоянного тока) состоит из двух частей – статора с обмотками (неподвижная часть) и ротора с неодимовыми магнитами (подвижная часть). В большинстве случаев в коптеростроении используют двигатели с внешним ротором. Так как в двигателе нет коллектора и щеток, мотор приводится в движение с помощью

электронного регулятора хода (Speed Controller или ESC (Electronic speed control)). Управляющий сигнал приходит от полетного контроллера до регулятора хода, с помощью которого полетный контроллер управляет оборотами двигателя.

Схему с внешним ротором применяют для получения высокомоментных двигателей с небольшими оборотами по сравнению с двигателями с внутренним ротором.



Рисунок 8. Обмотка двигателя T-motor U8 Pro

обычно Обмотка трехфазного бесколлекторного двигателя осуществляется одножильным, либо многожильным медным проводом. Чем ниже сопротивление в обмотках на статоре, тем выше КПД двигателя. Статор выполняется из сложенных вместе нарезанных листов магнитопроводящей стали. Чем тоньше изолированные пластины статора, тем меньше токов Фуко, распространяемых в статоре, а значит двигатель меньше разогревается. Количество зубьев статора делится на количество фаз, то есть на 3. Количества полюсов на роторе (магнитов) может быть меньше или больше количества зубьев статора мотора, их число четное. Полюс может быть сформирован как одним магнитом, так и несколькими. Чем меньше витков на зубьях статора, тем больше параметр kV мотора. Если намотать обмотку с более толстым медным проводом – это снизит активное сопротивление обмотки и позволит мотору выдерживать большие токи.

Максимальная мощность двигателя - это пиковая мощность, которую двигатель может развить на краткосрочный период времени, как правило на несколько секунд. При длительной работе на максимальной мощности тепло с обмоток не будет успевать рассеиваться и произойдет перегрев неодимовых магнитов. Как только температура неодимовых магнитов превысит значения снижения их эффективности, двигатель выйдет из строя. При низких температурах окружающей среды время работы двигателя с максимальным током будет дольше, чем в жару.

Параметр kV – это количество оборотов на единицу напряжения, он указывает скорость вращения вала двигателя в зависимости от питающего напряжения без нагрузки на валу. Как правило, производители указывают в маркировке двигателя максимальные обороты, на которых способен работать двигатель без нагрузки. Мотор с высоким крутящим моментом будет более эффективно работать в режиме генератора, поэтому есть обратная зависимость между значением kV и крутящим моментом мотора - моторы с низким kV более тяговитые. Чем меньше у мотора kV, тем больший пропеллер используется с ним. Если умножить показатель kV на максимальное напряжение, с которым работает данный двигатель - получим максимальные обороты двигателя без нагрузки на валу.



Рисунок 9. Различные способы обмотки бесколлекторного двигателя

Обмотки бесколлекторного двигателя соединяют по схеме звезда или треугольник (дельта). При подключении треугольником - вырастают и обороты двигателя. Обмотки двигателя, соединенные треугольником, греются больше, чем при включении звездой.



Рисунок 10. Бесколлекторный бесщеточный двигатель

Каждый из создаваемых двигателей производится для определенного диапазона длины и шага пропеллеров, на которых данный мотор будет работать с максимальной эффективностью. Для того, чтобы двигатель работал продолжительное время, необходимо чтобы теплоотдача в окружающую среду была выше тепловыделения мотора. В связи с тем, что компании, создающие двигатели для беспилотных летательных аппаратов разрабатывают их с максимальным КПД и в этих двигателях уже используются отличные компоненты по соотношению цена/качество – нам остается лишь варьировать различными линейками двигателей и пропеллеров для достижения оптимальных показателей эффективности, исходя из взлетного веса беспилотных летательных аппаратов. Компании, зарекомендовавшие себя в данной отрасли довольно известны: T-MOTOR, MAD Components, HobbyWing, SunnySky USA и другие.

Для примера мы рассмотрим двигатель P80III 100kV от компании T-MOTOR. Эффективность винтомоторной группы меняется в зависимости от тяги, создаваемой мотором и пропеллером и определяется как отношение потребленной энергии (W). Безусловно, нагрузки (g) к можно параметр ориентироваться на лучшей эффективности выбрать И Такой максимальные значения. вариант не подходит, потому ЧТО беспилотный летательный аппарат будет недогружен и его полет будет крайне нестабилен. Поэтому необходимо выбирать уровни Throttle (газа) в диапазоне от 43% до 57%. При этом у аппарата будет запас мощности для сопротивления ветровым нагрузкам и частота вращения будет достаточна, стабилизированного привязной беспилотной для высотной полета платформы.

Пропелле р	Уровень газа	Тяга (g)	Сила тока (А)	Частота вращени я (RPM)	Мощность (W)	Эффектив ность (g/W)
	40%	3050	5,32	1712	255	11,97
	42%	3296	5,9	1769	282	11,67
	44%	3508	6,52	1830	312	11,24
MF3016 30,4x10,9"	46%	3729	7,1	1893	340	10,97
	48%	4020	7,72	1961	369	10,88
	50%	4278	8,46	2024	405	10,57
	52%	4616	9,41	21 04	450	10,26
	54%	4902	10,33	21 76	494	9,93
	56%	5361	11,58	2271	553	9,69
	58%	5729	12,68	2345	606	9,46
	0,6	6189	14,14	2434	675	9,17
	0,62	6526	15,38	2506	734	8,9
	0,64	6969	16,86	2580	804	8,67
	0,66	7363	18,14	2650	864	8,52
	0,68	7719	19,5	2719	929	8,31
	0,7	8132	21,1	2782	1004	8,1
	0,76	9395	26,16	2987	1243	7,56
	0,82	10618	31,59	3174	1498	7,09
	0,88	0,82 10618 3 0,88 11833 3	37,16	3350	1758	6,73
	0,94	13009	43,34	3515	2046	6,36
	100%	14371	50,42	3686	2374	6,05

Таблица 14. Эффективность двигателя P80III 100kV от компании T-MOTOR с пропеллерами MF3016 30,4x10,9" при напряжении 48В

Как видно из таблицы 14, наиболее эффективным будет тяга от 3,3кг до 5,7кг (процент газа от 43% до 57%). При условии использования 8-роторного беспилотного летательного аппарата около 13-15% теряется на соосное расположение винтов, поэтому, при построении такого коптера необходимо учитывать увеличенное потребление энергии, а соответственно и меньшую эффективность всех групп.

