

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)»

На правах рукописи



Кутейникова Екатерина Николаевна

ИССЛЕДОВАНИЕ ТРЕХРЕЖИМНОГО ГАЗОДИНАМИЧЕСКОГО
ПРИВОДА ЛА С ДИАМЕТРАЛЬНОЙ ЛОПАСТНОЙ МАШИНОЙ И
УПРАВЛЯЮЩИМ ЭЛЕКТРОДВИГАТЕЛЕМ

Специальность 05.02.02. - "Машиноведение, системы приводов и детали
машин"

ДИССЕРТАЦИЯ

на соискание ученой степени кандидата технических наук

Научный руководитель:

доктор технических наук, профессор

Самсонович Семен Львович

Москва – 2020

Оглавление	
Список используемых сокращений	4
Введение	5
1. Развитие теории исполнительных механизмов на основе диаметральной лопастной машины с управляющим электродвигателем	20
1.1. Анализ основных принципов построения диаметральной лопастной машины с управляющим электродвигателем	20
1.2. Анализ физических процессов в диаметральной лопастной машине	25
1.3. Численное моделирование газовой динамики газодинамического привода в различных режимах работы	27
1.4. Верификация результатов численного моделирования	43
1.5. Выводы к главе 1	47
2. Разработка математической модели газодинамического привода с диаметральной лопастной машиной	48
2.1. Формирование математического описания газодинамического привода с диаметральной лопастной машиной	48
2.2. Верификация математической модели для компрессорного режима	54
2.3. Сравнение полученных результатов при конечно-элементном анализе и математическом моделировании	55
2.4. Разработка алгоритма переключения между режимами работы	67
2.5. Выводы к главе 2	69
3. Исследование статических и динамических характеристик газодинамического привода с исполнительным механизмом на основе диаметральной лопастной машины с управляющим электродвигателем	70
3.1. Результаты моделирования разработанных математических моделей	70
3.2. Выводы к главе 3	84

4. Разработка методики проектирования газодинамического привода с исполнительным механизмом на основе диаметральной лопастной машины с управляющим электродвигателем	85
4.1. Основные этапы проектирования газодинамического привода.....	85
4.2. Выводы к главе 4.....	96
Заключение	97
Список литературы	99

Список используемых сокращений

АСП – авиационное средство поражения.

БКР – блок коммутации режимов

БпЛА – беспилотный летательный аппарат

ВДРП – воздушно-динамический привод

ГДП – газодинамический привод

ДЛМ – диаметральной лопастная машина

ИМ – исполнительный механизм

КДП – коэффициент полезного действия

ЛА – летательный аппарат.

ЛАФЧХ – логарифмическая амплитудно-частотная характеристика

РК – рабочее колесо

САПР – системы автоматического проектирования

ТЛМ – блок телеметрии

ЦАГИ – Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н. Е.

Жуковского

ЭД – электродвигатель

Введение

Совершенствование рулевых приводных систем направлено на повышение их эффективности и сокращение массогабаритных показателей, что является важным направлением развития летательных аппаратов (ЛА), в том числе беспилотных (БПЛА).

В существующих приводных системах массогабаритные показатели зависят главным образом от силового источника питания. В качестве одного из перспективных вариантов развития современных приводных систем рассматривается использование набегающего потока в качестве силового источника энергии.

Схемы с применением набегающего потока в качестве источника силовой энергии можно разделить на два типа: схемы с использованием давления торможения, т.е. потенциальной энергии набегающего потока, и схемы, которые работают с движущимся потоком напрямую, т.е. использующие кинетическую энергию потока.

Примером привода, который использует потенциальную энергию встречного скоростного напора воздуха в качестве силового источника энергии, является воздушно-динамический рулевой привод (ВДРП) [1], разработанный в АО „КБП имени А. Г. Шипунова” (рисунок В1) и применяемый в различных авиационных средствах поражения (АСП). На рисунке В.1 приведены следующие обозначения: 1 – воздухозаборник, 2 – трубка, 3 – фильтр, 4 – электромагнит, 5 – струйная трубка, 6 – силовой цилиндр, 7 – руль, 8 – потенциометр обратной связи, 9 – усилитель обратной связи, 10 – якорь.

ВДРП обладает целым рядом достоинств: независимость габаритов исполнительного механизма от времени работы, простота конструкции, малая металлоемкость, высокая надежность работы, сравнительно малая стоимость изготовления, а также легкость в обслуживании.

Однако, усилие, создаваемое ВДРП с такой конструкцией, зависит от скорости набегающего потока и плотности воздуха. Кроме того, в случае

применения подобной конструкции происходит рост лобового сопротивления, что требует увеличения запаса топлива в летательном аппарате.

Следовательно, ВДРП с использованием потенциальной энергии нельзя применять в БПЛА с продолжительным (более 5 минут) временем полета.

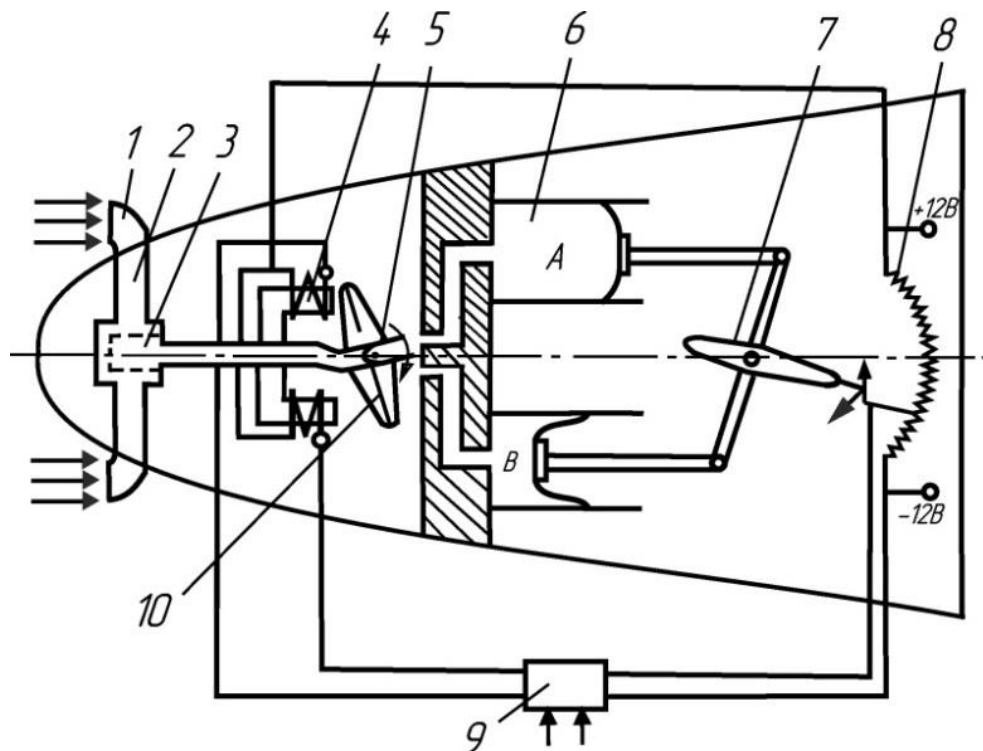


Рисунок В.1 – Принципиальная схема воздушно-динамического привода

Применение кинетической энергии набегающего потока связано с задействованием специальных исполнительных механизмов, позволяющих ускорить поток и снизить потери на давление торможения.

Элементами подобных исполнительных механизмов могут служить отдельные виды лопастных колес. Размещение лопастного или рабочего колеса (РК) с электродвигателем внутри БПЛА приводит к ограничениям габаритов РК и диаметральному направлению набегающего потока. При таком направлении потока необходимо использовать диаметральноное РК, размещаемое в воздуховоде, состоящим из воздухозаборника, полости и канала сброса воздуха. Диаметральноное РК, воздуховод, элементы крепления образуют диаметральноную лопастную машину (ДЛМ), управляемую электродвигателем.

ДЛМ конструктивно похожа на диаметральный вентилятор, показанный на рисунке В.2, где 1 – РК, 2 – корпус, 3 – неподвижное тело (в случае необходимости). Однако, ДЛМ не является диаметральной вентилятором, так как при функционировании в составе БПЛА возможны условия работы отличные от режима нагнетания у вентилятора [2].

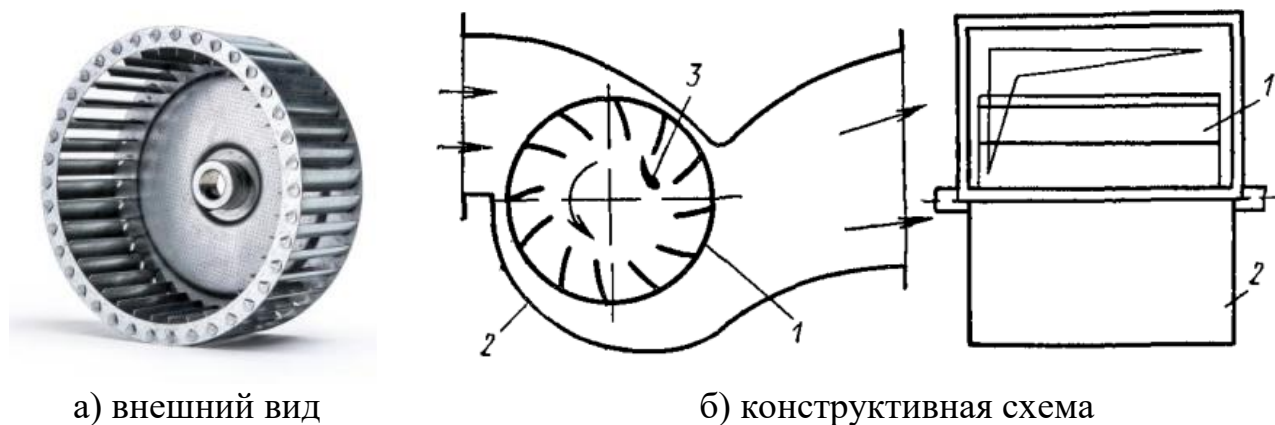


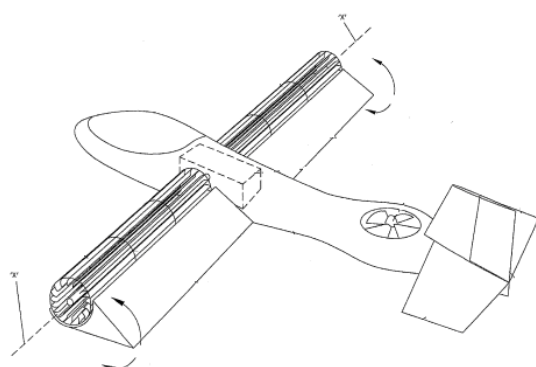
Рисунок В.2 – Диаметральный вентилятор

На сегодняшний день имеется несколько схемных решений, предполагающих использование ДЛМ для управления полетом ЛА [4-9]. В этих решениях ДЛМ применяется в качестве:

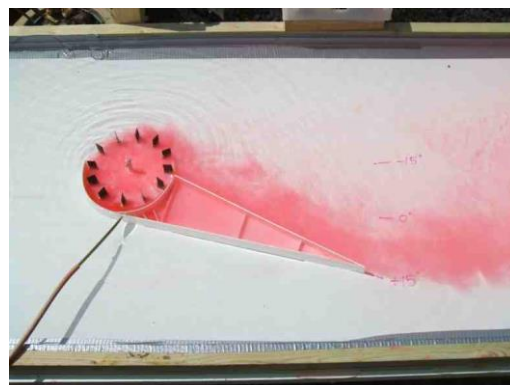
- двигателя;
- исполнительного механизма (ИМ), создающего управляющие импульсы тяги и управляющего линиями тока;
- механизма, работающего в генераторном режиме.

В работах [3, 4, 5] ДЛМ представлена в качестве двигателя. В [3, 4] приведён роторный предкрылок (FanWings), изображённый на рисунке В.3. В этой конструкции воздухопровод отсутствует. Принцип работы заключается во вращении РК с помощью электродвигателя, что приводит к затягиванию воздуха с передней кромки крыла и рассеиванию его по верхней кромке. Таким образом создаётся тяга и подъемная сила. В качестве достоинств предложенная схема имеет повышенную маневренность на низких скоростях, короткий пробег при взлете и посадке, а также позволяет использовать электродвигатели небольшой мощности. Однако,

обладает высоким лобовым сопротивлением и плохими аэродинамическими характеристиками.



а) Конструкция ЛА



б) характер течения в гидротanke

Рисунок В.3 – Роторный предкрылок FanWings:

В работе [5] представлена отечественная разработка (рисунок В.4), в которой ДЛМ полностью размещена по всей длине крыла ЛА. Тягой движителя является отрицательное сопротивление ЛА, которая регулируется изменением числа оборотов РК и отклонением поверхности передней части профиля крыла. Эта поверхность выполняет функцию воздухопровода и одновременно служит инструментом регулирования тяги истекающего потока за счет изменения площади проходного сечения. Преимуществами этой схемы являются малые скорости (до 20 м/с) и расстояния (до 70 м) при взлёте и посадке ЛА. Однако, авторы не представили методики проектирования ДЛМ, позволяющей применять их решение в других ЛА.

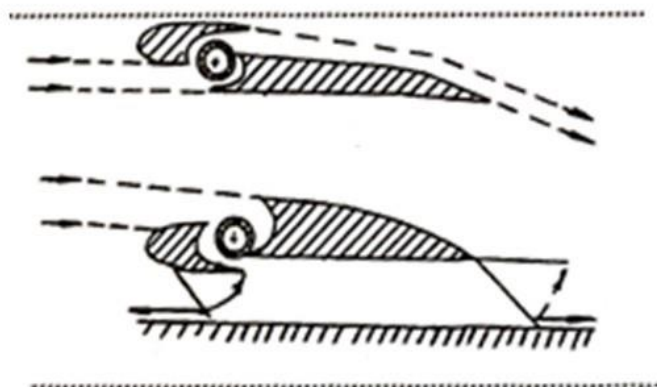
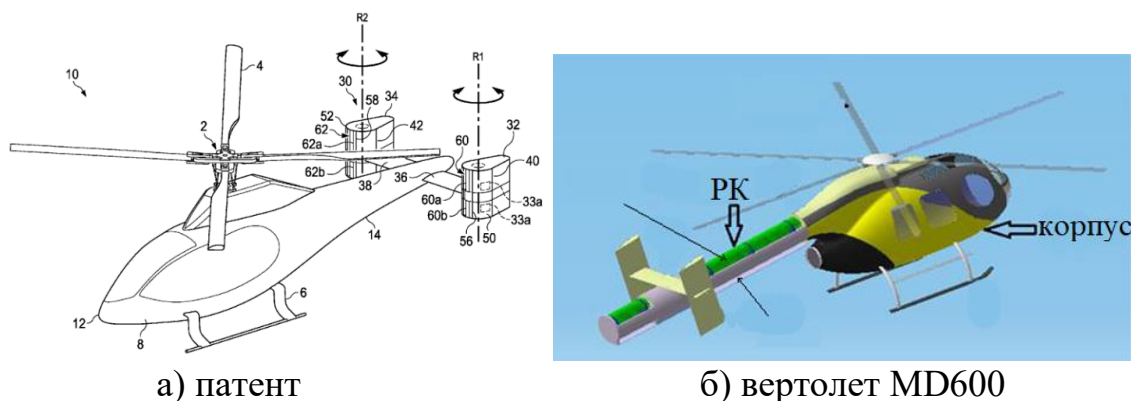


Рисунок В.4 – Схема интеграции рабочего колеса и несущего элемента

Применение ДЛМ в вертолетах показано в работах [6, 7], где ДЛМ используется в качестве рулевого винта вертолета (рисунок В.5). Управляющее усилие создается путем ускорения набегающего потока, проходящего через лопасти РК, и создания тяги на выходе РК, а также за счет изменения линий тока в районе корпуса воздухопровода. Управляющее усилие зависит от скорости вращения РК и сопоставимо с управляющим усилием вертолета стандартной конструкции [7]. Предложенная система отличается повышенной безопасностью и значительным снижением внешнего шума.



а) патент

б) вертолет MD600

Рисунок В.5 – ДЛМ в вертолетах

Комбинированный вариант, в котором ДЛМ используется и в качестве двигателя, и в качестве ИМ, создающего управляющее усилие, представлен в работе [8]. Предложенная в [8] конструктивная схема называется струелетом (рисунок В.6).