При проектировании беспилотного модуля со взлетной массой 34кг, исходя из таблицы на каждый из 8 роторов аппарата будет приходится по

4,3кг. В данном случае это 50% газа, эффективность одной винтомоторной группы 10,57 g/W, общее потребление будет составлять 8*405W=3240W. Добавляем 15% потерь и получаем приблизительно 3,7kW общего потребления при сниженной эффективности 34400g/3726W = 9,23g/W.

Для повышения эффективности данного мотора мы можем рассмотреть использование пропеллера с большей диагональю. При увеличении ометаемой площади винтомоторной группы эффективность всегда увеличивается, поэтому, при достаточном крутящем моменте двигателя целесообразнее использовать пропеллеры с максимальной диагональю.

Таблица 15. Эффективность двигателя P80III 100kV от компании T-MOTOR с пропеллерами MF3218 32,4x11,6" при напряжении 48В

N⁰	Пропелле р	Уровень газа	Тяга (g)	Сила тока (А)	Частота вращения (RPM)	Мощность (W)	Эффективн ость (g/W)
1		40%	3505	6,23	1684	298	11,75
2		42%	3744	6,71	1739	321	11,66
3		44%	3992	7,43	1798	356	11,23
4		46%	4267	8,2	1856	392	10,88
5		48%	4565	8,98	1920	429	10,63
6		50%	4885	9,75	1981	466	10,48
7		52%	5248	11	2056	525	9,99
8		54%	5592	11,93	2125	570	9,82
9		56%	6039	13,24	2214	632	9,56
10	ME2219	58%	6510	14,65	2295	699	9,31
11	27 Av11 6"	60%	7018	16,3	2376	777	9,03
12	32,4x11,6″	62%	7408	17,7	2446	843	8,78
13		64%	7803	19,12	2512	911	8,57
14		66%	8227	20,56	2583	979	8,41
15		68%	8732	22,39	2646	1065	8,2
16		70%	9167	24,1	2713	1146	8
17		76%	10531	29,81	2913	1414	7,45
18		82%	11825	35,92	3087	1700	6,95
19		88%	13079	42,1	3256	1988	6,58
20		94%	1441 2	49,09	3418	2312	6,23
21		100%	15849	56,87	3567	2671	5,93

Как видно из таблицы 15, наиболее эффективной будет тяга от 3,8кг до

6,5кг (процент газа от 43% до 57%). При постройке коптера со взлетной массой 34кг, исходя из данной таблицы на каждый из 8 роторов аппарата будет приходится по 4,3кг. В данном случае это 46% газа (что является приемлемым), эффективность одной винтомоторной группы 10,88 g/W, общее потребление будет составлять 8*392W=3136W. Добавляем 15% потерь и получаем приблизительно 3,6kW общего потребления при сниженной эффективности 34000g/3606W = 9,42g/W.

Данный показатель эффективности наиболее высок, по сравнению с другими двигателями, представленными на рынке. Для достижения лучших показателей, необходимо улучшать характеристики соосных винтомоторных групп. Для этого необходимо проводить эксперименты по увеличению шага нижнего из соосных винтов, так как он находится в ветровом потоке верхнего, что уменьшает его эффективность.

Из данных двух таблиц мы видим, что использовались два варианта пропеллера, с разной диагональю. Диагональ первого пропеллера MF3016 составила 30,4'' (77,22см), второго MF3218 составила 32,4''(82,3см), ометаемая площадь по формуле S= π r² составила соответственно 18733см² и 21278.9см². Ометаемая площадь пропеллера MF3218 больше на 11,5% чем площадь пропеллера MF3016. При одинаковой тяге в 4,3кг эффективность винтомоторной группы с пропеллером MF3218 составила 10,88g/W, эффективность группы с пропеллером MF3016 составила 10,57g/W, что на 2,9% ниже большего пропеллера.

Motor	Prop	Vlots (V)	throttle	Amps (A)	Thrust (g)	RPM	Watts (W)	Torque (N*m)	Efficiency (g/W)	Temperatur (°C)
			30%	1.1	1079	1171	50.9	0.4	21.2	
	MAD 30X10 PRO		35%	1.7	1472	1366	82.6	0.6	17.8	1
			40%	2.4	1885	1539	116.2	0.7	16.2	
			45%	3.5	2413	1750	168.5	0.9	14.3	
			50%	4.8	2972	1937	228.0	1.1	13.0	1
			55%	6.1	3572	2095	291.4	1.3	12.3	
			60%	8.1	4244	2268	388.8	1.6	10.9]
		48V	65%	10.1	4930	2443	484.8	1.9	10.2	70°C
			70%	12.1	5598	2624	581.8	2.1	9.6	
			75%	15.3	6494	2795	736.3	2.5	8.8	
			80%	17.8	7255	2970	854.4	2.7	8.5	
			85%	21.7	8046	3126	1040.6	3.2	7.7	
			90%	25.7	8941	3285	1233.1	3.6	7.3	
			95%	29.8	9720	3435	1428.5	4.0	6.8	
			100%	35.9	10810	3580	1724.6	4.6	6.3	
			30%	1.0	1032	1180	47.5	0.4	21.7	-
			35%	1.6	1420	1370	75.8	0.5	18.7	1
			40%	2.3	1823	1543	112.3	0.7	16.2	i i i i i i i i i i i i i i i i i i i
			45%	3.5	2426	1754	165.6	0.9	14.6	1
			50%	4.7	2972	1941	223.2	1.1	13.3	í .
			55%	5.9	3617	2102	285.1	1.3	12.7	1
	HAVOC		60%	7.8	4284	2270	373.4	1.6	11.5	F
	30X11.2	48V	65%	9.8	5045	2446	472.3	1.8	10.7	63°C
	Folding prop		70%	12.1	5845	2624	578.4	2.1	10.1	
			75%	14.8	6485	2809	710.4	2.4	9.1	
			80%	18.5	7423	2977	886.6	2.8	8.4	
			85%	18.5	7423	2977	886.6	2.8	8.4	
			90%	24.9	8926	3304	1196.6	3.5	7.5	
MAD M10			95%	29.7	9898	3450	1424.6	3.9	6.9	
KV90			100%	33.2	10632	3609	1593.1	42	67	
			30%	1.5	1487	1133	72.5	0.6	20.5	
IAD AMPX			35%	25	2069	1327	120.5	0.9	17.2	
80A ESC			40%	3.7	2714	1490	175.7	1.1	15.4	
	HAVOC 32X10.5 Folding prop		45%	5.4	3417	1678	260.2	15	13.1	
			50%	7.3	4145	1860	349.9	1.0	11.8	
		48V p	55%	9.4	4143	2014	452.2	2.1	10.7	90°C
			60%	11.5	5671	2163	553.0	2.1	10.7	
			65%	14.6	6470	2100	702.2	2.4	0.0	
			70%	14.0	7220	2022	974.1	2.9	9.4	
			70%	21.5	9076	2401	1021 5	2.4	7.9	
			90%	21.5	0170	2045	1190.0	4.1	7.0	
			95%	24.0	10155	2704	1425.0	4.1	7.1	
			00%	20.0	10100	2010	1430.2	4.7	7.1	
			90% 0E%	33.0	11000	3054	10/1.8	5.0	0.8	1
			95%	40.6	10700	3163	0110.1	5.9	6.2	
			100%	44.0	12/32	3288	2110.1	0.1	6.0	
		48V	30%	1.6	1601	1129	/8.2	0.7	20.5	
			35%	2.7	2243	1321	129.6	0.9	17.3	
			40%	3.9	2836	1487	186.7	1.2	15.2	
	HAVOC 34X11.5 Folding prop		45%	5.6	3534	1673	267.8	1.5	13.2	92°C
			50%	7.4	4319	1858	354.2	1.8	12.2	
			55%	9.6	5119	2015	461.3	2.2	11.1	
			60%	11.8	5807	2161	564.0	2.5	10.3	
			65%	14.3	6823	2319	687.8	2.8	9.9	
			70%	17.7	7711	2476	849.1	3.3	9.1	
			75%	22.2	8650	2628	1067.0	3.9	8.1	
			80%	24.7	9480	2787	1184.2	4.1	8.0	
			85%	29.4	10598	2920	1413.1	4.6	7.5	
			90%	35.9	11708	3042	1722.2	5.4	6.8	
			95%	38.7	12607	3176	1858.6	5.6	6.8	
			100%	43.8	13308	3296	2103.8	6.1	6.3	