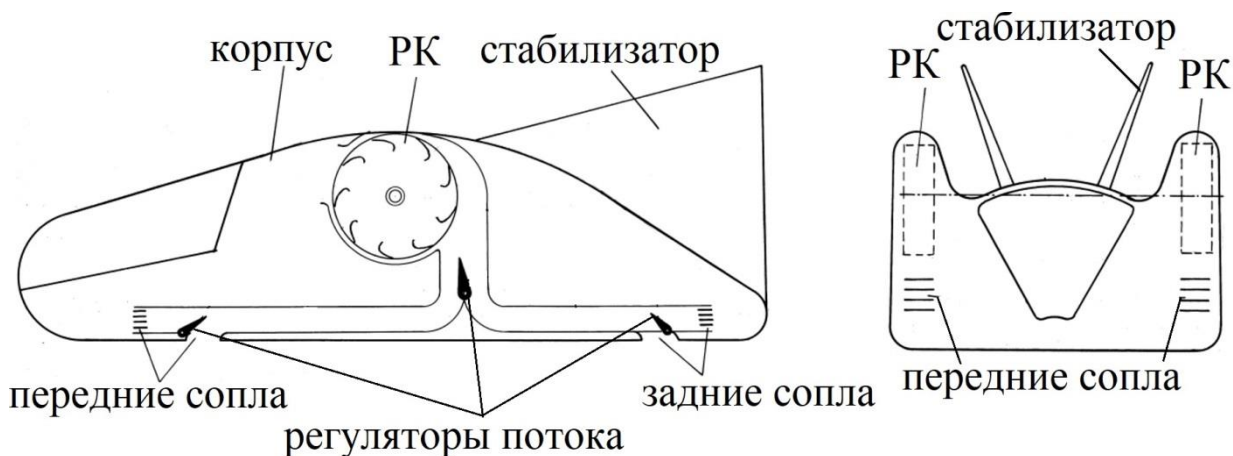


Рисунок В.6 – Струелет

Управление в предложенной схеме осуществляется изменением скорости вращения электродвигателя, соединенного с двумя РК. Посредством регуляторов потоки распределяют между передними и задними соплами. Регуляторы управляют потоками воздуха в вертикальном и горизонтальном направлении. При взлете с помощью регуляторов потоки воздуха направляются вертикально вниз и ЛА взлетает. После зависания аппарат переходит в горизонтальный полет путем направления потока воздуха в задние горизонтальные сопла. При движении в горизонтальной плоскости корпус выполняет роль крыла и за счет аэродинамической подъемной силы разгружает движитель от вертикальной нагрузки. Таким образом, вся мощность двигателя используется для горизонтального полета на скоростях до 500-600 км/час. Эффективность предлагаемого устройства:

- требуемая удельная энерговооруженность в 2-2,5 раза меньше, чем у вертолета;
- компактность и простота ИМ.

Однако, специфичность конструкции и ее монтаж приводят к тому, что применить указанную схему без существенных доработок можно лишь на БПЛА со специфичной конструкцией планера.

Применение ДЛИМ с управляющим электродвигателем в качестве ИМ, создающего управляющие импульсы тяги и, тем самым, моменты, изменяющие положение ЛА по одной из осей, представлено в работах [9, 10, 11].

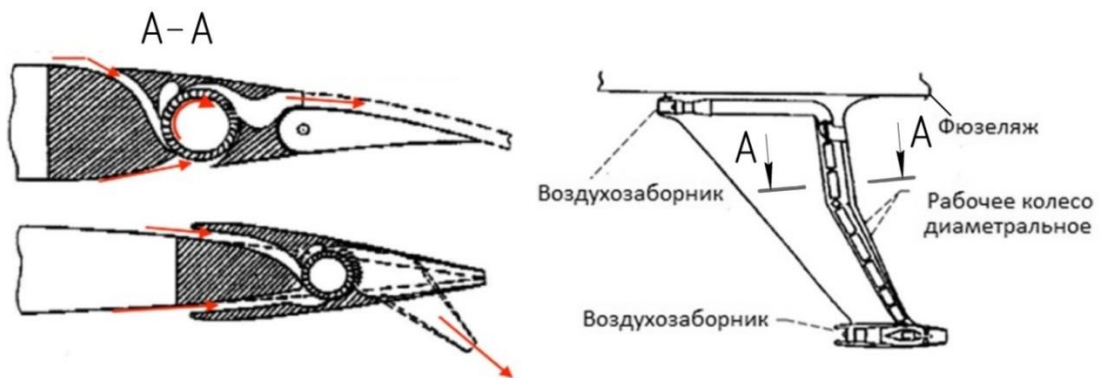
На рисунке В.7, а приведена схема, предложенная в 1980 году Дж. Хэнком для БПЛА [9], в которой электродвигатель раскручивает РК, соединенные между собой гибкими муфтами. Вращение РК создает отрицательное давление в канале воздухозаборника, что приводит к всасыванию воздуха. Забор воздуха может производиться с верхней или нижней поверхности крыла, либо через отдельный канал подачи воздуха, расположенный в передней кромке крыла. Всасывание потока с верхней поверхности крыла повышает ее аэродинамическое качество, а также увеличивает критический угол атаки. Поток, пройдя через воздухозаборник, дважды проходит рабочее колесо и через канал сброса воздуха на задней кромке крыла подается на отклоняемую аэродинамическую поверхность. Истека-

ющий поток выводится через канал сброса воздуха и используется для отклонения аэродинамической поверхности.

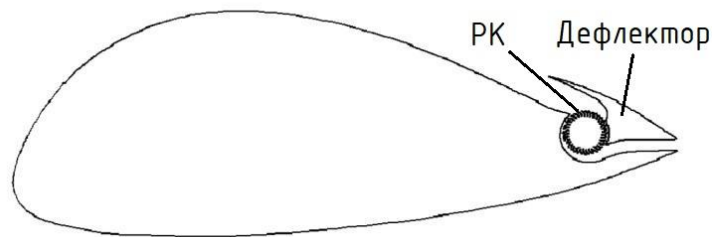
Рассмотренная схема не нашла своего применения на практике из-за:

- сложной конструкции ИМ;
- наличия больших ограничений при ее монтаже в поверхности крыла;
- низкого КПД (менее 60%) вследствие неэффективного использования потока.

Однако, проведенные испытания показали, что применение такого ИМ позволяет уменьшить расстояние, необходимое для взлета ЛА, а, следовательно, схема нуждается в дальнейшем изучении.



а) схема Дж. Хэнкока



б) вариант с дефлектором



в) вариант с расположением в передней кромке крыла

Рисунок В.7 – Конструктивные схемы с ДЛМ для управления

Улучшенные варианты предложенной Дж. Хэнкоком схемы представлены на рисунках В.7, б и в [10, 11]. Эти варианты реализуют активный контроль по-

граничного слоя аэродинамической поверхности и при этом позволяют использовать управляющий момент, создаваемой тягой, напрямую, как в газодинамическом приводе (ГДП). Принцип работы остается неизменным: поток через воздухозаборник попадает на РК; ускоряется; выводится через канал сброса воздуха, расположенный на задней (рисунок В.7, б) [10] или верхней кромках крыла (рисунок В.7, в) [11]. Регулируя положение дефлектора или передней кромки, можно изменять проходное сечение канала воздухопровода и, тем самым, изменять значение вырабатываемой тяги.

Результаты испытаний показали, что такие схемы дают высокие коэффициенты подъемной силы, устраняют отрыв при высоких углах атаки, а также приводят к активному контролю потока [10, 11].

Во всех приведённых выше работах для управления полётом БПЛА рассматривалось применение ДЛМ с управляющим электродвигателем. Это вызвано повышенными требованиями к объему, необходимому для размещения ДЛМ. Однако, существуют конструктивные решения, которые позволяют применять ДЛМ и в АСП в качестве ГДП [12, 13]. Конструктивная схема использования ДЛМ в АСП представлена на рисунках В.8, 9, где 1 – корпус привода; 2 – аэродинамическая поверхность; 3 – воздухозаборник; 4 – канал сброса воздуха; 5 – ротор; 6 – статора; 8 – рабочее колесо; 9 – аккумуляторная батарея; 10 – блок системы управления; 11 – корпус ЛА.

В этом случае ИМ располагается в аэродинамической поверхности или в корпусе АСП. Управление вращением РК осуществляется с помощью электродвигателя.

При конструктивной схеме, изображённой на рисунке В.8, ГДП работает следующим образом. За счет вращения РК перед аэродинамической поверхностью создается отрицательное давление и через воздухозаборник происходит всасывание воздуха. Поток ускоряется на РК и через канал сброса воздуха уходит в атмосферу. Регулируя вращение РК, можно регулировать скорость истекающего потока, его расход через воздухопровод и вырабатываемую тягу. При изменении значения вектора тяги изменяется и управляющий момент.

При наличии широкого воздухозаборника (рисунок В.9) возможны три режима работы.

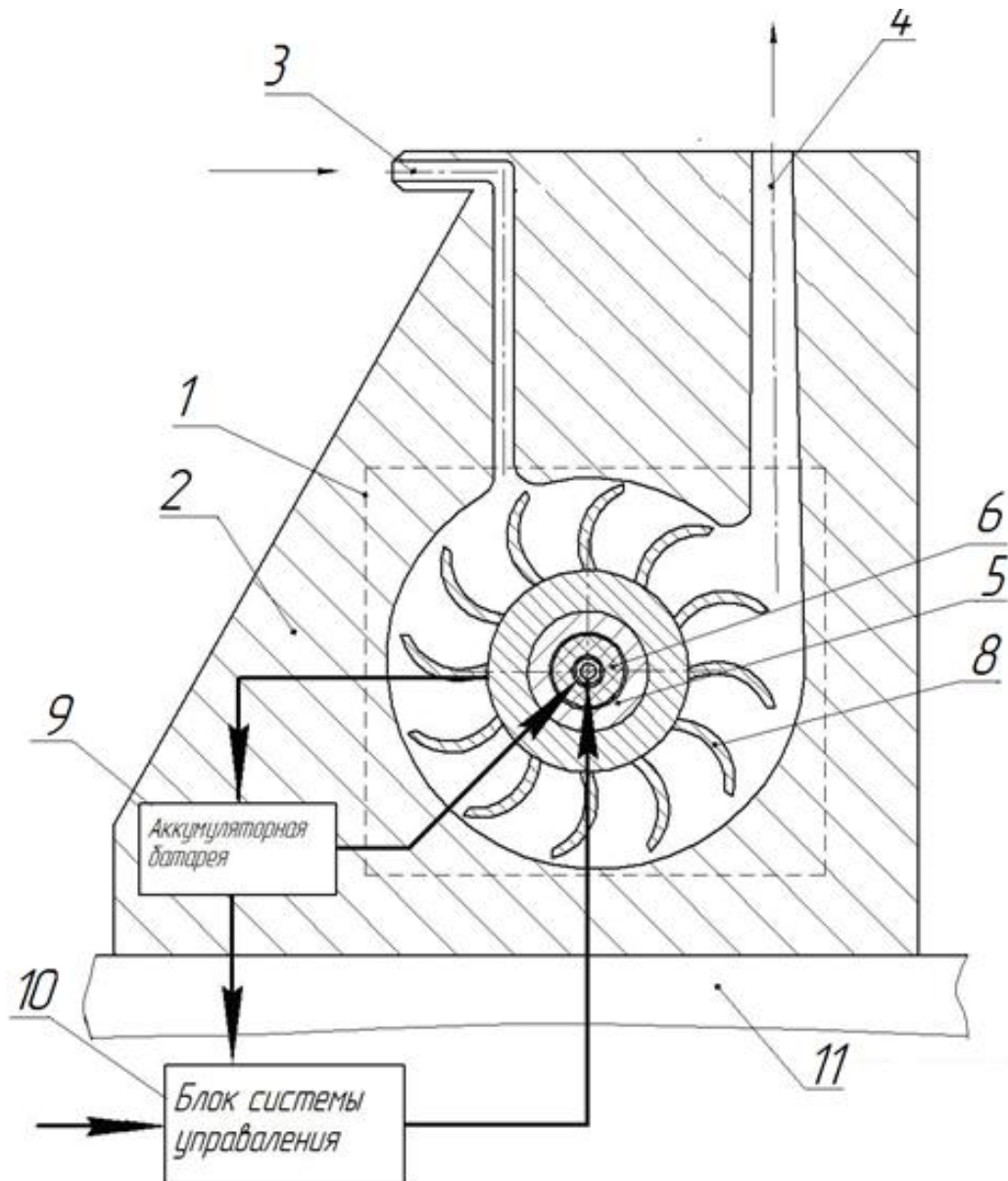


Рисунок В.8 – Конструктивная схема ГДП

Первый режим компрессорный, который характеризуется отсутствием набегавшего потока в воздухозаборнике. В этом случае на электродвигатель подается сигнал управления и привод работает как компрессор, создавая скоростной поток и увеличивая величину тяги струи истекающего потока. Этот режим является наиболее изученным и достаточно хорошо описан в [9-12].

Второй режим носит название генераторный и характеризуется наличием потока и отсутствием сигнала управления на электродвигателе. ДПД с электродвигателем в этом случае используется в качестве ветрогенератора.

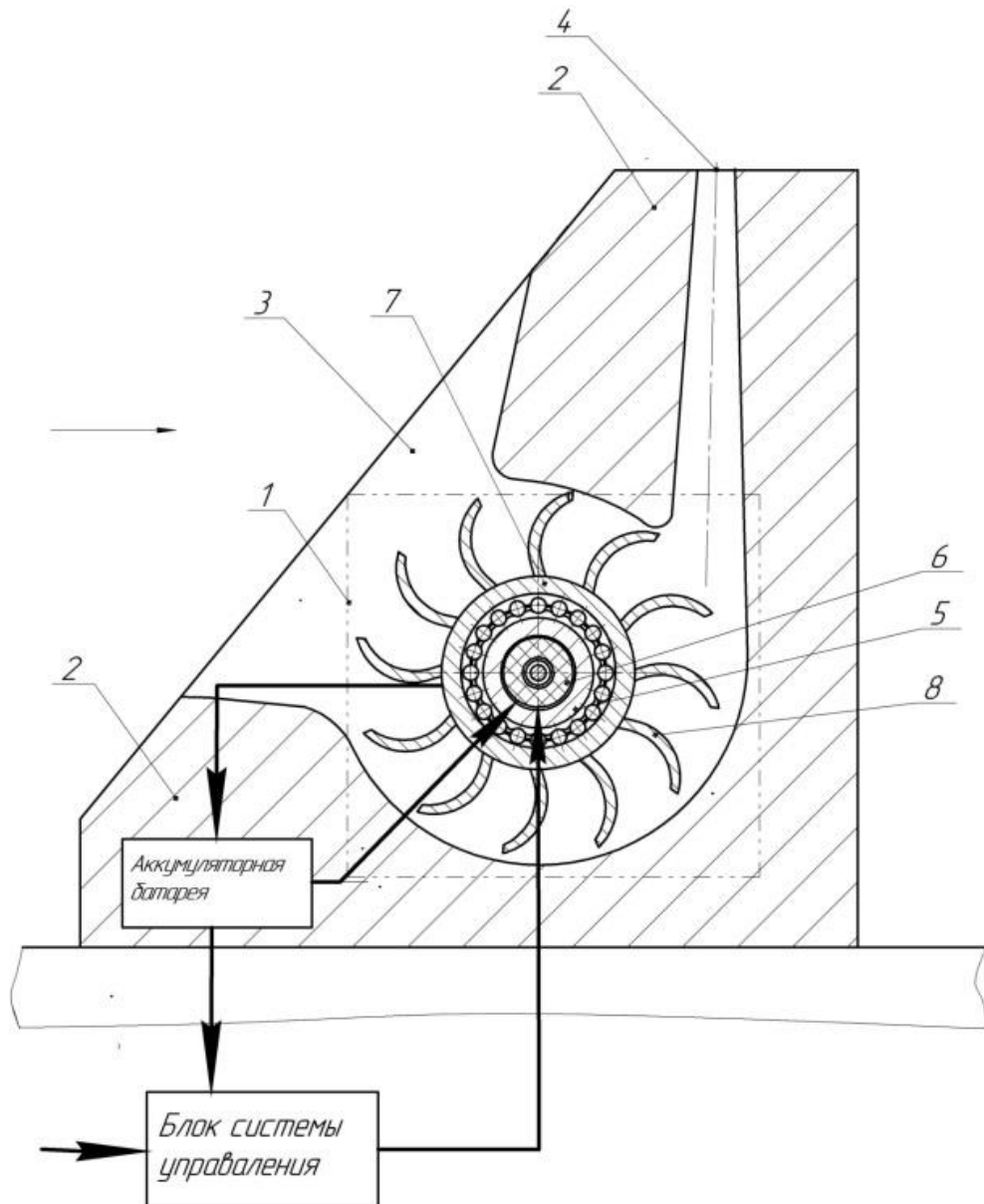


Рисунок В.9 – Конструктивная схема ГДП с широким воздухозаборником

Третий режим называется смешанным или комбинированным и сочетает в себе особенности первых двух режимов. В зависимости от скорости потока, РК может дополнительно ускорять поток (при малых значениях набегающего потока), выравнивать его (вращаясь в направлении движения потока) или тормозить (противовращение потоку или малые скорости вращения при больших скоростях потока).

При диаметральной размещении аэродинамических поверхностей в АСП и расположении каналов сброса воздуха как на рисунках В.8 и В.9 векторы тяги истекающего потока будут разнонаправлены. Подобная ситуация представлена на

рисунке рисунок В.10, где 1 – аэродинамическая поверхность, 2 – воздухозаборник, 3 – электродвигатель, 4 – РК, 5 – канал сброса воздуха. В этом случае управляющий момент будет зависеть от разницы значений векторов тяги, достигаемой различной скоростью вращения РК. При реализации смешанного режима работы для обеспечения наибольшей разницы вырабатываемых тяг, наиболее эффективным представляется использование электродвигателя для торможения и ускорения потока.

Так как в компрессорном и смешанном режимах работы управление БПЛА и АСП осуществляется по вырабатываемой тяге, то такой привод называется ГДП.

Все рассмотренные конструкции из-за вращения РК в потоке применимы только на дозвуковых скоростях.