Таблица 16. Параметры двигателя MAD M10 90kV с разными пропеллерами

В графиках ниже приведена эффективность двигателя P80III 100kV от компании T-MOTOR с пропеллерами MF3218 32,4x11,6" при напряжении 48В и двигателя HobbyWing 8120 с пропеллером 30x10 при напряжении 48В.



Рисунок 11. Эффективность двигателя P80III 100kV от компании T-MOTOR с пропеллерами MF3218



Рисунок 12. Эффективность двигателя HobbyWing 8120 с пропеллером 30x10

Для наглядного сравнения роста потребления энергии при увеличении взлетного веса представлен график, в котором видно как эффективность 8-ми роторного коптера с двигателями P80III 100kV с пропеллерами MF3218 32,4x11,6″ при напряжении 48В падает с ростом его взлетного веса.


Рисунок 13.Эффективность 8 роторного БПЛА с соосным расположением P80III 100kV + MF3218



Рисунок 14. Эффективность 8 роторного БПЛА с соосным расположением HobbyWing 8120 100kV + 3010

4.3. Эксперименты по расчету мощности энергии, потребляемой привязной высотной беспилотной платформой

Эксперименты проводятся с целью установить максимальное потребление коптером электроэнергии с разной полезной нагрузкой и при различных ветровых нагрузках.

Эксперимент №1. В целях определения номинальных показателей потребления, первый эксперимент проводится в безветренную погоду с подъемом привязной высотной беспилотной платформы на 50 и 75 м. Взлетный вес составляет 30кг, из которых полезная нагрузка составляет 10кг.



Рисунок 15. Показатели тока и напряжения в эксперименте при подъеме на

Из гистограммы на рисунке 15 видно, что из усредненное значение тока при подъеме привязной высотной беспилотной платформы на высоту 50 м составило 65А при напряжении 47,5В, соответственно средняя величина потребляемой мощности составляет 3,1кВт. Средняя эффективность винтомоторной группы двигателей при этом составила 9,67г/Вт. При этом диапазон потребления мощности находится от 2,4кВт до 4,3кВт.

В ходе проведения эксперимента также осуществлен подъем коптера до высоты 75м. Соответственно, по сравнению с предыдущим экспериментом общий вес привязной высотной беспилотной платформы за счет увеличения длины кабеля изменился до 35кг.



Рисунок 16. Показатели тока и напряжения в эксперименте при подъеме на 75 м

Исходя из гистограммы на рисунке 16 при весе привязной высотной

беспилотной платформы 35кг на высоте 75м видно, что усредненное значение тока составило 90А при напряжении 47В, соответственно средняя величина потребляемой мощности составляет 4,2кВт. Средняя эффективность винтомоторной группы двигателей при этом составила 8,33г/Вт. При этом диапазон потребления мощности находится от 3,5кВт до 5кВт.

Исходя из результатов эксперимента, проведенного в безветренную погоду, следует, что экспериментальный образец привязной высотной беспилотной платформы при подъеме на высоту до 75 метров с полезной нагрузкой 10кг, требует величину мощности в среднем 4,2кВт с пиковыми показателями до 5кВт.

Эксперимент №2. В целях определения максимальных показателей потребления, второй эксперимент проводится в ветреную погоду, со стабильным ветром 5м/с и порывами до 8м/с. Взлетный вес привязной высотной беспилотной платформы составляет 25 кг, полезная нагрузка 5кг. Вес полезной нагрузки снижен, чтобы не преодолеть пороговый барьер мощности на бортовом преобразователе.

На рисунке 17 приведена гистограмма измеренных в процессе эксперимента значений тока и напряжения.



Рисунок 17. Показатели тока и напряжения в эксперименте при подъеме на высоту 50 м в ветреную погоду

Усредненное значение тока составило 60А при напряжении 49В, соответственно средняя величина потребляемой мощности составляет 2,94кВт. Средняя эффективность винтомоторной группы двигателей при этом составила 8,5г/Вт. При этом диапазон потребления мощности находится от 2,4кВт до 4,8кВт. При порывах ветра 8м/с пиковое значение потребления составило 5кВт.



Рисунок 18. Показатели тока и напряжения в эксперименте при подъеме на высоту 75 м в ветреную погоду

На рисунке 18 показана гистограмма значений тока и напряжения, полученная в ходе проведения эксперимента по подъему коптера до высоты 75м в ветреную погоду. Взлетный вес привязной высотной беспилотной платформы с учетом веса кабеля составил 30кг.

Усредненное значение тока составило 75А при напряжении 49,5В соответственно средняя величина потребляемой мощности составляет 3,7кВт. Средняя эффективность винтомоторной группы двигателей при этом составила 8,1г/Вт. При этом диапазон потребления мощности находится от 3,0кВт до 5кВт. При порывах ветра 8м/с пиковое значение тока составило 120А при напряжении 47В, соответственно пиковое потребление мощности составило 5,6кВт.