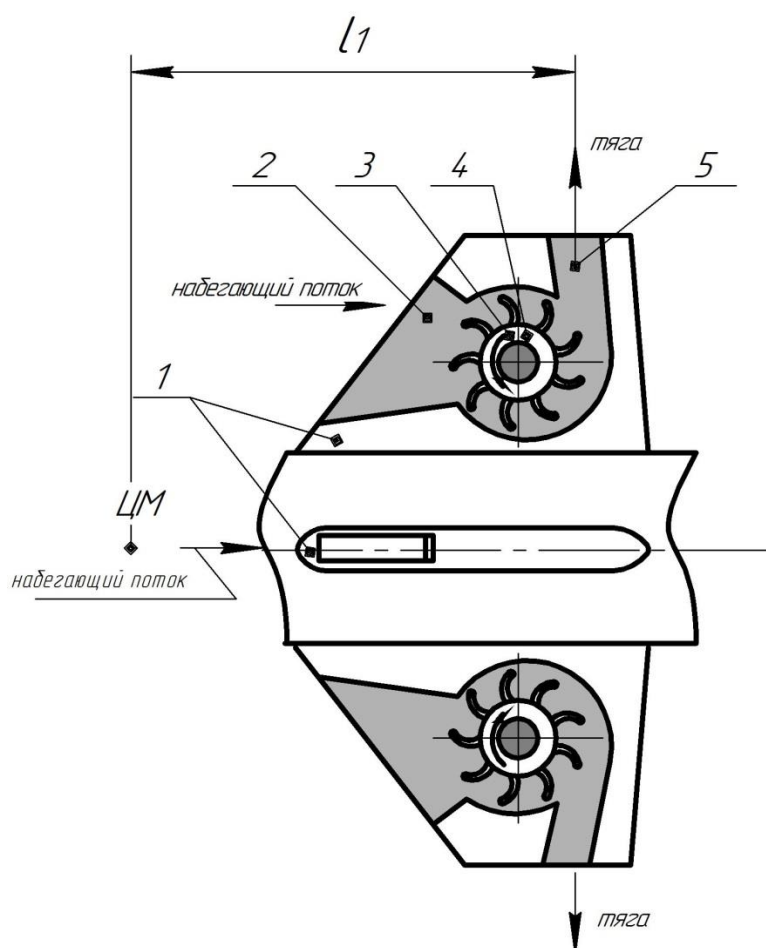


Рисунок В.10 – Вариант управления при диаметральной расположении аэродинамических поверхностей

Цели и задачи исследования

На основе проведенного анализа мирового опыта в создании и проектировании исполнительных механизмов привода, использующих энергию набегающего потока за счет применения диаметральной лопастной машины с управляющим электродвигателем, можно сделать вывод об их перспективности.

Однако, несмотря на то, что диаметральной лопастная машина с управляющим электродвигателем является исполнительным механизмом, генерирующим управляющее усилие для беспилотных летательных аппаратов и авиационных средств поражения, в результатах исследований отображены только особенности аэродинамики как самой диаметральной лопастной машины, так аэродинамических поверхностей с установленными внутри них диаметральными лопастными машинами. Все работы посвящены исследованию компрессорного режима при соответствующей конструктивной схеме.

Таким образом, целью диссертационной работы является исследование режимов работы газодинамического привода с диаметральной лопастной машиной, включающей управляющий электродвигатель, для создания методики проектирования привода беспилотного летательного аппарата и авиационного средства поражения.

Для достижения указанной цели необходимо решить следующие задачи:

- определение на основе конечно-элементного анализа компоновки диаметральной лопастной машины и расчет её геометрии, с целью обеспечения необходимого управляющего усилия;
- составление математической модели диаметральной лопастной машины;
- формирование алгоритма управления переключения между режимами работы диаметрально лопастной машины;
- получение и анализ статических и динамических характеристик привода для компрессорного и смешанного режима работы.

Научная новизна

Научная новизна заключается в следующем:

- предложена методика проектирования трёхрежимных газодинамических приводов с диаметральной лопастной машиной на основе конечно-элементного анализа и математическое моделирования, позволяющая разрабатывать приводы с оптимальной компоновкой под заданные требования и возможностью генерирования дополнительной энергии во время полёта;
- разработана математическая модель привода, позволяющая исследовать его статические и динамические характеристики во всех трех режимах работы;
- сформирован алгоритм переключения между режимами работы диаметральной лопастной машины в зависимости от условий полёта.
- даны рекомендации к проектированию диаметральной лопастной машины, которые позволяют обеспечить наибольшие значения тяги вследствие уменьшения нестационарности потока внутри воздухопровода.

Практическая значимость работы

Практическая значимость работы заключается в следующем:

- предложена и запатентована новая конструктивная схема газодинамического привода с диаметральной лопастной машиной и управляющим электродвигателем, обеспечивающая функционирование в трёх режимах работы;
- разработан способ коррекции на основе модели третьего порядка, полученной с помощью нелинейной регрессии, которая может быть использована для обеспечения сходимости результатов математического моделирования и результатов, полученных путем конечно-элементного анализа. Предложенный способ может быть рекомендован для специальных конструкций диаметральных лопастных машин.

Методология и методы исследования

При решении поставленных задач применялись основные законы механики и электротехники, уравнения газовой динамики, метод наименьших квадратов, метод Рунге-Кутты 4-го и 5-го порядка, принципы создания твердотельных 3-D моделей на основе современных САПР-систем.

Достоверность полученных результатов

Достоверность полученных результатов подтверждается использованием апробированных современных методов расчета, совпадением результатов численного моделирования с результатами экспериментов из открытых источников с погрешностью не более 20%, а также сходимостью не менее 80% результатов математического моделирования и результатов конечно-элементного анализа.

Реализация результатов

Материалы диссертационной работы использованы в учебных курсах «Спецтехнология» и «Основы проектирования робототехнических систем», курсовом и дипломном проектировании на кафедре 702 «Системы приводов авиационно-космической техники» Московского авиационного института (национального исследовательского университета), что подтверждается актом о внедрении в учебный процесс.

Результаты диссертационной работы использовались в научно-исследовательских работах АО «Конструкторское бюро приборостроения им. академика А. Г. Шипунова», что подтверждено актом о внедрении результатов.

Апробация работы

Основные положения диссертационной работы были представлены на конференциях:

- XXV-й, XXVI-й, XXVII-й, XXVIII-й Международных научно-технических конференций «Современные технологии в задачах управления, автоматизации и обработки информации», Алушта, сентябрь, 2016, 2017, 2018, 2019, 2020 гг. [14, 15, 16, 17, 18]
- XLII-й, XLIII-й, XLIV-й, XLV-й и XLVI-й Молодежных научных конференциях «Гагаринские чтения», Москва, апрель, 2016, 2017, 2018, 2019, 2020 гг. [19, 20, 21, 22, 23]
- XXII-ом, XXIII-ом Научных симпозиумах «Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред» имени А.Г. Горшкова, Вятчи, 2016, 2017 гг. [24, 25]
- 15-й, 16-й, 17-й и 18-й конференции «Авиация и космонавтика», Москва, 2016, 2017, 2018, 2019 гг. [26, 27, 28, 29]

- III Всероссийская научно-техническая конференция «Мехатронные системы (теория и проектирование)», Тула, 2016 г. [30]

Публикации

По теме диссертации опубликовано 20 печатных работ, в том числе 2 в журналах, рекомендованных ВАК, и 1 патент Российской Федерации на изобретение.

Структура и объём работы

Диссертация состоит из введения, четырех глав, заключения и списка литературы. Работа изложена на 103 страницах и содержит в том числе 2 таблицы и 39 рисунков.

1. Развитие теории исполнительных механизмов на основе диаметральной лопастной машины с управляющим электродвигателем

1.1. Анализ основных принципов построения диаметральной лопастной машины с управляющим электродвигателем

Согласно ГОСТ 34002-2016 [31] вентилятором является машина, которая при средней плотности торможения равной $1,2 \text{ кг/м}^3$ создает давление 30 кПа и степень сжатия которой не превышает $1,3$. Степень сжатия перемещаемого газа равна отношению полного давления торможения на выходе из вентилятора к полному давлению торможения на входе в вентилятор. В случае превышения этих значений машина является турбокомпрессором.

ДЛМ с управляющим электродвигателем, в зависимости от режимов полета БпЛА и АСП, компоновки и конструкции воздухопровода может работать как в качестве вентилятора, так и в качестве турбокомпрессора. В связи с чем, все конструктивные решения, предложенные для диаметральных вентиляторов нуждаются в проверке свойств и работоспособности на других режимах.

ДЛМ (рисунок 1.1) состоит из РК, заключенного в несимметричный корпус, стенки которого криволинейны, и разделяются на воздухозаборник (1), канал сброса воздуха (2), обечайку (3), язык, представляющий собой вихревую стенку (4) и заднюю стенку (5). В конструкции ДЛМ можно выделить следующие параметры:

- внутренний D_1 и внешний D_2 диаметры лопастей колеса;
- ширина колеса B ;
- количество лопастей z и их углы установки на наружном β_2 и внутреннем диаметрах β_1 ;
- шаг и густота лопастей колеса τ ;
- углы кривизны корпуса α ;

- максимальный радиус спирали корпуса R_R ;
- ширина воздухозаборника H_i и канала сброса воздуха H_o ;
- удаленность срединной линии канала сброса воздуха от центра РК L_o ;
- зазор между стенками воздухопровода и РК e ;
- эксцентриситеты корпуса относительно центра РК x и y ;
- угол поворота сброса воздуха относительно воздухопровода γ ;
- диаметр вала внутри колеса d_b .

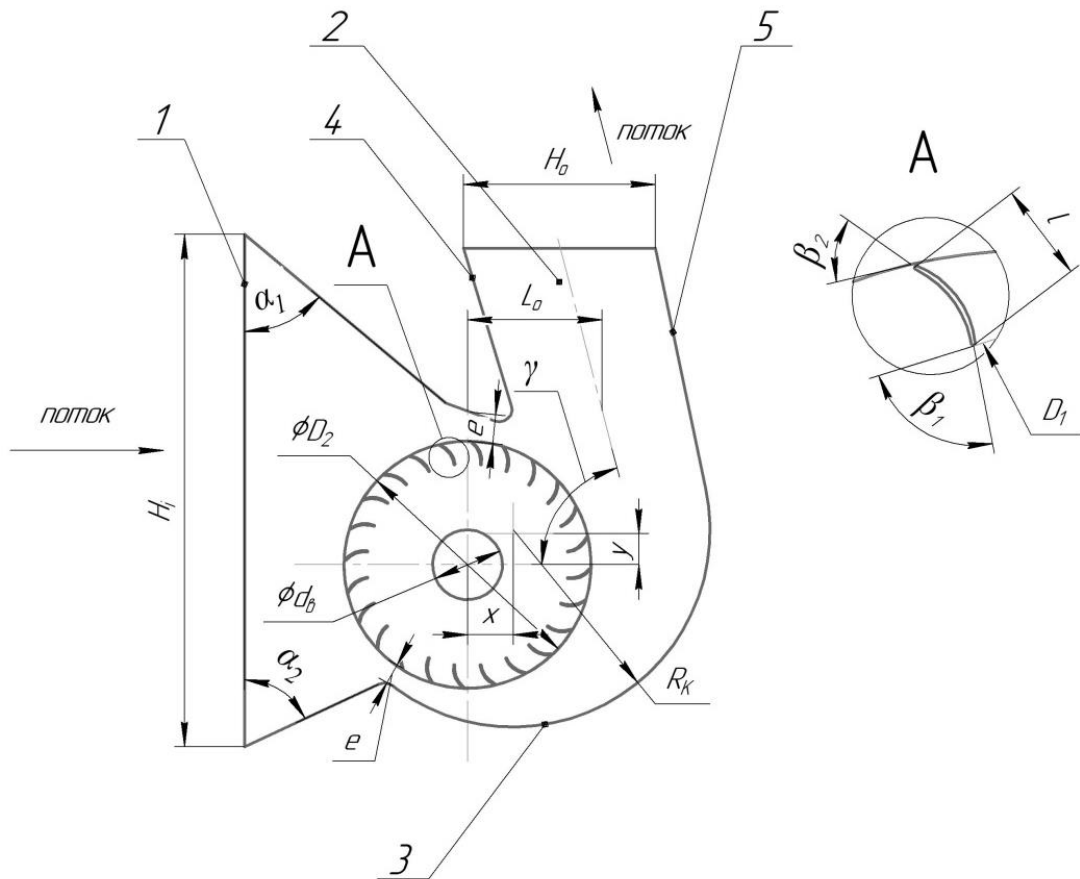


Рисунок 1.1 – Конструктивные параметры диаметральной лопастной машины

В качестве вала внутри колеса может выступать направляющая, в случае большой длины колеса, или электродвигатель при малом выделенном объеме.

Лопасте в диаметральных вентиляторах и турбогенераторах всегда загнуты вперед. А воздухопровод, изображённый на рисунке 1.1, может отличаться не только параметрами, но и исполнением. Например, он может иметь встроенный направляющий аппарат (рисунок В.2), систему жалюзи перед воздухозаборником или сложную форму языка. Некоторые варианты исполнения корпуса показаны на

рисунке 1.2. Каждое вариант характеризуется своим характером течения и выбор между ними происходит исходя из области применения. Варианты с жалюзи, позволяющие путем дросселирования регулировать расход, а значит и вырабатываемую тягу ДЛМ, в данной работе не рассматриваются, так как полученное таким образом снижение расхода ведет к значительному снижению КПД всей машины [2]. Варианты с внутренним направляющим аппаратом исключены ввиду их технологической сложности и малой проработанности [32].



Рисунок 1.2 – Варианты исполнения корпуса воздухопровода

В настоящее время производится достаточно широкая линейка диаметральных вентиляторов, испытанных в ЦАГИ [32]. Однако, любое их проектирование рекомендуется проводить методом подобия [33], а новое сочетание геометрии лопастей РК и воздухопровода будет вести к неизвестным результатам даже в аналогичных режимах работы.

При проектировании диаметральной лопастной машины с управляющим электродвигателем в качестве ГДП БПЛА и АСП важным параметром является положение воздухопровода относительно набегающего потока.

Положение воздухозаборника может быть перпендикулярно потоку (рисунок В.9) так, что поток всегда попадает на РК и соответственно раскручивает его. В этом случае возможны три режима работы: компрессорный, генераторный и смешанный. В других случаях воздухозаборник расположен относительно потока так, что без создания отрицательного давления всасывания поток на РК не попадает, что означает, что реализуется только компрессорный режим.

В работе предложено рассматривать вариант с перпендикулярным расположением воздухозаборника, так при нем присутствуют все возможные режимы ра-

боты, а рекомендации по проектированию можно распространить на остальные случаи.

Существуют несколько вариантов расположения каналов сброса, которые отличаются друг от друга действием набегающего потока на истекающий:

- истекающий поток выводится через боковую кромку аэродинамической поверхности (рисунок 1.3,а);
- истекающий поток выводится через нижнюю кромку крыла (рисунок В.7, а);
- истекающий поток выводится за аэродинамической поверхностью (рисунок 1.3,б).

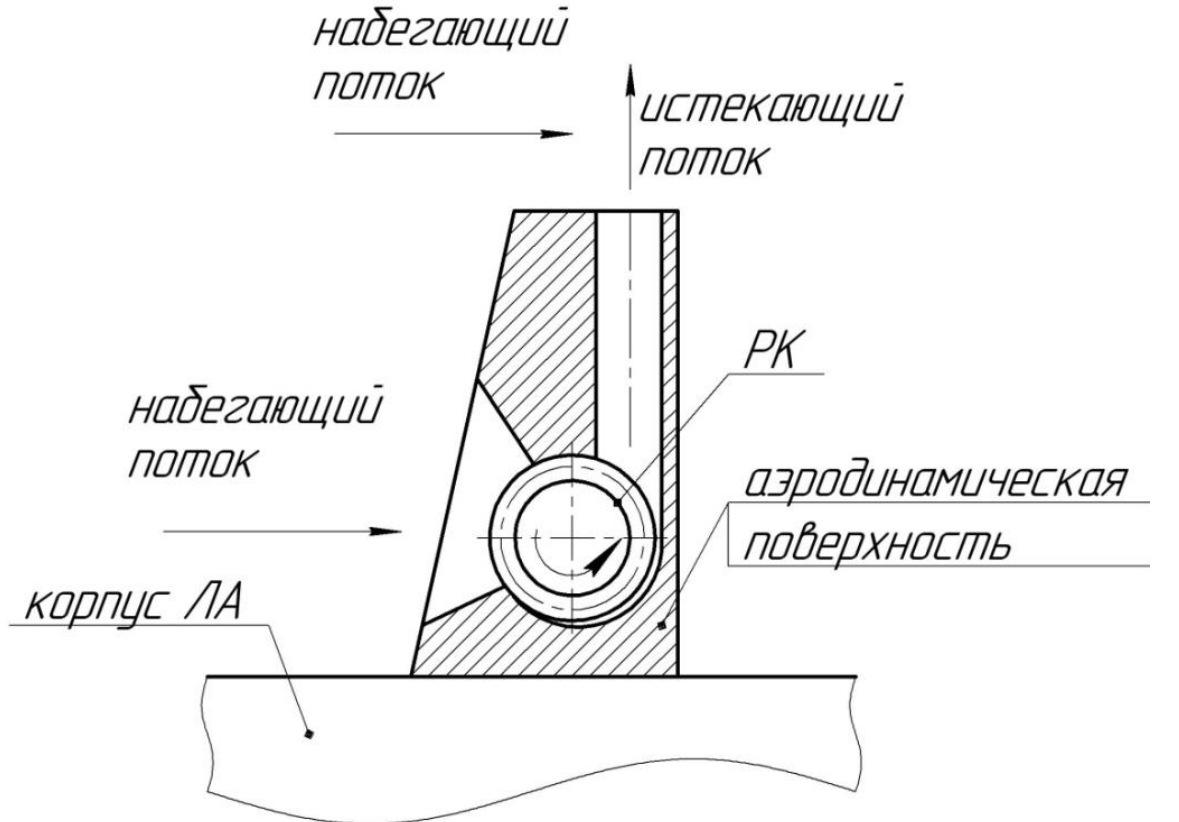
Положение канала сброса воздуха относительно набегающего потока оказывает влияние на управляющее усилие, так как всегда существует вероятность сноса истекающего потока потоком набегающим, что приводит к отклонению вектора тяги.

В качестве отправной точки исследования был взят первый вариант с выводом потока через боковую стенку. При таком расположении канала сброса воздуха проще всего добиться оптимальной конструкции воздухопровода. Также на базе этого решения можно реализовывать другие варианты за счет добавления соответствующих конструктивных элементов.

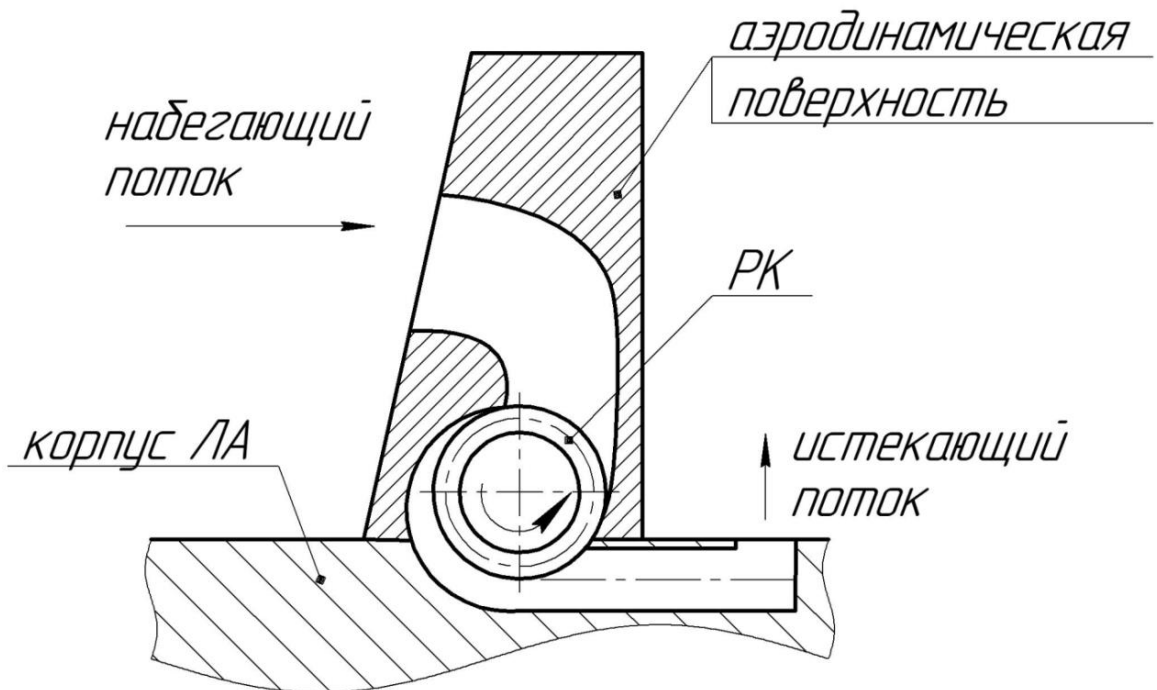
На основе первого варианта был предложен и запатентован способ управления беспилотными летательными аппаратами на основе изменения вектора тяги посредством регулирования скорости вращения рабочего колеса диаметральной лопастной машины [13].

Так как решение о выводе канала сброса воздуха должно приниматься исходя из условия полета БПЛА, его аэродинамических характеристик, а также конкретной конструкции корпуса, дальнейшие исследования значения тяги в выходном сечении канала сброса не учитывают влияние набегающего потока. Это позволяет упростить и унифицировать расчеты.

Все остальные параметры ДЛМ должны учитываться при проектировании, так как они влияют на течение потока внутри воздухопровода и РК, а значит на расход и тягу истекающего потока.



а) канал сброса воздуха перпендикулярно потоку



б) канал сброса воздуха за аэродинамической поверхностью

Рисунок 1.3 – Варианты вывода канала сброса воздуха

1.2. Анализ физических процессов в диаметральной лопастной машине

ДЛМ по принципу действия может считаться турбомашинной, но картина течения в ней будет существенно отличаться. В типичной турбомашине течение симметрично относительно оси. В диаметральной же лопастной машине поток проходит через воздухозаборник, попадает на РК, проходит его в поперечном сечении, вторично пересекает лопасти, и поступает в канал сброса воздуха. Таким образом, поток дважды получает импульс от лопастей, т.е. лопастная машина является двуступенчатой. Течение потока, несмотря на симметричность колеса, является ассиметричным относительно оси вращения (рисунок 1.4 [34]). Причем течение не только является ассиметричным, оно также имеет вихревые зоны в районе языка.

Специфика вихревых зон состоит в том, что они могут перемещаться, увеличиваться или уменьшаться в зависимости от внешних условий. При отсутствии изменений со стороны потока вихревая зона находится в равновесии и не перемещается. При изменении условий, например, увеличении скорости потока, вихрь может переместиться.

Возможно несколько картин течения:

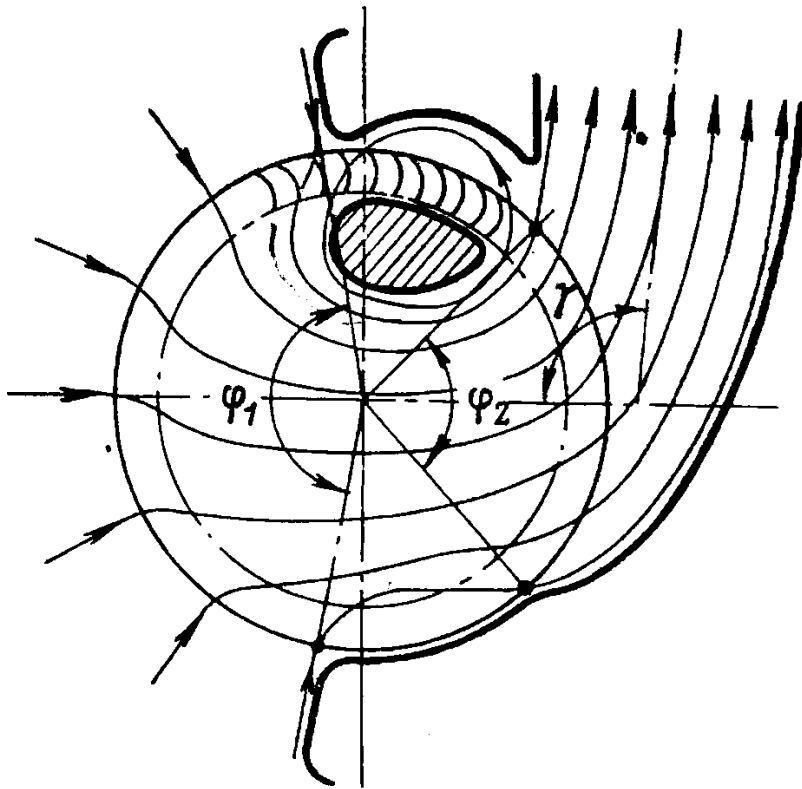
- центр вихря смещен к внутренним кромкам лопастей;
- центр вихря у внешних кромок лопастей;
- образование дополнительного вихря в районе воздухозаборника;
- центр вихря расположен внутри РК.

Из всех перечисленных режимов самым негативным является случай, в котором образуется дополнительный вихрь в районе воздухозаборника, препятствующий нормальному всасыванию воздуха и запирающий входной поток.

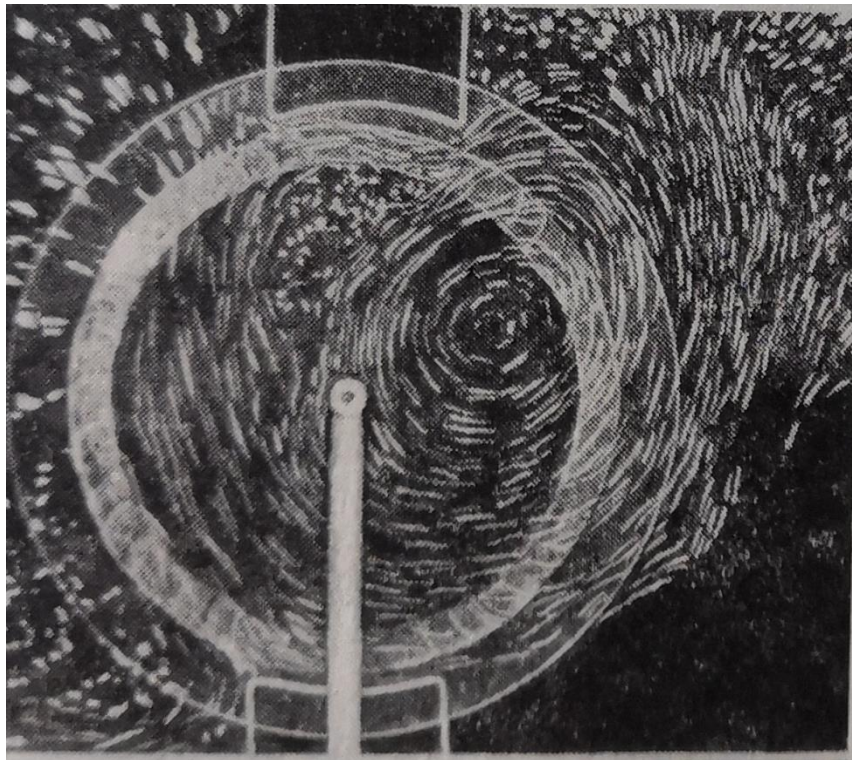
Положение, размер и интенсивность вихревой зоны также зависят от геометрии воздухопровода и самого РК [32].

В настоящее время отсутствуют исследования сочетания параметров корпуса и РК, а также их влияние на различные режимы работы. Также отсутствует математическая модель, учитывающая сложный характер течения потока в полости

воздухопровода. Следовательно, невозможно рассчитать оптимальные параметры из п.1.1 под заданные условия эксплуатации.



а) описание потока



б) фотография потоков

Рисунок 1.4 – Характер течения потока в диаметральном вентиляторе

На сегодняшний день для диаметральных вентиляторов существуют только отдельные рекомендации по геометрии РК и воздухопровода, полученные экспериментально на базе конкретных моделей [4-12]. Выборка существующих моделей относительно невелика. Причиной этому являются как производственные трудности, так и дороговизна и высокотехнологичность экспериментальных исследований, которые ранее проводились методом продувки, а в последнее десятилетие могут проводиться и с помощью PIV метода (цифровая трассерная визуализация) [35]. В случае проектирования новой конструкции предполагается пользоваться методами подобия. В остальных случаях необходимо проводить моделирование или полнотатурный эксперимент.

В открытых источниках отсутствует информация о работе ДЛМ с управляющим электродвигателем в условиях подачи на нее скоростного потока, т.е. в генераторном и смешанном режимах. Следовательно, необходимо исследовать эти два режима на их реализуемость в ДЛМ и определить требования по геометрии.

Необходимые исследования можно выполнить без проведения эксперимента с помощью пакета компьютерных программ для численного моделирования.

1.3. Численное моделирование газовой динамики газодинамического привода в различных режимах работы

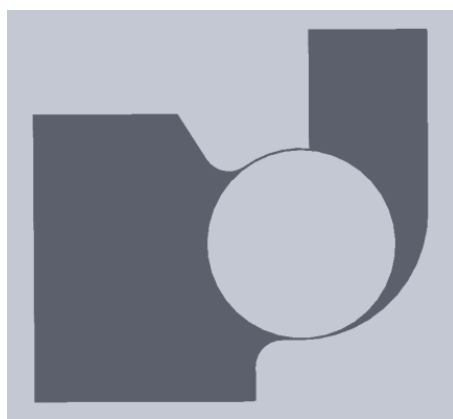
Основной целью численного моделирования служит создание перечня рекомендуемых параметров для геометрии РК и воздухопровода для всех режимов. Кроме того, ввиду отсутствия информации о работе ДЛМ в генераторном режиме, необходимо определить принципиальную возможность работы РК в набегающем потоке: не будут ли создаваться в районе воздухозаборника вихри или скачки давления, мешающие нормальной работе.

Очевидно, что перебор всех возможных вариантов конструкций невозможно вместить в рамки одного диссертационного исследования, ввиду чего рассматривалось самое распространённое исполнение корпуса воздухопровода (рисунок 1.2) с клиновидным языком.

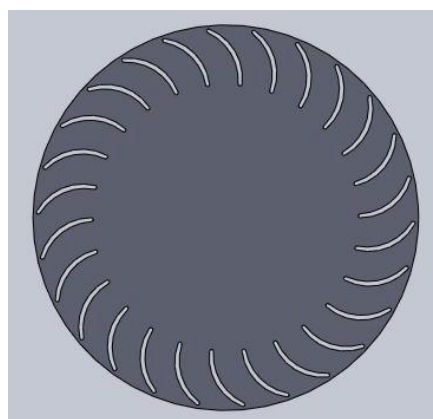
Для моделирования потоков был выбран программный пакет ANSYS CFD (лицензия № 632255). С целью ускорения процесса было решено использовать

двумерную модель, так как в существующих источниках, как правило, ограничиваются двумерным изображением потока (рисунок 1.4), а все характеристики диаметральных вентиляторов приводятся в относительных единицах.

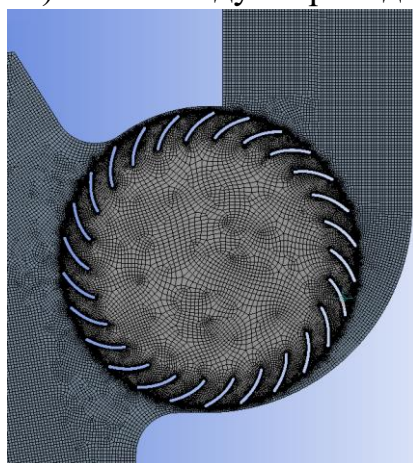
Моделирование включало в себя несколько этапов. На первом этапе создавались модели воздухопровода (рисунок 1.5 а) и РК (рисунок 1.5 б). Отличия моделей заключались в геометрических параметрах, представленных в таблице 1.1. Во избежание создания рекомендации подходящих только к одному диаметру колеса, было проведено исследование колес диаметрами $D_2=100,200,240$ мм



а) канал воздухопровода



б) РК



в) грубая сетка



г) зона контакта

Рисунок 1.5 – Твердотельная и сеточная модели воздухопровода и РК привода

Ширина воздухозаборника H_i и канала сброса воздуха H_o редактировались на месте. Удаленность срединной линии канала сброса воздуха от центра РК L_o зависела от других параметров корпуса.

Таблица 1.1 – Исследуемые параметры

Параметр колеса	Значение	Шаг	Параметр воздухопровода	Значение	Шаг
z , кол-во	6-36	4	R_R / D_1	1-3	0,5
β_2 , град	0-90	30	e , мм	0-2	0,5
β_1 , град	30-120	30	γ , град	0-135	45
D_1 / D_2	0,3-0,9	0,2	α , град	40-180	40
d_B / D_2	0-1	0,25	x, y , мм	1-5	1

На втором этапе создавалась грубая сетка (рисунок 1.15 в). Особое внимание уделялось соответствию размеров элементов сетки в зоне контактов (рисунок 1.15 г) Например, для модели, изображённой на рисунке 1.5, в, было создано 99597 узлов, входящих в состав 44454 элементов.

Геометрии, изображённой на рисунке 1.5, достаточно для изучения параметров компрессорного и генераторного режимов.

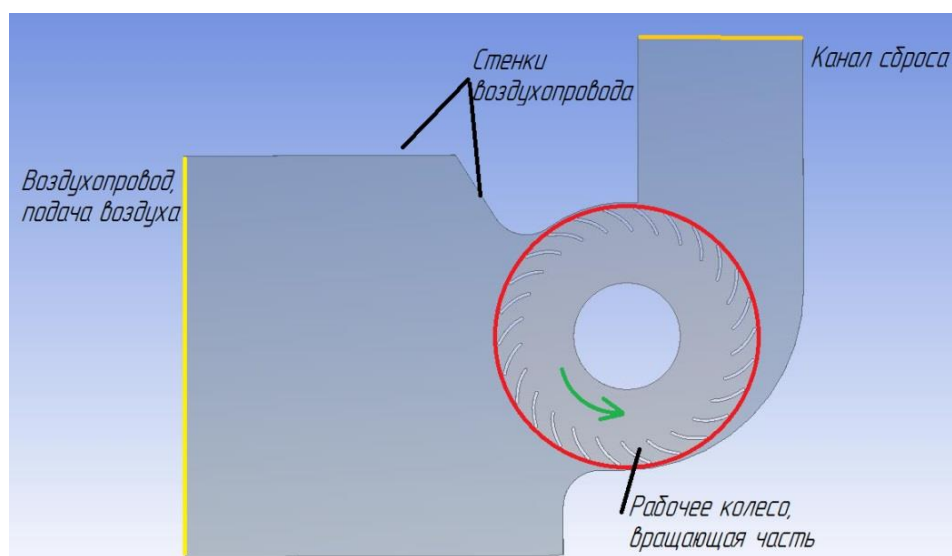
Для моделирования смешанного режима работы, а также для верификации необходимо создать условия, при которых есть набегающий поток, и при этом возможно дополнительное всасывание или торможение с кромки воздухозаборника. Для этого был добавлен отдельный домен, соответствующий окружающей внешней среде. Размер домена был принят за 20 диаметров РК.

Распределение доменов (областей) представлено на рисунке 1.6.