Исходя из результатов эксперимента, проведенного в ветреную погоду,

следует, что при осуществлении подъема на высоту до 75 метров привязной высотной беспилотной платформы с полезной нагрузкой 10кг, для функционирования платформе требуется передача мощности в среднем 3,7кВт с пиковыми показателями до 5,6кВт.

Полученные экспериментальные результаты с достаточной для практики точностью совпадают с теоретическими результатами, описание которых приведено в разделе 4.

4.4. Описание разработанного комплекса «Альбатрос», на базе которого проведены экспериментальные исследования.

Экспериментальные исследования, подтверждающие приведенные выше теоретические результаты, были проведены с использованием разработанной с участием автора диссертации привязной высотной беспилотной платформы «Альбатрос», внешний вид которого изображен на рисунке 19.



Рисунок 19. Комплекс «Альбатрос»

Архитектура комплекса включает следующие основные компоненты:

1. Беспилотный мультироторный аппарат большой грузоподъемности и длительного времени функционирования, предназначенный для подъема и удержания на высоте до 100м полезной телекоммуникационной нагрузки, аппаратуры видеонаблюдения и т.д.

2. Систему передачи энергии земля-борт большой мощности, обеспечивающую электропитание двигательных установок беспилотного мультироторного аппарата и аппаратуры полезной нагрузки.

 Систему управления и стабилизации высотной платформы, включающую резервную локальную навигационную подсистему с наземными радиомаяками для повышения точности позиционирования и помехоустойчивости по сравнению со спутниковыми навигационными системами.

4. Бортовую аппаратуру полезной нагрузки в составе базовой станции сотовой сети четвертого поколения (LTE), радиолокационного и радиорелейного оборудования, аппаратуры видеонаблюдения и т.д.

5. Кабель-трос на кевларовой основе, включающий медные провода малого сечения для передачи высоковольтных (до 1000 В) сигналов и оптическое волокно для трансляции цифровой информации со скоростью до 10 Гбит/с.

6. Наземный комплекс управления, в состав которого входит преобразователь напряжения постоянного или переменного тока, система диагностики параметров высотной платформы и интеллектуальная лебедка с микропроцессорным блоком для управления натяжением кабель-троса при подъеме, спуске и ветровых нагрузках. При мобильном исполнении наземный центр управления располагается на подвижной платформе с установленным на ней электрогенератором, выходная мощь которого не менее 10кВт.

Комплекс предназначен для использования как в гражданских, так и в

оборонных отраслях для выполнения задач разведки, радиоэлектронной борьбы, организации широкополосной беспроводной связи на большие расстояния, создания современной телекоммуникационной инфраструктуры в чрезвычайных обстоятельствах, а также охраны критически важных объектов и государственной границы.

Тактико-технические характеристики:

высота подъема (зависания) - 100 м

передаваемая мощность земля-борт по кабель-тросу - 8 кВт

взлетный вес беспилотного модуля – 35 кг

вес полезной нагрузки – 10 кг

тип высотного беспилотного модуля - мультикоптер

предельная ветровая нагрузка – 12 м/с

время непрерывного функционирования (полета) без опускания на землю – 24 час.

отклонение от точки зависания - ± 0,5 м

электропитание в стационарном исполнении - сети электроснабжения переменного трехфазного тока с напряжением 380 В ± 10%, частотой 50 Гц

электропитание в мобильном исполнении может осуществляться от электрического генератора переменного трехфазного тока мощностью 10 кВт с напряжением 380 B ± 10%, частотой 50 Гц.

всепогодная эксплуатация - температурный режим от -30°С до +40°С

время развертывания – не более 10 мин.

экипаж – 2 человека.

4.5. Вывод к главе 4

Разработана методология проведения экспериментальных исследований по функционированию привязной высотной беспилотной платформы в условиях ветровых нагрузок. Описан выбор параметров функционирования привязной высотной беспилотной двигателей для платформы, и выведена зависимость коэффициента винтомоторной группы от нагрузки на двигатели. Данный коэффициент имеет важное значение при потребляемой платформой определении мощности, с учетом функционирования привязной высотной беспилотной платформы на различных высотах и с различным весом полезной нагрузки. Сравнительный анализ теоретических результатов с результатами экспериментальных исследований, выполненных с использованием привязной беспилотной платформы «Альбатрос», подтвердил высокую точность теоретических были подтверждены результатов, а именно зависимости требуемой мощности для функционирования беспилотной высотной платформы от высоты полета и скорости ветра.

Глава 5. Разработка программы ЭВМ по определению необходимой мощности для функционирования привязной высотной беспилотной платформы.

Разработанная математическая модель и описание её решения были реализованы в программном комплексе под управлением операционной системы Windows. Программный комплекс позволяет пользователю ввести исходные данные коптера и среды и получить результат оценки необходимой мощности для функционирования летательной платформы. Описание основных этапов вычислительного алгоритма и интерфейса комплекса программ представлено в данной главе.

5.1. Описание основных этапов алгоритма расчета необходимой мощности для функционирования привязной высотной беспилотной платформы.

На рисунке 20 представлена блок-схема алгоритма расчета мощности, реализованная в программном комплексе.



Рисунок 20. Блок-схема алгоритма

Алгоритм расчета необходимой мощности состоит из следующих этапов:

1. Ввод пользователем исходных данных эксперимента, а именно высоты

полета в метрах, смещение привязной высотной беспилотной платформы относительно точки взлета В метрах, плотность кабеля В **К**Γ/**М**. аэродинамическая постоянная кг/м², скорость ветра в верхней точке (точке зависания коптера) в м/с, масса коптера с нагрузкой в кг, натяжение лебедкой в Н, тип местности (справочное значение, включающее сельскую местность, город с вмиокими сооружениями, водную гладь и др.), в зависимости от которой вычисляются параметры ветра на различных высотах, ввод формулы коэффициента винтомоторной группы, в зависимости от выбранного типа двигателей и выбранных винтов.

2. Вычисление на каждом из участков кабеля скорости ветра в соответствии с формулой расчета скорости ветра в разделе 2.2. в зависимости от высоты подъема и типа местности.

3. Расчет для каждого элемента кабеля коэффициентов Рунге-Кутта для определения угла наклона, расчет смещения каждого элемента кабеля (для визуализации построения профиля кабеля), вычисление длины элемента кабеля (для расчета общей длины кабеля) методом трапеций.