Моделирование проводилось при следующих параметрах:

- модель турбулентности k -epsilon;
- среда: идеальный газ;
- температура окружающей среды: 288 К;
- скорость вращения рабочего колеса: до 10000 об/мин;
- теплопередача: процесс адиабатический.
- Параметры воздухозаборника:

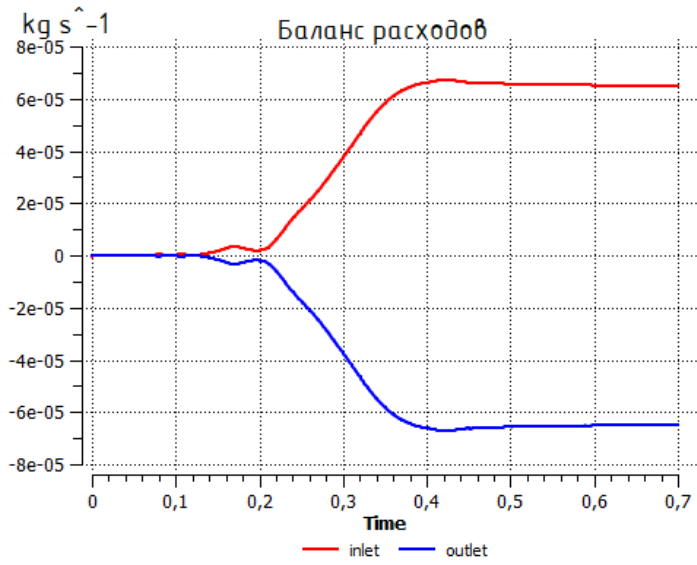
- набегающего потока нет (компрессорный режим). Вход задается как opening при давлении 1 Па;
- набегающий поток есть, скорость до 300 м/с, нормальна к воздухозаборнику, рабочее колесо вращается от электродвигателя (комбинированный режим);
- набегающий поток есть, скорость до 300 м/с, нормальна к воздухозаборнику, рабочее колесо вращается от набегающего потока, задается в качестве rigid body (генераторный режим). Момент инерции для rigid body считался по 3D модели из расчета, что лопасти сделаны из сплава алюминия.
- Параметры канала сброса воздуха:
 - при компрессорном режиме выход с давлением 0 Па;
 - при генераторном и смешанном режимах тип opening с давлением 0 Па.



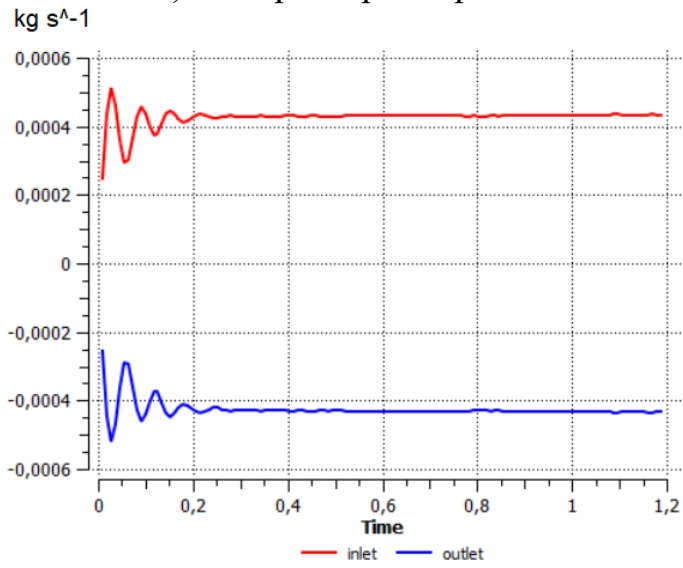
а) граничные условия

Рисунок 1.6 – Граничные условия и сеточные модели

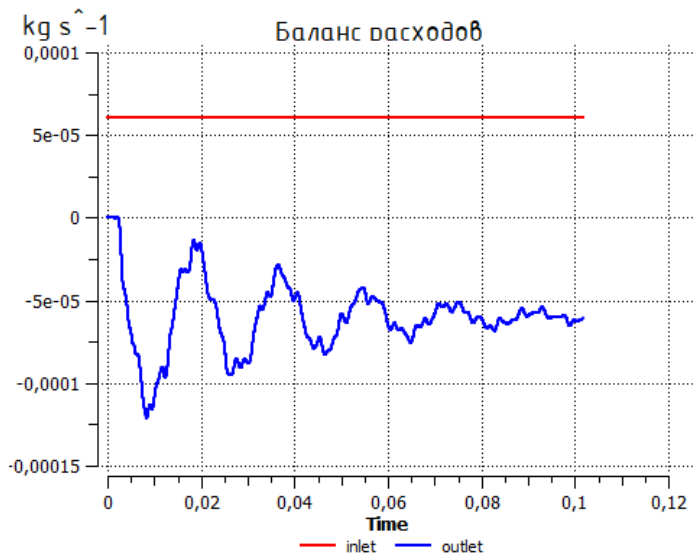
Сходимость решения для всех трех режимов проверялась по балансу расходов воздухозаборника и канала сброса воздуха (рисунок 1.7).



а) компрессорный режим



б) смешанный режим ($n=1000$ об/мин, $n=1000$ об/мин) скорость потока на входе 50 м/с



в) генераторный режим (скорость потока на входе 50 м/с)

Рисунок 1.7 – Баланс расходов на входе и выход

Как можно видеть, лучшим режимом с точки зрения расчетов является смешанный режим. Это связано с тем, что течение потока там устанавливается как в пропускном дросселе, а РК только подкручивает его. Хуже всего течение устанавливается в генераторном режиме. Это связано с тем, что РК в данном случае является нагрузкой для потока и здесь, как в ВДРП используется давление торможения, создающее давление на лопастях. Так как давление на лопастях расположено неравномерно, момент, который создается на валу, изменяется неравномерно (рисунок 1.8), представляя собой затухающий колебательный процесс.

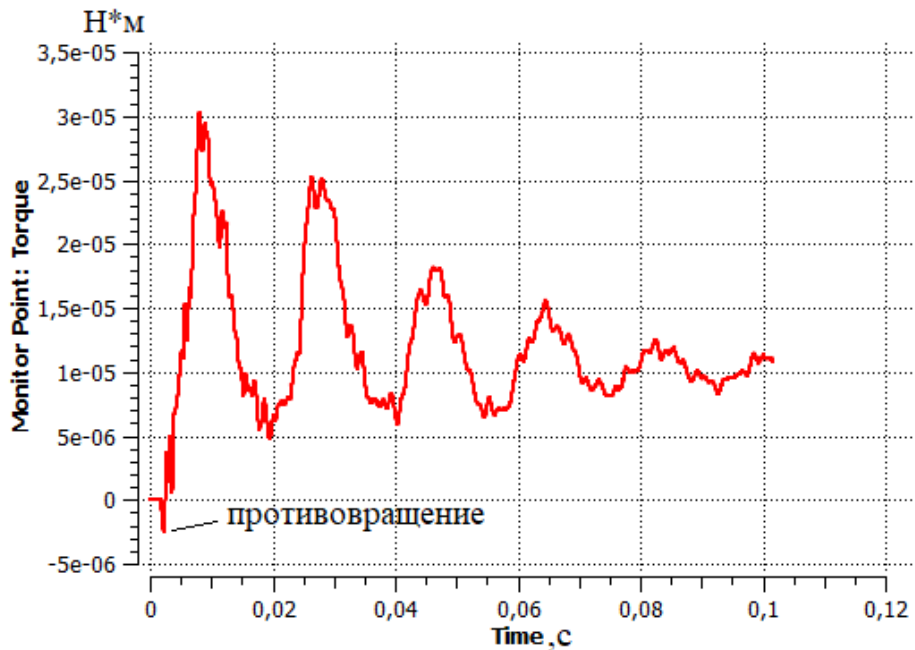
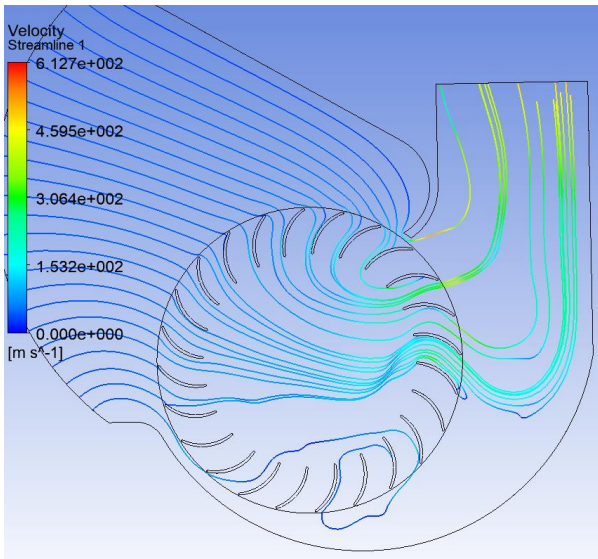


Рисунок 1.8 – Зависимость момента от времени работы в генераторном режиме

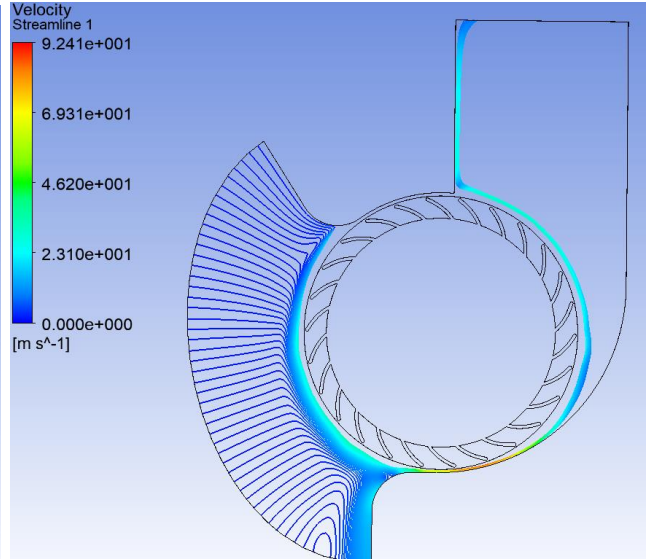
Оценка работы диаметральной лопастной машины велась по нескольким параметрам: характер течения, скачки давления в воздухозаборнике и тяга.

В результате анализа результатов некоторые решения были признаны неэффективными. Часть таких решений представлена на рисунке 1.9.

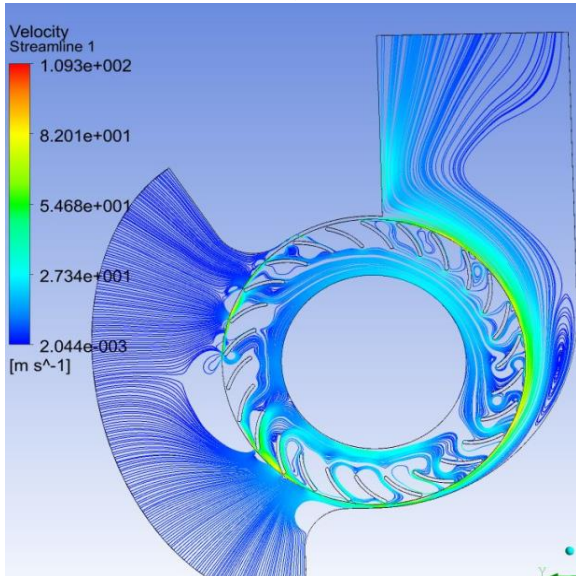
На рисунке 1.9, а можно видеть влияние загиба лопастей в противоположную сторону. Характер течения остается неизменным (модель отдельно проверялась с открытым входом и выходом), но происходит существенное нарушение линий тока. Поток не проходит через центр РК, а создает много малых завихрений в районе входа в РК. Кроме того, на лопастях РК появляются две рециркуляционные зоны.



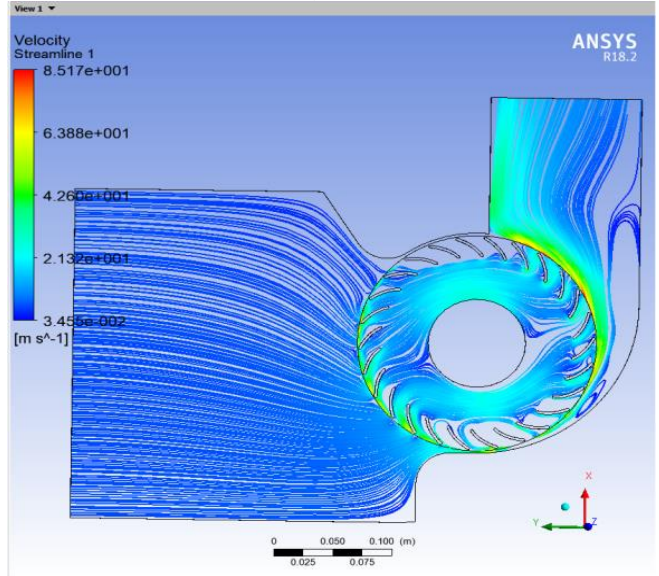
а)



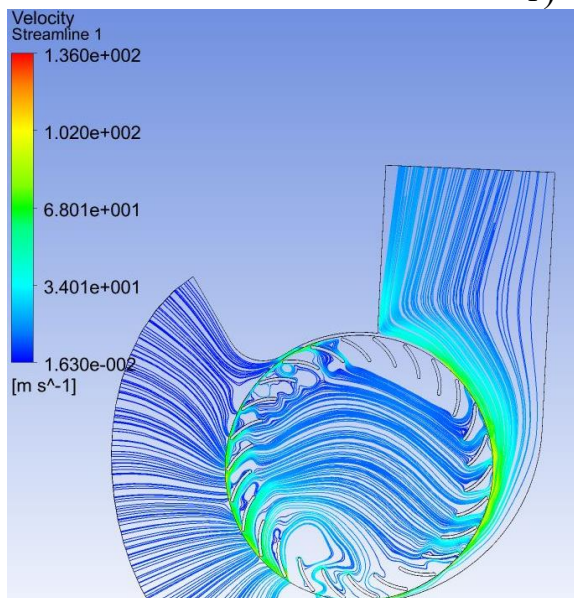
б)



в)



г)



д)

Рисунок 1.9 – Неэффективные сочетания геометрии

На рисунке 1.9, б видно негативное влияние вала или электродвигателя внутри колеса. Вал занимает основной объем РК, где проходит поток, получающий наибольшее ускорение. Также вал здесь служит запирающим устройством и основной поток проходит в зазоре между РК и обечайкой.

На рисунке 1.9, в виден характер течения потока в случае, если большая часть объема занята расположенным внутри электродвигателем. В отличии от рисунка 1.9. б запирающие вихри здесь не перекрывают воздухозаборник полностью. Однако, можно четко увидеть, что вал расположен на пути линий тока. При его обтекании возникают малые вихревые контуры у лопастей, близких к обечайке.

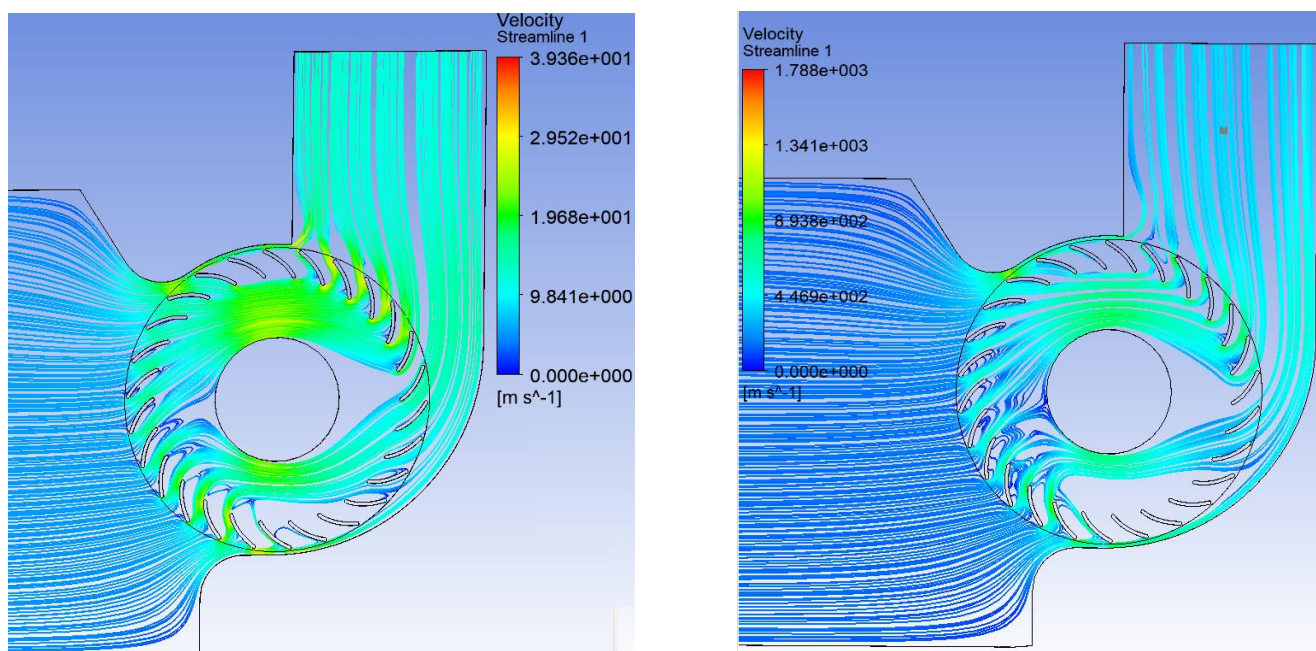
При работе режиме (рисунок 1.9, г) и подаче воздуха напрямую через воздухозаборник влияние вала внутри РК уменьшается, так как поток просто огибает его аналогично с цилиндром в потоке. Однако, все равно остаются дополнительные вихри.

На рисунке 1.9, г также видно, что при малом скругления у обечайки и удаленности задней стенки в воздухопроводе будут возникать два рециркуляционных вихря. Первый из них располагается в зоне, наиболее удаленной от колеса, второй имеет место перед воздухозаборником, запирая его. Этот вихрь вызван в первую очередь смещением вихревой зоны, которая обычно располагается возле языка.

На рисунке 1.9, д показано выглядеть линии тока при большом значении угла β_2 . В этом случае поток тормозит о лопасти, а в районе обечайки из-за изменения вектора скорости потока на выходе из РК образуется запирающий вихрь. Кроме того, нарушение характера течения приводит к тому, что в районе верхней стенки воздухозаборника возникает рециркуляционное течение.

Таким образом, было определено, что компрессорный режим показывает наибольшую зависимость от параметров РК. При работе в смешанном режиме существенное влияние оказывали только характер воздухозаборника и канала сброса воздуха.

Исследование характера течения при генераторном режиме было направлено на изучение принципиальной возможности работы исполнительного механизма в таком режиме, так как была вероятность неработоспособности с точки зрения аэродинамики. Определено, что характер течения при генераторном и смешанном режимах достаточно похожи и это сходство тем больше, чем больше скорость набегающего потока. Вид линий тока и поле давлений при генераторном режиме показаны на рисунке 1.10.



а) Скорость набегающего потока 5 м/с б) Скорость набегающего потока 150 м/с
Рисунок 1.10 – Линии тока генераторном режиме

В случае генераторного режима геометрические размеры РК за исключением угла и направления загиба лопастей оказывают несущественное влияние на характер протекающего потока. Только воздухозаборник и момент инерции РК существенно влияют на движение потока внутри воздухопровода. При малых моментах инерции РК увеличивается колебательность момента, создаваемого потоком на РК (рисунок 1.8). В самом начале генераторного режима происходит противовращение, что требует особого внимания при разработке электрической схемы для обеспечения подзарядки.

Так как генераторный режим не используется в формировании управляющей тяги, то оптимальными считаются конструктивные параметры РК и воздухо-

провода, при которых за минимальное время происходит стабилизация крутящего момента.

После определения диапазонов значений исследуемых параметров из таблицы 1.1 необходимо уточнить эти значения с целью обеспечения максимальной тяги при работе ДЛМ в компрессорном и смешанном режимах работы.

Так как используемый пакет ANSYS CFD не позволяет вычислить тягу R напрямую, то она рассчитывалась по следующей формуле:

$$R = v_{\text{ВЫХ}} \cdot \dot{m}_{\text{ВЫХ}}, \quad (1.1)$$

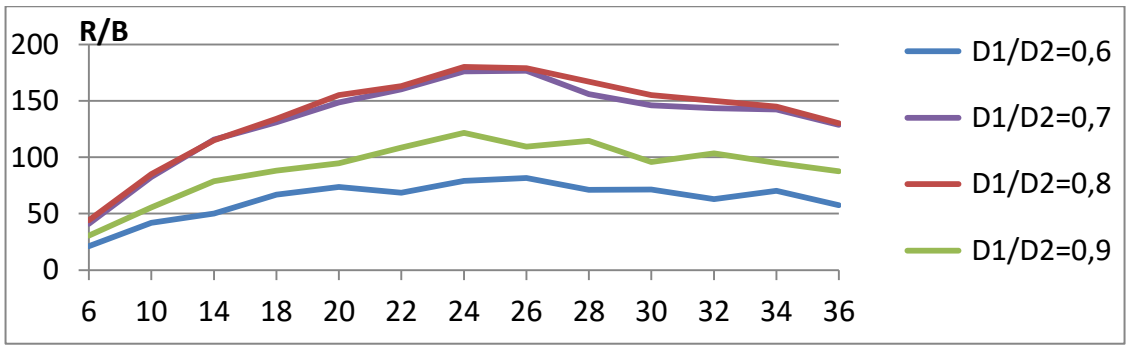
где $\dot{m}_{\text{ВЫХ}}$ – массовый расход воздуха через канал сброса; $v_{\text{ВЫХ}}$ – скорость истекающего воздушного потока.

После предварительного уменьшения диапазона значений размеров РК и воздухопровода было выполнено его дальнейшее уточнение. На этом этапе сетка была выбрана мелкой, особенное внимание уделялось участку контакта воздухопровода и рабочего колеса. Итоговые сетки состояли из порядка 85000 элементов и 175000 узлов. Граничные условия оставались неизменными в сравнении с предыдущим этапом.

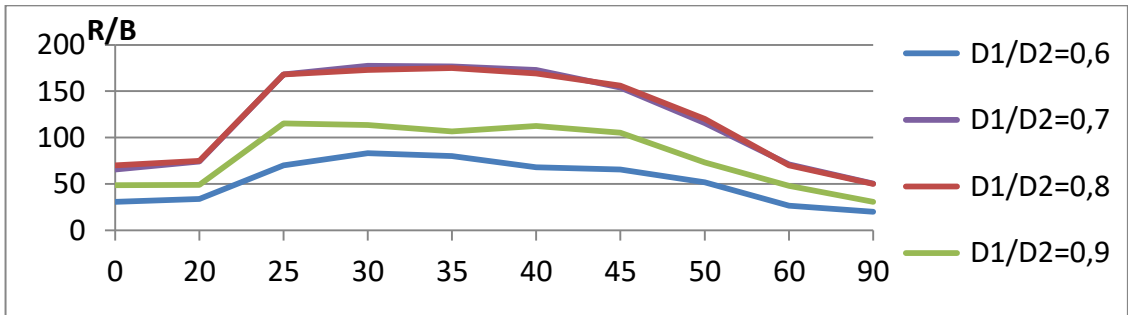
Так как значение тяги линейно зависит от ширины воздухопровода и самого РК, то на графиках (рисунок 1.11-1.15) изображён относительное значение тяги, характеризующее отношение вырабатываемой тяги к ширине воздухопровода (R/B). На рисунке 1.11 представлена зависимость тяги от параметров РК, указанных в таблице 1.2, при работе в компрессорном режиме.

Таблица 1.2. Размеры РК и воздухопровода

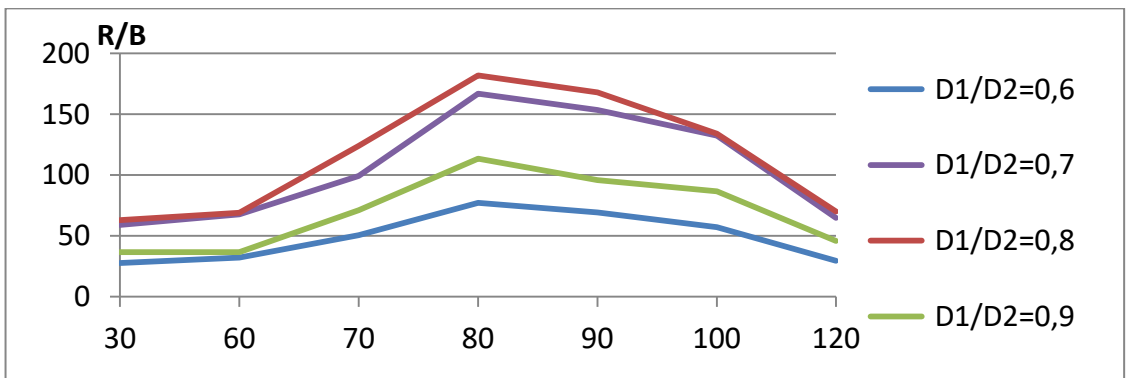
Параметр колеса	Значение	Параметр воздухопровода	Значение
z , кол-во	24	R_R / D_1	1,2
β_2 , град	25	e , мм	1
β_1 , град	90	γ , град	90
D_1 / D_2	0,8	α , град	50
d_B / D_2	0,1	x, y , мм	9,7



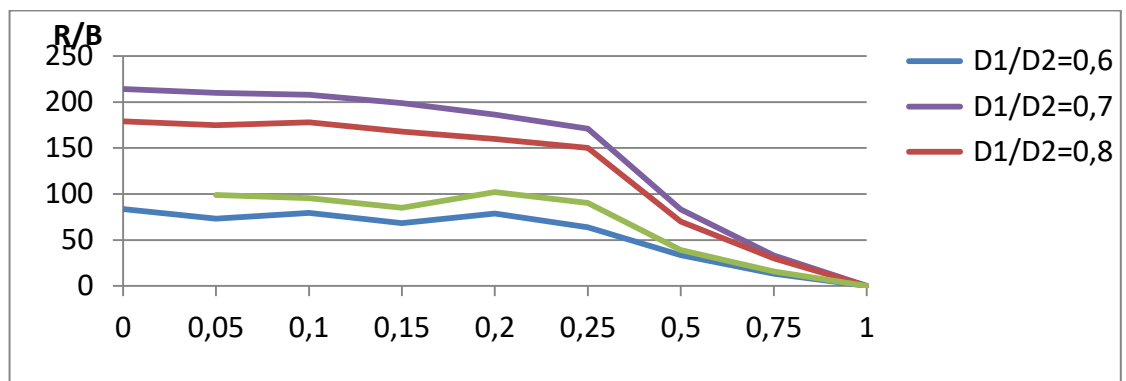
а) количество лопастей



б) внешний угол загиба лопастей



в) внутренний угол загиба лопастей



г) соотношение диаметра РК и диаметра вала, расположенного в его объеме

Рисунок 1.11 – Зависимость тяги от геометрии РК

На рисунке 1.12 представлена зависимость тяги от параметров воздухопровода для компрессорного режима.

Графики, представляющие зависимость тяги от параметров РК и воздухопровода в генераторном режиме при установившемся течении совпадают с графиками компрессорного режима, представленные на рисунках 1.11-1.12. Единственное отличие заключается в появлении зависимости значения R/V от скорости набегающего потока (рисунок 1.13). Скорость набегающего потока $V = 50$ м/с соответствует компрессорному режиму при вращении электродвигателя со скоростью $n = 8000$ об/мин.

Как можно видеть из рисунка 1.13, при увеличении скорости набегающего потока происходит рост тяги. При этом, интервал размеров, обеспечивающих максимальное соотношение R/V остается неизменным.

Следует отметить, что при малых скоростях потока (до 100 м/с) оптимальные значения параметров РК и воздухопровода соответствуют компрессорному режиму. Однако, по мере роста скорости потока, влияние геометрии РК на создаваемую тягу уменьшается и при 150 м/с РК становится нагрузкой. Вследствие того, что полученные оптимальные значения параметров РК и воздухопровода для компрессорного и смешанного режимов при скорости набегающего потока более 150 м/с противоречат друг другу, было решено при формировании облика ДЛМ ориентироваться на значения при компрессорном режиме, которые более универсальны (подходят для большинства исполнительных механизмов) и оказывают существенное влияние на вырабатываемую тягу при смешанном режиме до скоростей набегающего потока, равных 100 м/с.

Смешанный режим соответствует значениям, представленным на рисунке 1.13 при скорости вращения $n = 8000$ об/мин. Изменение скорости вращения оказывает влияние на вырабатываемую тягу при малых скоростях набегающего потока (рисунок 1.14).

На основании данных, представленных на рисунке 1.14, при скорости потока около 5 м/с можно изменять значение тяги в 6,5 раз путем регулирования скорости вращения РК, а при скорости потока в 150 м/с максимальное изменение значения тяги составляет 1,15. При росте же скорости набегающего потока влияние вращения РК начинает уменьшаться, так как значение собственной скорости

потока много больше, чем значение ускорения, которое поток получает на лопастях при входе и выходе из РК. Кроме того, при малой скорости вращения РК и большой скорости набегающего потока, РК начинает выступать в качестве сопротивления, тормозящего поток

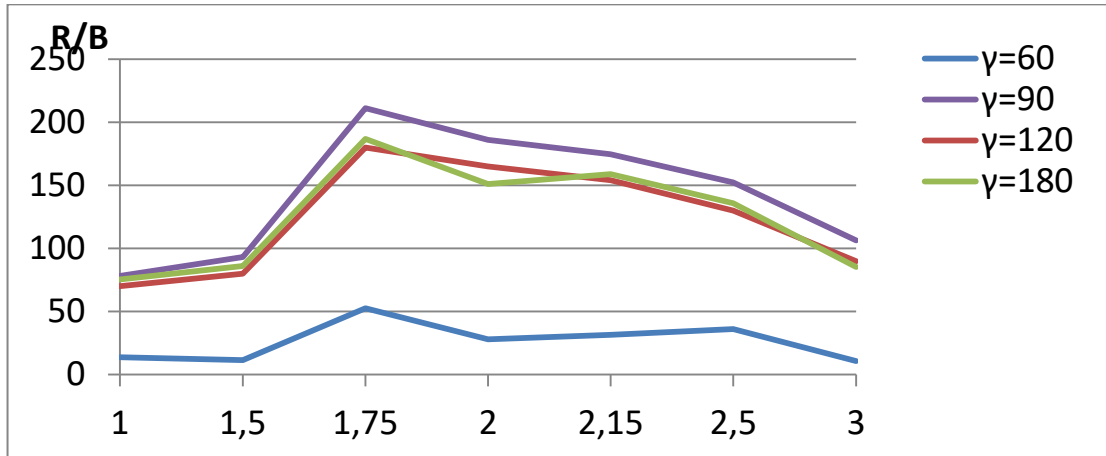
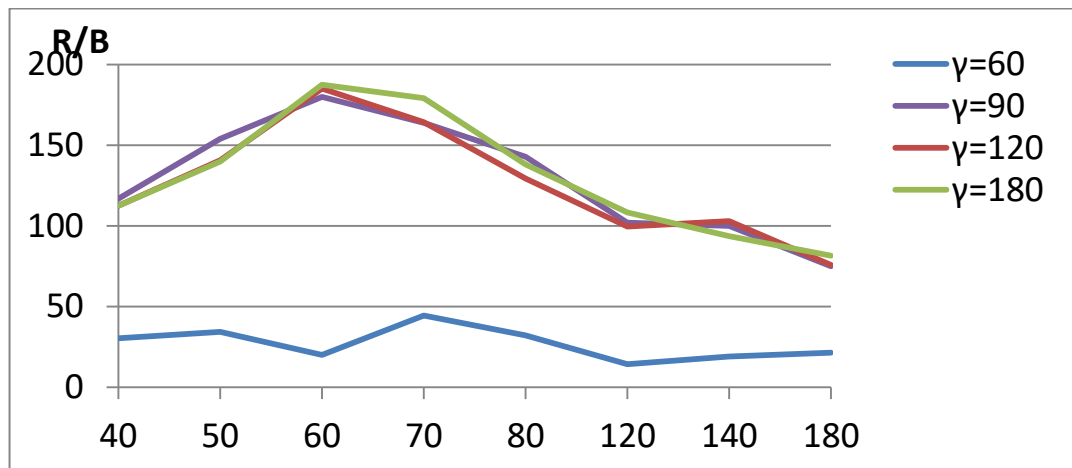
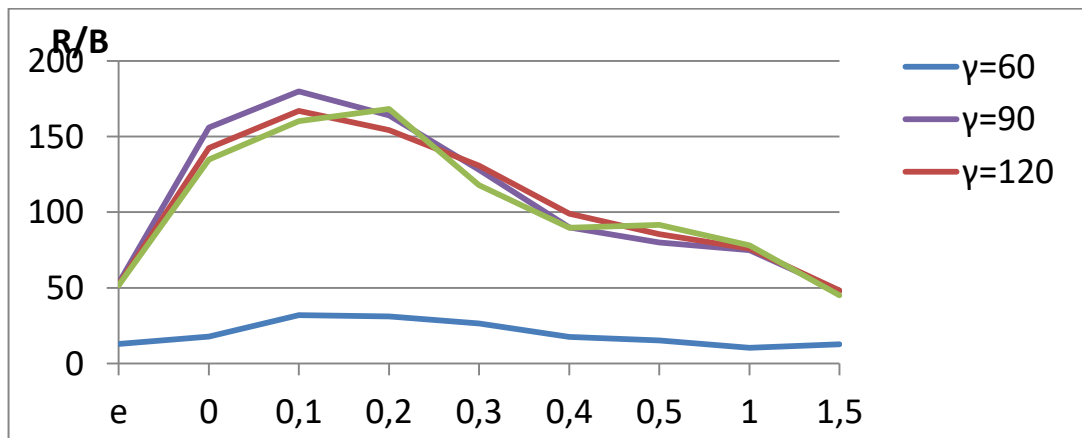
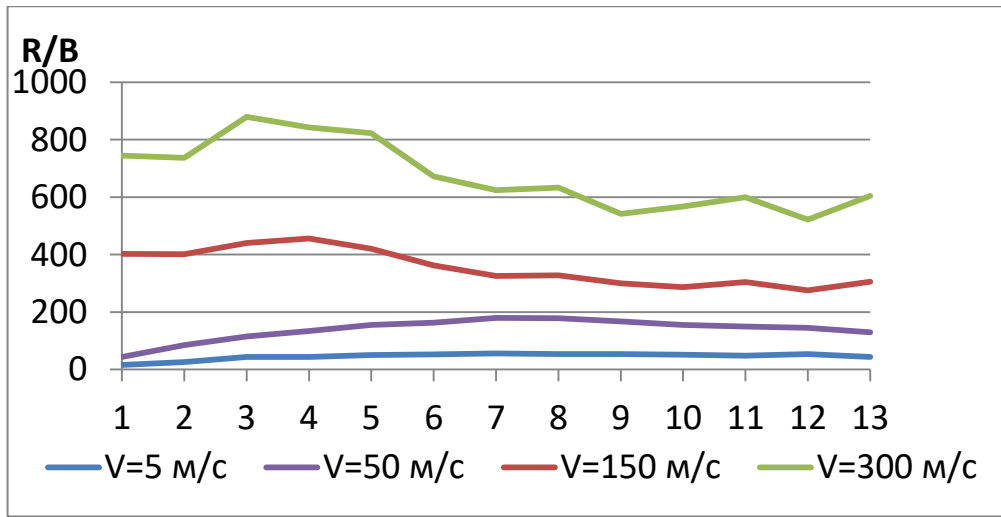
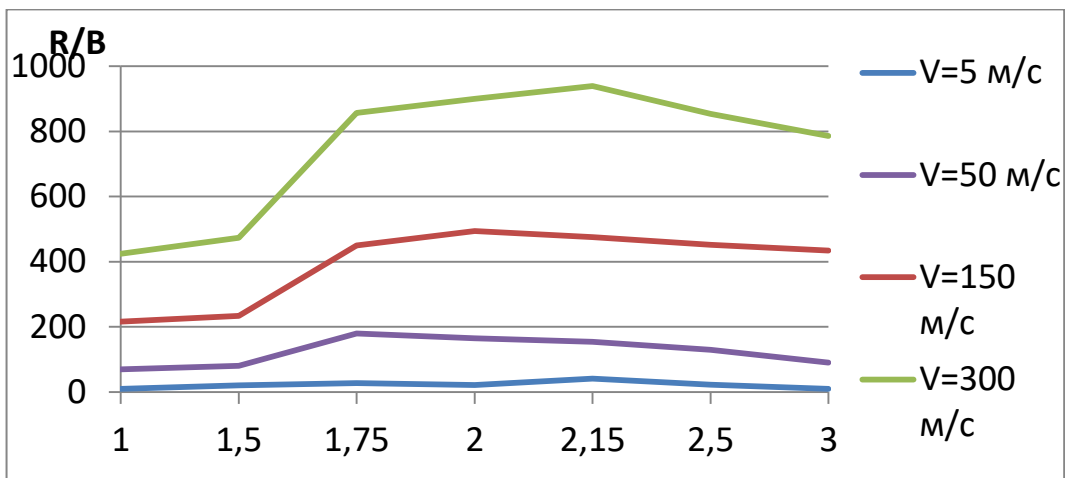
а) отношение диаметров $Rr/D2$ б) угол кривизны корпуса α в) зазор e