4. Определение сил в точке соприкосновения коптера и кабеля, в том числе силы сопротивления коптера ветру, силы натяжения (с учетом угла наклона рассчитанного на предыдущем этапе).

5. Вывод результатов на экран, а также возможность сохранить результаты в документ excel.

5.2. Описание основных элементов интерфейса программы для ЭВМ

Разработанное программное обеспечение реализовано на языке С#, с использованием .Net Framework 4.5. Для работы на пользовательском компьютере должны быть установлены .Net Framework версии не ниже 4.5, а также приложение Microsoft Office Excel версии не ниже 2007.

После запуска программы на экране отображается оконная форма программы, изображенная на рисунке 21.

🖳 Расчет необходимой мош	цности _ 🔲 🗙
Высота, м	150
Смещение, м	0
Плотность, кг/м	0.05
Азродин, постоянная кг/м2	0.003
Скорость ветра в верхней то	ке, м/с <mark>18</mark>
Местность	Сельская
Масса с нагрузкой, кг	15
Натяжение лебедкой	150
	Рассчитать мощность

Рисунок 21. Интерфейс разработанного ПО

Пользователь вводит параметры высоты подъема, смещения точки зависания от вертикали, линейную плотность кабель троса, скорость ветра в верхней точке, массу с нагрузкой, а также натяжение лебедкой. Кроме того у пользователя есть возможность учесть тип двигателей, используемых для расчета необходимой мощности. Для этого необходимо в программном обеспечении задать уравнение, соответствующее расчету коэффициента винтомоторной группы (аналогичное уравнению 48). Дополнительно пользователь может задать дополнительный параметр местности, который позволяет учитывать скорость ветра и его профиль на различных высотах, это позволяет дополнительно с большей точностью рассчитывать показатели необходимой мощности. Таким образом, задав параметры функционирования беспилотной летательной платформы с помощью программного комплекса, у пользователя появляется информация с расчетом необходимой мощности, возможность выгрузить эту информацию в документ Excel, а также формируется профиль кабеля для расчетных показателей (на рисунке 22).



Рисунок 22. Профиль кабеля рассчитанный и сформированный в ПО

Разработанный программный комплекс зарегистрирован в Роспатенте, имеется свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ №2020611939 от 12 февраля 2020 г.

5.3. Вывод к главе 5

Разработан программный комплекс, реализующий алгоритмы расчета

требуемой мощности для функционирования привязной высотной беспилотной платформы, находящейся в условиях турбулентной атмосферы. Программный комплекс позволяет проектировать основные компоненты привязных платформ с учетом места их использования без финансовых затрат на реализацию опытных образцов.

Заключение

1. Построена математическая модель функционирования привязной высотной беспилотной телекоммуникационной платформы, включающей наземный и бортовой комплекс управления, систему передачи энергии земляборт большой мощности и высоконадежный беспилотный высотный модуль, находящийся в условиях турбулентной атмосферы.

2. Разработан метод и алгоритм решения системы дифференциальных уравнений, адекватно описывающей функционирование привязной высотной беспилотной платформы при ветровых нагрузках.

3. Разработана методология и алгоритм расчета необходимой мощности энергии передаваемой с земли на борт, определяющей выбор параметров всех компонент привязной высотной беспилотной платформы: высотного беспилотного модуля, наземной и бортовой системы управления, системы передачи энергии земля-борт.

4. Разработан программный комплекс, реализующий алгоритмы расчета требуемой мощности для функционирования беспилотной высотной платформы, находящейся в условиях турбулентной атмосферы.

5. Разработана методология проведения экспериментальных исследований функционирования привязной высотной беспилотной платформы в условиях ветровых нагрузок.

6. Проведен сравнительный теоретических анализ результатов С результатами экспериментальных исследований, выполненных с привязной беспилотной платформы «Альбатрос», использованием подтвердивший высокую точность теоретических результатов.

Список литературы

1. Nawaz H., Ali H. M., Laghari A. A. UAV communication networks issues: a review //Archives of Computational Methods in Engineering, 2020, pp. 1-21.

Khan M.A., Hamila R., Kiranyaz M.S., Gabbou A.M. A Novel UAV
 Aided NetWork Architecture Using WiFi Derect // IEEE Access, 2019. Vol.7.
 P.67305-67318.

3. Mozaffari M., Saad W., Bennis M., Nam Y.-H., Debbah M. A Tutorial on UAVs for Wireless Networks: Applications, Challenges, and Open Problems // IEEE Communications Surveys & Tutorials, 2019. P.410-438.

4. Ларионов, Д. В. Беспроводная передача энергии // Молодой ученый. — 2018. — № 44 (230). — С. 39-41.

5.Три способа передачи энергии без проводов. Доступно::https://domikelectrica.ru/3-sposoba-peredachi-energii-bez-provodov/(Датаобращения 21.09.2020г.)

 Kurs, A.; Karalis, A.; Moffatt, R.; Joannopoulos, J.D.; Fisher, P.; Soljačic, M. Wireless Power Transfer via Strongly Coupled Magnetic Resonances. Science 2007, 317, 83–86.

7. Khidri, S.A., Malik, A.A., & Memon, S.H. WiTricity: A Wireless Energy Solution Available at Anytime and Anywhere // International Journal of Engineering Research and General ScienceVolume 2, Issue 5, 2014, 34 p.

Ванке В. А. СВЧ-электроника // Электроэнергетика. Наука.
 Технология. Бизнес. — № 5 2007 г.

Ванке В. А. Электроэнергетика из космоса // Радиоэлектроника.
 № 12 2007 г.

10. Austin R. Unmanned aircraft systems: UAVS design, development and deployment. – John Wiley & Sons, 2011, vol. 54.

11. Everaerts J. et al. The use of unmanned aerial vehicles (UAVs) for remote sensing and mapping // The International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences. Vol. 37, 2008, pp. 1187-1192.

12. Beard R. W. et al. Decentralized cooperative aerial surveillance using fixed-wing miniature UAVs // Proceedings of the IEEE. № 7, vol. 94, 2006, pp. 1306-1324.

13. Nigam N. et al. Control of multiple UAVs for persistent surveillance: Algorithm and flight test results // IEEE Transactions on Control Systems Technology. № 5, vol.20, 2011, pp. 1236-1251.

14. Vishnevsky V., Meshcheryakov R. Experience of Developing a Multifunctional Tethered High-Altitude Unmanned Platform of Long-Term Operation // Lecture Notes in Computer Science, Springer, 2019. Vol. 11659. P.236-244.