Рисунок 1.12 – Зависимость тяги от геометрии воздухопровода



а) количество лопастей



б) отношение диаметров $Rr/D2$

Рисунок 1.13 – Зависимость тяги от геометрии РК и воздухопровода при смешанном режимах

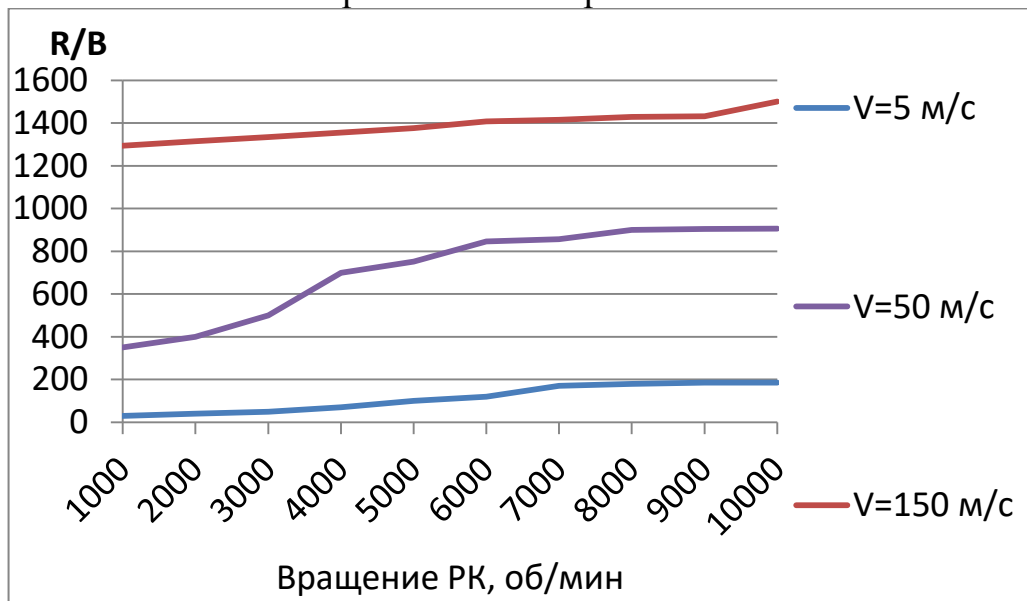


Рисунок 1.14 – Зависимость тяги от скорости вращения РК при компрессорном режиме

Следует отметить, что при любом исполнении РК и воздухопровода, компрессорный режим входит в нормальное состояние только после пятого оборота РК (рисунок 1.15). Это также связано с тем, что характер течения достаточно сложный и ему необходимо время для выхода на установившийся режим.

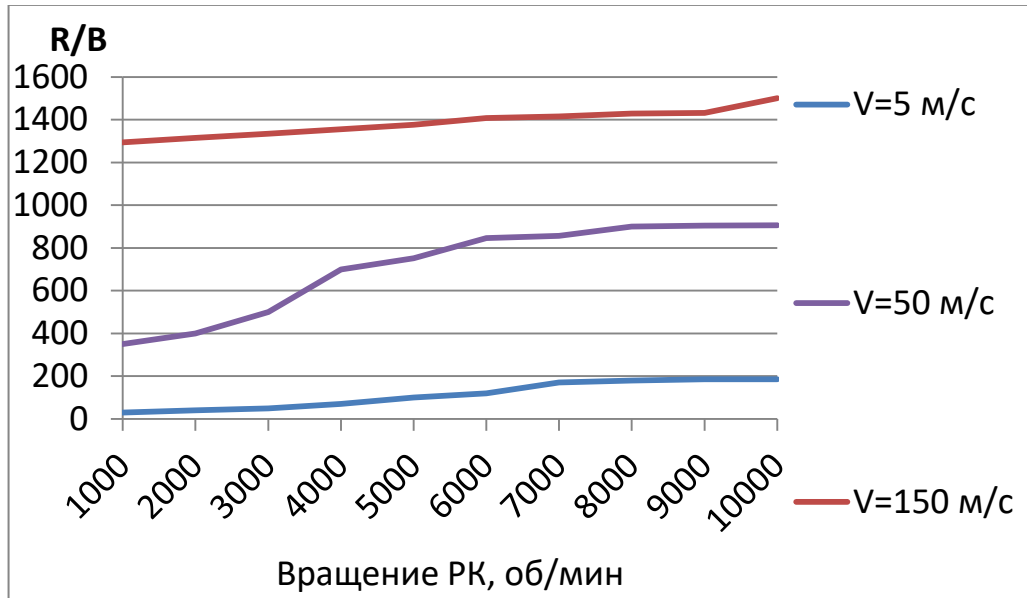


Рисунок 1.14 – Зависимость тяги от скорости вращения РК при компрессорном режиме

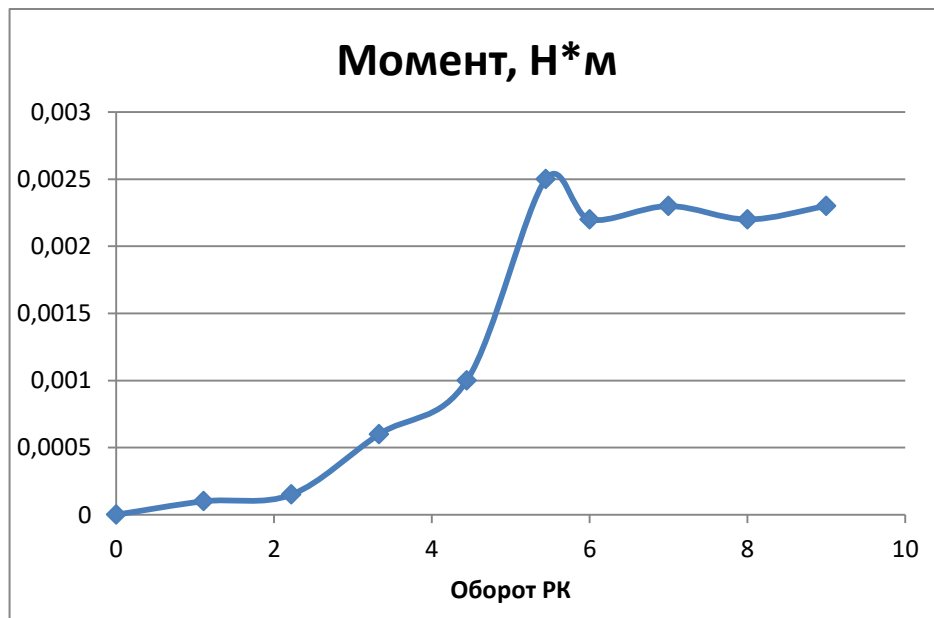


Рисунок 1.15 – Зависимость момента от числа оборотов компрессорного и смешанного режима

На основе анализа результатов моделирования были разработаны следующие рекомендации:

1. Для всех трёх режимов работы необходимы загнутые вперед лопасти. Загиб лопастей в противоположную сторону приводит к тому, что они начинают оказывать сопротивление протекающему потоку.
2. Соотношение между диаметрами РК D_1/D_2 должно лежать в интервале 0,7–0,8. Выход за верхнюю границу приводит к уменьшению расхода, переход через нижнюю границу ведёт к снижению давления, которое создается обеими ступенями решетки лопастей.
3. Колесо должно вращаться против часовой стрелки, так как поток при прохождении второй ступени РК отклоняется по направлению его вращения. В этом случае угол отклонения потока лежит в интервале от 70 до 180 градусов.
4. Угол поворота сброса воздуха относительно воздухопровода γ должен быть не менее 90 градусов.
5. Зазор между РК и языком должен находиться в диапазоне 0,02–0,03 D_2 .
6. Начальный участок кривизны воздухозаборника должен составлять от 60 до 70 градусов.
7. Внешний угол загиба лопастей для компрессорного режима и смешанного режима на малых скоростях полета лежит от 25 до 45 градусов, а внутренний угол загиба лопастей от 70 до 90 градусов.
8. Если представить воздухозаборник и каналы сброса в виде дуг, то лучшими конфигурациями для них в компрессорном режиме являются дуги по окружности колеса в диапазоне градусов 140–230 и 90–130 соответственно.
9. Смешанный и генераторный режим требуют уменьшения дуги РК, открытой потоку до 160–200.
10. Оптимальное число лопастей для компрессорного и смешанного режимов на малых скоростях набегающего потока лежит в диапазоне от 18 до 24.
11. Оптимальное число лопастей для генераторного режима от 8 до 12.

12. Оптимальное число лопастей смешанного режимов на скоростях полета более 100 м/с в диапазоне 10-16.
13. Если исполнительный механизм должен работать в нескольких режимах, то следует определить какой режим будет основным и осуществлять подбор параметров, начиная с этого режима.
14. При отсутствии необходимой информации следует ориентироваться на требования, предъявляемые для работы в компрессорном режиме.

1.4. Верификация результатов численного моделирования

Представленные результаты моделирования нуждаются в верификации. В источниках [32, 35] можно найти результаты продувки диаметральных вентиляторов, что позволяет проверить отработку компрессорного режима.

Для проверки были созданы геометрические модели, совпадающие по размерам с исследуемыми в указанных источниках, сформирована сетка, аналогичная сетке из п.1.3, и заданы те же граничные условия.

Пример сравнения результатов, полученных в результате продувки [32] и численного расчета, приведены на рисунках 1.16 и 1.17.

Следует отметить, что результаты экспериментальных продувок и их условия приводятся в относительных безразмерных величинах, в которых выделяют относительный расход φ и относительное давление ψ [33].

Относительный расход:

$$\varphi = \frac{\dot{m}}{Dbu},$$

где D – диаметр рабочего колеса, b – ширина рабочего колеса, u – окружная скорость концов лопастей.

Относительное давление:

$$\psi = \frac{2p_v}{\rho u^2},$$

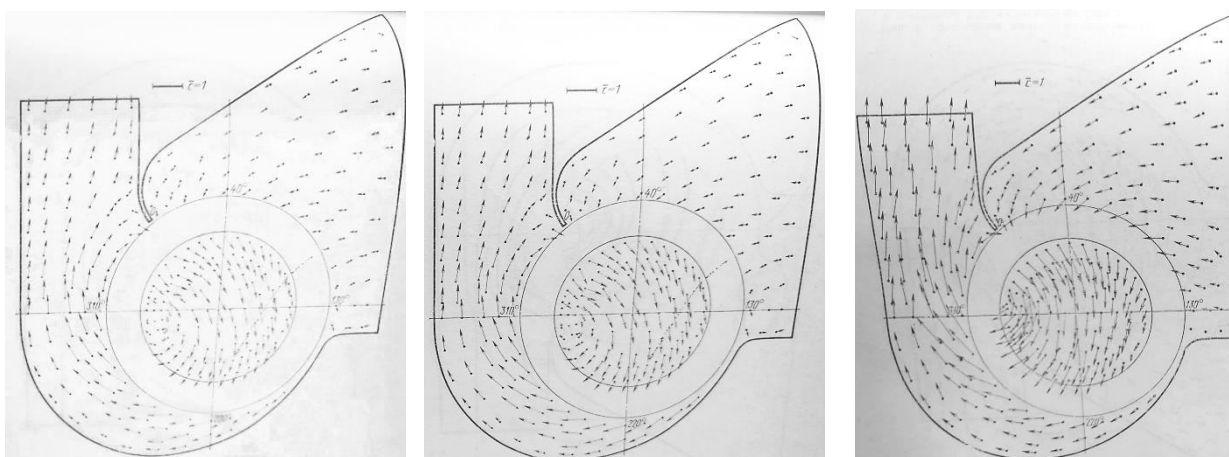
где p_v – полное давление воздуха.

На рисунке 1.16 сравниваются диаграммы абсолютных скоростей при различных значениях φ . Показатель \bar{c} соответствует значению абсолютной скорости.

$$\bar{c} = c / u^2,$$

где c – абсолютное значение скорости потока, u – линейная скорость потока на РК.

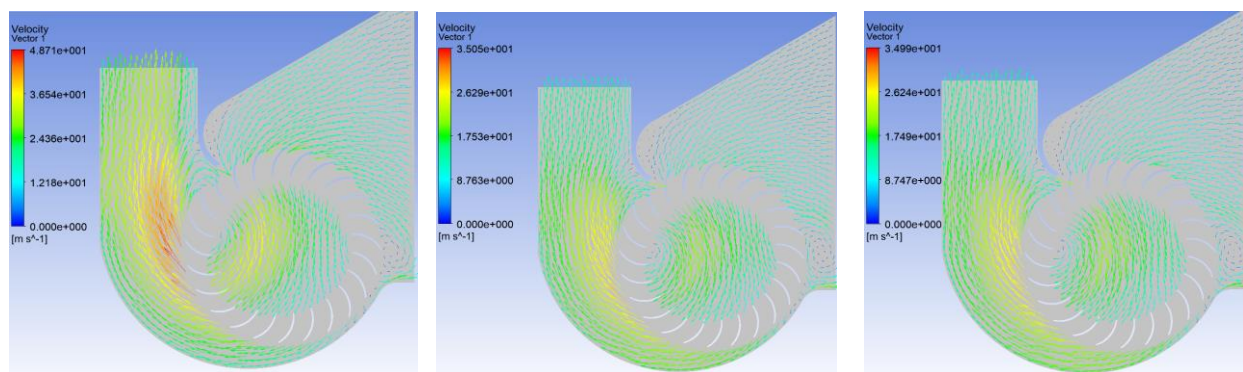
Как можно видеть, векторные диаграммы абсолютных скоростей и расположение вихря совпадают. Однако, центр вихря у результатов, полученных моделированием смещен относительно данных эксперимента. Другим отличием результатов моделирования является оформленный небольшой вихрь на колесе у входа в воздухозаборник. Указанные расхождения достаточно малы и не влияют на результаты моделирования. Более подробной оценке результатов, полученных моделированием мешает тот факт, что в результатах продувки не показано, как ведет себя поток непосредственно на лопастях.