15. M. Tognon and A. Franchi, Theory and Applications for Control of Aerial Robots in Physical Interaction Through Tethers // Springer Tracts Adv. Robot., Cham, Switzerland: Springer, 2020, 156 P.

16. Tognon M., Franchi A. Position tracking control for an aerial robot passively tethered to an independently moving platform // IFACPapersOnLine, 2017. Vol. 50, no. 1. P. 1069–1074.

17. Вишневский В.М., Терещенко Б.Н. Разработка и исследование нового поколения высотных привязных телекоммуникационных платформ // Т-Сотт: Телекоммуникации и транспорт, 2013. № 7. С. 20-24.

18. Wang G., Samarathunga W., Wang S. Uninterruptible Power Supply Design for Heavy Payload Tethered Hexaroters // International Journal of Emerging Engineering Research and Technology, 2016. Vol. 4, Issue 2. P. 16-21.

19. Wasantha S., Wang G., Wang S. Heavy Payload Tethered Hexaroters for Agricultural Applications: Power Supply Design // International Research Journal of Engineering and Technology, 2015. Vol. 2, Issue 5. P. 641-645. 20. ECAGroup,FrenchDGA.Доступно:http://www.ecagroup.com/en/corporate/navy-recognition-reports-eca-group-and-french-dga-working-tethered-uav-project-similar (Дата обращения: 27.12.2018).

21. AerialDragnet.Доступно:https://www.fbo.gov/index?s=opportunity&mode=form&id=84ea6bae9dc2a6e6437abeb570c3a77a&tab=core&_cview=0 (Дата обращения: 27.12.2018).

22. Lv Q., Hu G. Design of Tethered UAV Low Altitude Relay Communication Networking Technology // The 2nd International Conference on Computing and Data Science. 2021, pp. 1-4.

23. Xu Z. Application Research of Tethered UAV Platform in Marine Emergency Communication Network // Journal of Web Engineering. 2021, pp. 491–512.

24. Liu L. A Downlink Coverage Scheme of Tethered UAV // International Wireless Communications and Mobile Computing (IWCMC). IEEE, 2020, pp. 685-691.

25. Nguyen T. W., Nicotra M. M., Garone E. Geodesic Approach for the Control of Tethered Quadrotors // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. №.
4., vol. 43, 2020, pp. 854-862.

26. PARC. Доступно: http://cyphyworks.com/parc (Дата обращения: 13.01.2017).

27. Патент US7510142, Aerial robot / Samuel A. Johnson, 2009.

28. Патент US7631834, Aerial robot with dispensable conductive filament / Samuel Alan Johnson, William Dennis Burkard, Robert Henry Mimlitch, Jr.David Anthony Norman, 2009.

29. LaserMotive unveils aircraft system powered by laser over optical fibre. Доступно: https://www.aerospace-technology.com/news/newslasermotive-unveils-aircraft-system-powered-laser-over-optical-fibre (Дата обращения 21.09.2020 г.)

30. Вишневский В.М., Тумченок Д.А., Ширванян А.М. Привязные высотные телекоммуникационные платформы: состояние и перспективы развития / Труды 11-й Международной отраслевой научной конференции «Технологии информационного общества» (Москва, 2017). М.: ООО "ИД Медиа Паблишер", 2017. С. 381-382.

31. Kiribayashi S., Yakushigawa K., Nagatani K. Design and Development of Tether-Powered Multirotor Micro Unmanned Aerial Vehicle System for Remote-Controlled Construction Machine. // Field and Service Robotics, Springer, 2018. P. 637-648.

32. Патент US20130134254, UAV Fire-fighting System/ Jason Moore, 2013.

33. Dinh, T. D., Vishnevsky, V., Larionov, A., Vybornova, A., & Kirichek, R. Structures and Deployments of a Flying Network Using Tethered Multicopters for Emergencies // International Conference on Distributed Computer and Communication Networks. Springer, Cham, 2020, pp. 28-38.

34. Bushnaq O. et al. Cellular traffic offloading through tethered-UAV deployment and user association, 2020.

35. Bushnaq O. M. et al. Optimal deployment of tethered drones for maximum cellular coverage in user clusters // IEEE Transactions on Wireless Communications. №. 3., vol. 20, 2020, pp. 2092-2108.

36. Kishk M., Bader A., Alouini M. S. Aerial base station deployment in 6G cellular networks using tethered drones: The mobility and endurance tradeoff // IEEE Vehicular Technology Magazine. №. 4., vol. 15, 2020, pp. 103-111.

37. Yingst A. L., Marojevic V. Tethered UAV with High Gain Antenna for BVLOS CNPC: A Practical Design for Widespread Use // IEEE 22nd International Symposium on a World of Wireless, Mobile and Multimedia Networks (WoWMoM). IEEE, 2021, pp. 323-328.

38. AT&T and Intel to Test Drones on LTE Network. Доступно:

https://about.att.com/story/att_and_intel_to_test_drones_on_lte_network.html (Дата обращения 21.09.2020 г.).

39. Dinh T. D. et al. Unmanned aerial system–assisted wilderness search and rescue mission //International Journal of Distributed Sensor Networks. № 6, vol. 15, 2019, pp. 1-15.

40. Cho J. et al. Safety and security management with unmanned aerial vehicle (UAV) in oil and gas industry // Procedia manufacturing. Vol. 3, 2015 pp. 1343-1349.

41. Dinh T. D. et al. Flying ad-hoc network for emergency based on IEEE 802.11 p multichannel MAC protocol // International Conference on Distributed Computer and Communication Networks. Springer, Cham, 2019, pp. 479-494.

42. Ali M. Z., Misic J., Misic V. B. Extending the operational range of UAV communication network using IEEE 802.11 ah // ICC 2019-2019 IEEE International Conference on Communications (ICC), IEEE, 2019. pp. 1-6.

43. Davoli L., Pagliari E., Ferrari G. Hybrid LoRa-IEEE 802.11 s Opportunistic Mesh Networking for Flexible UAV Swarming // Drones. № 2, vol. 5, 2021, pp. 1-26.

44. Lega M., Napoli R. M. A. A new approach to solid waste landfills aerial monitoring // WIT Transactions on Ecology and the Environment. Vol. 109, pp. 193-199.

45. Gu, B. W., Choi, S. Y., Choi, Y. S., Cai, G., Seneviratne, L., Rim, C. T. Novel roaming and stationary tethered aerial robots for continuous mobile missions in nuclear power plants // Nuclear Engineering and Technology. № 4, vol.48, 2016, pp. 982-996.

46. Tethered Drones – The Ideal Solution for Border & FOB Security. Доступно:https://elistair.com/tethered-drones-the-ideal-solution-for-border-fobsecurity/ (Дата обращения 20.04.2021)

47. Kishk M. A., Bader A., Alouini M. S. On the 3-D placement of

airborne base stations using tethered UAVs // IEEE Transactions on Communications. №. 8., vol. 68, 2020, pp. 5202-5215.

48. Tumchenok, D., Shirvanyan, A. Formation of linearized map for a mobile robot in a real time / International Conference on Mechanical Engineering, Automation and Control Systems(MEASCS), 2015. P. 1-6.

49. Ширванян А.М., Тумченок Д.А. Линейное представление точечной карты препятствий для построения маршрута движения мобильного робототехнического комплекса // Нейрокомпьютеры: разработка, применение. 2016. № 4. С. 64-71.

50. Ширванян А.М., Браништов С.А. Управление мобильным роботом в сложной нестационарной среде / Тезисы докладов 14-й Всероссийской научной конференцией "Нейрокомпьютеры и их применение" (Москва, 2016). М.: ГБОУ ВПО МГППУ, 2016. С. 86-87.

51. M. Nicotra, R. Naldi, and E. Garone, "Nonlinear control of a tethered uav: The taut cable case," Automatica, vol. 78, pp. 174–184, 2017.

52. Morales-Perryman, Q., Lee, D.D.: Tethering system for unmanned aerial vehicles, pp. 1–7. Hampton University, Electrical Engineering, 2018.

53. M. Tognon and A. Franchi, "Nonlinear observer for the control of bite thered multi aerial robots," in 2015 IEEE/RSJ Int. Conf. on Intelligent Robots and Systems, Hamburg, Germany, Sep. 2015, pp. 1852–1857.

54. Grishin, I., Vishnevsky, V., Dinh, T. D., Vybornova, A., Kirichek, R. Methods for correcting positions of tethered UAVs in adverse weather conditions // 12th International Congress on Ultra Modern Telecommunications and Control Systems and Workshops (ICUMT). IEEE, 2020, pp. 308-312.

55. Lee T., Geometric Controls for a Tethered Quadrotor UAV. In Proc. 54th IEEE Conf. Dec. Contr., pp. 2749–2754, 2015.

56. M. Tognon and A. Franchi, "Nonlinear observer-based tracking control of link stress and elevation for a tethered aerial robot using inertial-only

measurements," in 2015 IEEE Int. Conf. on Robotics and Automation, Seattle, WA, May 2015, pp. 3994–3999.

57. M. Tognon, S. S. Dash, and A. Franchi, "Observer-based control of position and tension for an aerial robot tethered to a moving platform"// IEEE Robotics and Autom. Letters, vol. 1, no. 2, pp. 732–737, 2016.

58. Рулевский В.М. Система электропитания телеуправляемого подводного аппарата большой энерговооруженности: Дис. канд. тех. наук / Томск. 2006 – 196 с.

59. Рулевский В.М., Дементьев Ю.Н., Бубнов О.В. Системы электропитания телеуправляемых подводных аппаратов // Известия Томского политехнического университета. 2004. - Т. 307. - № 5. - С. 120-123.

Филоженко А.Ю. Система электроснабжения привязных необитаемых подводных объектов: Дис. канд. тех. наук / Владивосток. 2010 – 109 с.

61. Liu C., Ding L., Gu J. H. Dynamic Modeling and Motion Stability Analysis of Tethered UAV // 5th International Conference on Robotics and Automation Sciences (ICRAS). IEEE, 2021, pp. 106-110.

62. Castro, D.F., Prado, I.A.A., de Freitas Virgílio Pereira, M., dos Santos, D.A. and Balthazar, J.M. "Modeling and Position Control of Tethered Octocopters" / International Conference on Structural Nonlinear Dynamics and Diagnosis, 2016.

63. Меркин Д. Р. Введение в механику гибкой нити. М.: Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1980, 240 с.

64. M. Nicotra, R. Naldi, and E. Garone, "Taut cable control of a tethered UAV," in 19th IFAC World Congress, Cape Town, South Africa, Aug. 2014, pp. 3190–3195.

65. L. Sandino, D. Santamaria, M. Bejar, A. Viguria, K. Kondak, and A. Ollero, "Tether-guided landing of unmanned helicopters without GPS sensors," in

2014 IEEE Int. Conf. on Robotics and Automation, Hong Kong, China, May 2014, pp. 3096–3101.

66. Vishnevsky V.M., Tereschenko B.N., Tumchenok D.A., Shirvanyan A.M. Optimal Method for Uplink Transfer of Power and the Design of High-Voltage Cable for Tethered High-Altitude Unmanned Telecommunication Platforms // Communications in Computer and Information Science, 2017. Vol.700. P. 240-247.

67. Вишневский В.М., Терещенко Б.Н. Способ удаленного проводного электропитания объектов: Патент на изобретение № 2572822 РФ; Зарег. 16.12.2015.

68. Вишневский В.М., Киричек Р.В., Ширванян А.М., Тумченок Д.А. Конструкция и требования к кабель-тросу для питания беспилотной привязной телекоммуникационной платформы // Proceedings of the 22nd International Scientific Conference on Distributed Computer and Communication Networks: Control, Computation, Communications (DCCN-2019, Moscow). М.: РУДН, 2019. С. 12-18.7.

69. Вишневский В.М., Терещенко Б.Н., Тумченок Д.А., Ширванян А.М. Сравнительный анализ вариантов построения проводной системы передачи энергии земля-борт привязных высотных для телекоммуникационных платформ / Материалы 21-й Международной научной конференции "Распределенные компьютерные И телекоммуникационные сети: управление, вычисление, связь" (DCCN-2018, Москва). М.: РУДН, 2018. С. 387-401.

70. Вишневский В.М., Ширванян А.М., Тумченок Д.А. Оптимальная структура высоковольтного кабеля для передачи энергии с земли на борт привязной высотной беспилотной телекоммуникационной платформы / Proceedings of the 20th International Conference, Distributed Computer and Communication Networks (DCCN 2017, Moscow, Russia). Moscow, Russia:

TECHNOSPHERA, 2017. C. 197-205.

71. Xiao X., Dufek J., Murphy R. R., Benchmarking tether-based uav motion primitives. In:2019 IEEE International Symposium on Safety, Security, and Rescue Robotics (SSRR). IEEE (2019)

72. Xiao X., Dufek J., Murphy R. R., "Autonomous visual assistance for robot operations using a tethered uav," in Field and Service Robotics. Springer, 2019.

73. Talke K., Bewley T., Oliveira M., "Tether shape analysis for a uav usv team" in 2018 IEEE International Conference on Intelligent Robots (IROS), Oct 2018.

74. Dicembrini E., Scanavino M., Dabbene F., Guglieri G., Modelling and simulation of a tethered UAS // 2020 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS). IEEE, Oct. 2020, pp. 1801–1808.

75. Эберт Г. Краткий справочник по физике: справочное издание/ пер. со 2-го нем. изд. [Н. М. Шикуниной]; под ред. К. П. Яковлева. М.: Физматгиз, 1963. 552 с.

76. Vishnevsky V.M., Tumchenok D.A., Shirvanyan A.M. Mathematical Model of the Dynamics of Operation of the Tethered High-Altitude Telecommunication Platform in the Turbulent Atmosphere / Proceedings of International Scientific Conference «2019 systems of signals generating and processing in the field of on board communications» (IEEE Conference #46544), Moscow. Moscow: IEEE, 2019. P. 1-7.

77. Вишневский В.М., Ширванян А.М., Тумченок Д.А. Математическая модель динамики функционирования привязной высотной телекоммуникационной платформы в условиях турбулентной атмосферы / Материалы 21-й Международной научной конференции "Распределенные компьютерные и телекоммуникационные сети: управление, вычисление, связь" (DCCN-2018, Москва). М.: РУДН, 2018. С. 402-414.

78. Süli E., Mayers D. An Introduction to Numerical Analysis / Cambridge: Cambridge University Press, 2003. 444 p.

79. Демидович Б.П., Марон И.А. Основы вычислительной математики. — 2. — Физ-Мат. Лит., 1963, 659 с.

80. Бахвалов Н.С., Жидков Н.П., Кобельков Г.М. Численные методы.
- 4. – М., БИНОМ, 2006, 636 с.

81. Simpson formula, Encyclopedia of Mathematics, Springer Science // Kluwer Academic Publishers, ISBN ed. (2001) [1994].

82. Touma J.S. Dependence of the wind profile power law on stability for various locations // Journal of the Air Pollution Control Association, 1977. Vol. 27 (9). P. 863-866.

83. Вишневский В.М., Ширванян А.М., Бряшко Н.Н. Расчет необходимой мощности для функционирования привязной беспилотной платформы в условиях турбулентной атмосферы // Информационные технологии и вычислительные системы. 2020. Т. 3. С. 71-84.

84. Albisser M. Identification of Aerodynamic Coefficients from Free-Flight Data // Université de Lorraine, Nancy, France, 2015, Ph.D. thesis.

85. Савицкий Г. А. Ветровая нагрузка на сооружения / Москва: Стройиздат, 1972. 110 С.

86. XRotor 8 Series Power Combo for Agriculutral Drones. Доступно: http://www.hobbywing.com/goods.php?id=560&filter_attr=.0 (Дата обращения 19.04.2020).

87. T-motor the safer propulsion system. Доступно: http://uaven.tmotor.com/html/uav/html/2019/p_0129/208.html (Дата обращения 19.04.2020).

88. Ширванян А.М. Расчет необходимой мощности для функционирования привязной платформы / Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2020611939 от 12.02.2020.

89. Вишневский В.М., Михайлов Е.А., Тумченок Д.А., Ширванян A.M. Mathematical Model of the Operation of a Tethered Unmanned Platform under Wind Loading // Mathematical Models and Computer Simulations. 2020. Vol. 12, No. 4. C. 492–502.

90. Вишневский В.М., Михайлов Е.А., Тумченок Д.А., Ширванян А.М. Математическая модель функционирования кабель-троса привязной беспилотной платформы при воздействии ветровых нагрузок // Математическое моделирование. 2019. №11 том 31. С. 61-78.

91. Вишневский В.М., Терещенко Б.Н., Тумченок Д.А., Ширванян А.М., Соколов А.М. Principles of building a power transmission system for tethered unmanned telecommunication platforms // Lecture Notes in Computer Science. 2019. 11965 LNCS. P. 94-110.

Приложение 1

НАУЧНО-ПРОИЗВОДСТВЕННОЕ ОБЪЕДИНЕНИЕ ПНДРОИДНЯЯ ТЕХНИКА

Акт

о внедрении результатов диссертационной работы «Разработка и исследование математической модели динамики привязных высотных беспилотных телекоммуникационных платформ, функционирующих в турбулентной атмосфере»

г. Москва

«15» Uto al 2021 г.

Основные математические результаты и комплекс программ, представленные в диссертационной работе на соискание ученой степени кандидата технических наук А.М. Ширваняна, были использованы при реализации проекта по теме «Разработка элементов и программного обеспечения модуля привязного сенсора», разрабатываемого по заданию Фонда перспективных исследований (головной исполнитель – АО «НПО «Андроидная техника»).

Использование результатов диссертации позволило повысить качество проектирования и ускорить реализацию проекта.

Исполнительный директор



АО «НПО «Андроидная техника» 109518, г. Москва, ул. Грайвороновская, д. 23 ОГРН 1097746741894, ИНН/КПП 7723738378/772201001 тел.: +7 (495) 226 02 99, +7 (495) 226 12 99, +7 (495) 226 14 99 e-mail: info@npo-at.com, www.npo-at.com

Приложение 2



от

Профсоюзная ул., д. 65, Москва, ГСП-7, 117997 Тел. (495)334 89 10. Факс (495)334 93 40 E-mail: dan@ipu.ru; http://www.ipu.ru ОКПО 00229530, ОГРН 1037739269590 ИНН/КПП 7728013512/772801001

Акт о внедрении результатов диссертационной работы

Настоящим актом подтверждаю, что теоретические результаты диссертационной работы Ширваняна Артёма Мартиросовича «Разработка и исследование математической модели динамики привязных высотных телекоммуникационных платформ, функционирующих в турбулентной атмосфере» были внедрены при разработке мобильного робототехнического комплекса «Альбатрос» на базе привязной высотной беспилотной платформы. В частности, при проектировании комплекса были использованы методология и программный комплекс расчета необходимой мощности передаваемой с земли на борт БПЛА, определяющей параметры основных компонент привязной высотной платформы: наземной и бортовой системы управления, системы передачи энергии и беспилотного модуля. Мобильный робототехнический комплекс, в разработке которого принимал участие Ширванян А.М., прошел успешные полевые испытания и демонстрировался в 2020г. на Международном форуме «Армия 2020» в составе экспозиции Минобрнауки РФ.

Зам. директора Федерального государственного бюджетного учреждения науки Института проблем управления им. В.А. Трапезникова Российской академии наук доктор технических наук

Калашников А.О.