а) эксперимент $\varphi=0,85$

б) эксперимент $\varphi=0,55$

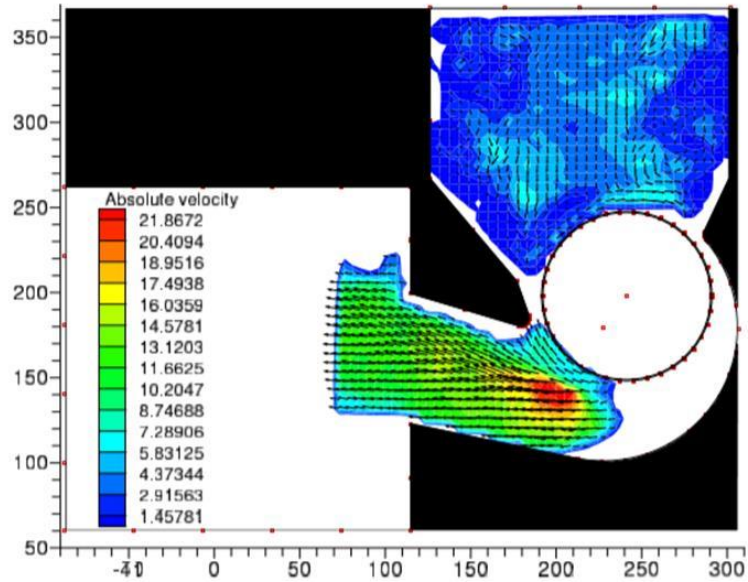
в) эксперимент $\varphi=0,35$



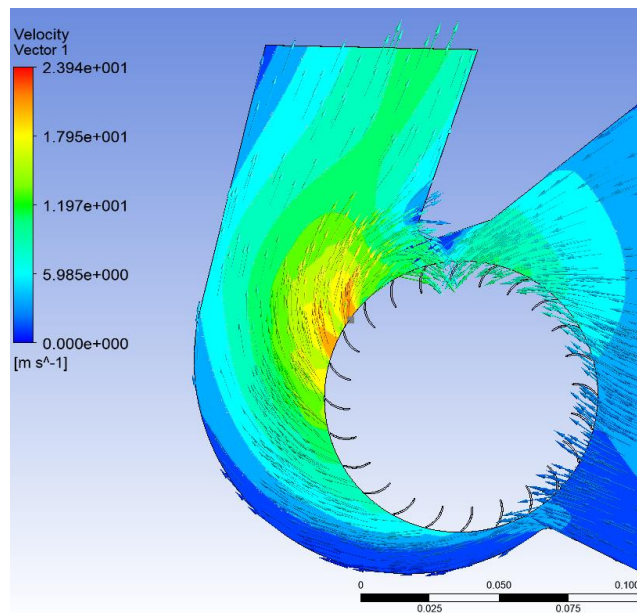
г) моделирование $\varphi=0,85$ д) моделирование $\varphi=0,55$ е) моделирование $\varphi=0,35$

Рисунок 1.16 – Поле скоростей диаметрального вентилятора Д17-42

Пример сравнения поля скоростей, полученного экспериментально в PIV-камере [35] и поля, полученного путем численного моделирования, приведен на рисунке 1.17.



а) результаты эксперимента в PIV-камере



б) результаты численного моделирования

Рисунок 1.17 – Поле скоростей работы диаметральной лопастной машины при скорости вращения 1500 об/мин

Как можно видеть, в обоих случаях направление векторов скоростей и расположение вихря соответствуют экспериментальным значениям. Необходимо отметить, что при этом абсолютное значение векторов истекающего потока, полученных экспериментально выше, чем значения, полученные при моделировании (например, максимальное значение вектора скорости 23 против 21,86 м/с). Эта разница связана с качеством заданной расчётной сетки, трением потока в канале, а также заданными граничными условиями. Например, температурой или давлениями на входе и выходе из воздухопровода. Так как разница между показаниями экспериментов и результатами численного моделирования составила менее 20%, то моделирование компрессорного режима проведено корректно.

Смешанный и генераторный режим экспериментально проверить не представляется возможным вследствие отсутствия соответствующих данных. Следовательно, проверка корректности проведения конечно-элементного анализа будет выполнена с упрощённой математической модели в главе 3.

1.5. Выводы к главе 1

- Проведён анализ основных принципов построения диаметральных лопастных машин и их компоновок в составе летательных аппаратов, на основании которого выявлена базовая схема для дальнейшего исследования.
- Предложен и запатентован способ управления беспилотным летательным аппаратом на основе изменения вектора тяги за счет регулирования скорости вращения электродвигателя газодинамического привода. Предложенный способ позволяет наиболее эффективно использовать энергию набегающего потока.
- Проведен анализ физических процессов в воздухопроводе, на основе которого выявлены возможные картины течения потока и определены особенности возникновения вихрей, снижающих эффективность работы диаметральной лопастной машины.
- Рассмотрены особенности диаметральных лопастных машин, их аэродинамика, определен перечень проблемных вопросов, нуждающихся в особом внимании и установлена взаимосвязь вырабатываемой тяги и основных конструктивных параметров РК и воздухозаборника.
- Разработаны рекомендации проектирования РК и воздухопровода, обеспечивающие работу во всех трёх режимах.
- Показана возможность работы диаметральной лопастной машины в режиме электрогенератора.
- Выполнено сравнение результатов численного моделирования и экспериментальных данных. Результаты отличаются друг от друга в пределах 20%, что даёт возможность говорить о достоверности разработанной модели.

2. Разработка математической модели газодинамического привода с диаметральной лопастной машиной

2.1. Формирование математического описания газодинамического привода с диаметральной лопастной машиной

В главе 1 был исследован сложный характер течений в РК и воздухопроводе без учёта физических процессов в электродвигателе и информационных процессов в устройстве управления. Дальнейшие исследования направлены на изучение этих процессов совместно с газодинамическими процессами, имеющими место в РК и воздухопроводе. Так как необходимо получить зависимости вырабатываемой тяги от условий окружающей среды, параметров ДЛМ и алгоритмов переключения между режимами работы, то следует разработать эквивалентную упрощенную модель на базе сформированных рекомендаций в главе 1.

С этой целью примем следующие упрощения: поток проходит без трения, он адиабатичен, стационарен и несжимаем, рециркуляционные и запирающие вихри не учитываются. Подобные упрощения дают возможность предварительной оценки характеристик привода с заданными параметрами.

Представление механизма взаимодействия элементов ГДП и формирование вектора тяги R рассмотрено на примере одного из контуров привода.

Для оптимизации и унификации все возможные режимы работы отражены в математической модели.

Математическая модель газодинамического привода в первом приближении строится на основе действия физических законов:

1. Основных уравнений, описывающий работу электродвигателя (ЭД).
2. Баланса секундного массового расхода воздуха на входе в РК и в канале сброса.
3. Баланса моментов, действующих между РК и ЭД.
4. Уравнения состояния воздуха в воздухозаборнике, входном канале РК и в канале истечения воздушного потока.

Электродвигатель постоянного тока можно описать следующими уравнениями.

Уравнение баланса тока и напряжений в обмотке якоря ЭД

$$U_y = I \cdot R_{\text{я}} + L \cdot \frac{dI}{dt} + C_E \cdot \Omega, \quad (2.1)$$

где U_y – напряжение управления ЭД; I – ток в якоре; $R_{\text{я}}$ – активное сопротивление обмотки якоря; L – индуктивность обмотки якоря; C_E – коэффициент противо-ЭДС; Ω – угловая скорость ЭД.

Момент развиваемый ЭД:

$$M_{\text{ДВ}} = C_M \cdot I, \quad (2.2)$$

где C_M – коэффициент момента.

Уравнения моментов, действующих на валу РК-ЭД:

$$M_{\text{ДВ}} \pm M_{\text{РК}} = (J_{\text{ДВ}} + J_{\text{РК}}) \cdot \frac{d\Omega}{dt}, \quad (2.3)$$

где $J_{\text{ДВ}}, J_{\text{РК}}$ – моменты инерции вращающихся частей ЭД и рабочего колеса; $M_{\text{РК}}$ – момент нагрузки на ЭД со стороны РК.

Уравнения, описывающие процессы в канале воздухоборника и РК, представлены ниже.

Баланс массового секундного расхода в воздухозаборнике и РК:

$$v_{\text{ВХ}} \cdot \rho \cdot S_{\text{ВХ}} = \frac{V_{\text{ВХ}}}{R \cdot T} \frac{dp_{\text{ВХ}}}{dt} + \frac{q_{\text{РК}}}{2\pi \cdot R \cdot T} \cdot \Omega \cdot p_{\text{ВХ}}, \quad (2.4)$$

где $p_{\text{ВХ}}$ – давление на входе в РК; $v_{\text{ВХ}}$ – скорость потока воздуха на входе в воздухозаборник; ρ – плотность воздуха; $V_{\text{ВХ}}$ – объём воздухозаборника; R, T – универсальная газовая постоянная и температура воздуха; $\frac{q_{\text{РК}}}{2\pi}$ – удельный межлопастной объём РК за оборот.

Момент РК, действующий на вал:

$$M_{\text{РК}} = \frac{q_{\text{РК}}}{2\pi} \cdot (p_{\text{ВЫХ}} - p_{\text{ВХ}}), \quad (2.5)$$

где $p_{\text{ВЫХ}}$ – давление в канале сброса.

Также необходимо описать процессы в канале сброса воздуха.

Баланс массового секундного расхода в выходном канале сброса воздуха

$$\rho \cdot \Omega \cdot \frac{q_{PK}}{2\pi} = \frac{V_{ВЫХ}}{R \cdot T} \cdot \frac{d\rho_{ВЫХ}}{dt} + A \cdot S_{ВЫХ} \cdot p_{ВЫХ}, \quad (2.6)$$

где Ω – угловая скорость РК; $V_{ВЫХ}$ – объём канала сброса воздуха; $S_{ВЫХ}$ – площадь проходного сечения канала сброса воздуха; A – коэффициент истечения воздуха

через канал сброса воздуха $A = \sqrt{\left(\frac{2g}{RT}\right) \frac{k}{k+1} \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{2}{k-1}}}$; $k = 1,4$ – коэффициент адиабаты воздушного потока.

Уравнение для расчёта тяги на выходе из канала сброса воздуха:

$$R = v_{ВЫХ} \cdot \dot{m}_{ВЫХ} = v_{ВЫХ} \cdot A \cdot S_{ВЫХ} \cdot p_{ВЫХ}, \quad (2.7)$$

где $\dot{m}_{ВЫХ}$ – массовый расход, $v_{ВЫХ} = \sqrt{\frac{2kRT}{k-1} \cdot \left[1 - \left(\frac{p_0}{p_{ВЫХ}}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]}$ – скорость воздушного потока в критическом сечении канала сброса воздуха, $S_{ВЫХ}$ – площадь выходного отверстия канала сброса воздуха.

Управляющий момент, формируемый вектором тяги, относительно центра массы ЛА имеет вид

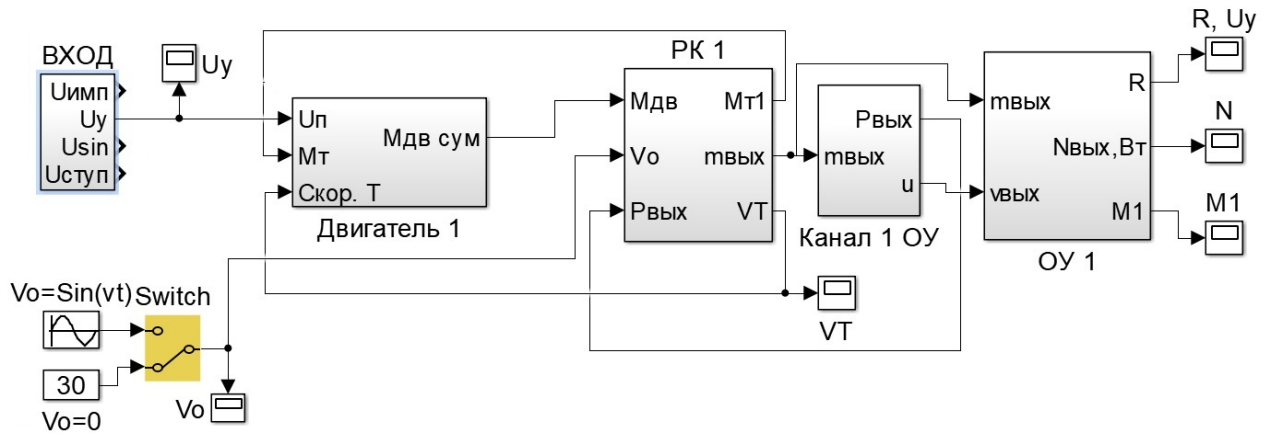
$$M_y = R \cdot l_1, \quad (2.8)$$

где l_1 – плечо, на котором действует вектор тяги относительно центра масс ЛА.

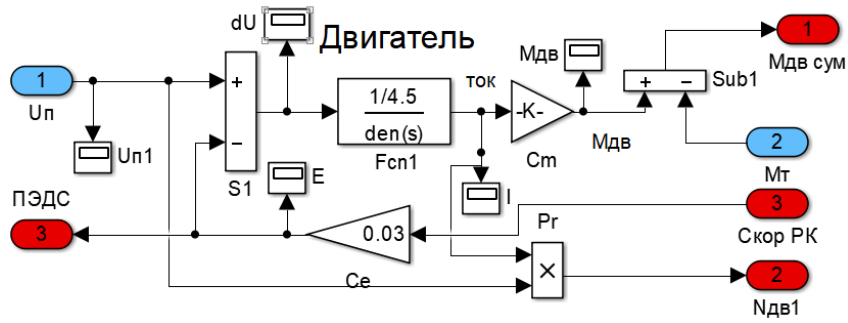
На рисунке 2.1, а представлена структурная схема математической модели газодинамического привода, а на рисунках 2.1 б-г модели каждого блока в соответствии с уравнениями (2.1-2.8).

Приведенная схема является базовой для дальнейшего исследования работы ГДП с диаметральной лопастной машиной и управляющим электродвигателем. В зависимости от требуемой точности и исследуемых режимов работы в нее можно вносить изменения и дополнения.

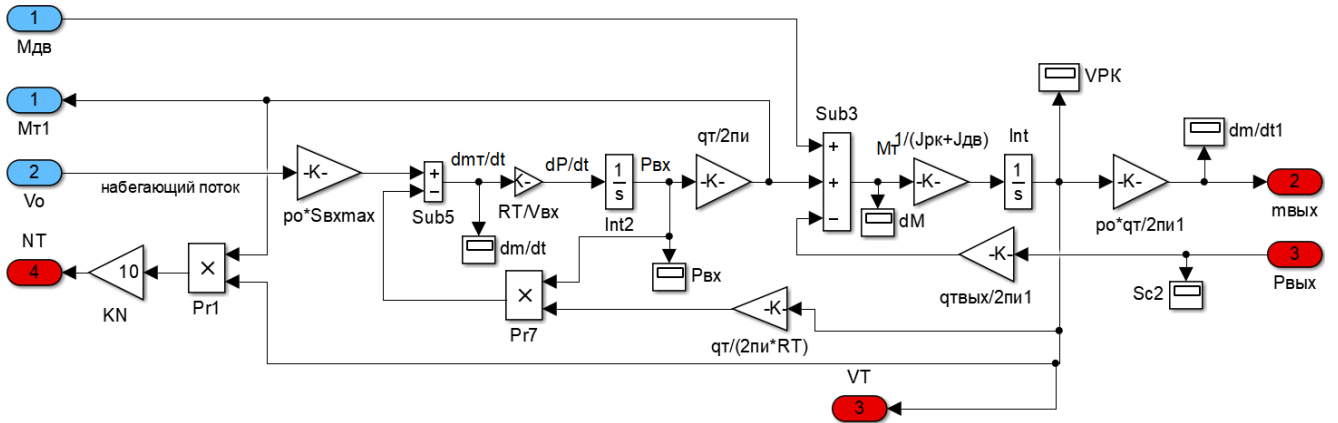
Схема с рисунка 2.1 позволяет изучить все режимы работы привода. Однако, при переключении между режимами необходимо самостоятельно вносить изменения в уравнение (2.3), исходя из того, что в конкретном режиме помогает вращению потока, а что является нагрузкой.



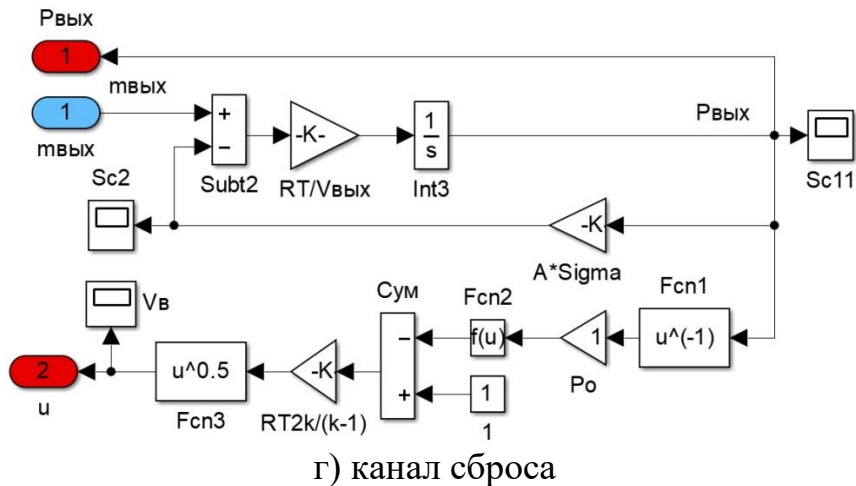
а) контур



б) электродвигатель



в) рабочее колесо



г) канал сброса

Рисунок 2.1 – Математическая модель ГДП

Математическая модель блока входных воздействий позволяет формировать на входе ЭД сигнал управления в форме одиночного импульса, серии импульсов, ступеней, гармоник и пр.

Реализация режима включения и отключения скоростного напора на входе в воздухозаборник рабочего колеса обеспечивается переводом переключателя *Switch* из положения $V(t) = V_0 \cdot \sin(\omega t)$ в $V(t) = 0$.

При установке скорости набегающего потока $V_0 = 0$ м/с ведущим звеном в контуре управления становится ЭД. РК является пассивным элементом ($M_{PK} < M_{ДВ}$) и работает в режиме компрессора. Воздушный поток образуется за РК на входе в канал сброса воздуха. В случае адаптации блока РК под режим компрессора можно проводить предварительные исследования диаметральных колес различных конструкций.

Полученную математическую модель ГДП можно использовать для исследования вырабатываемой суммарной тяги в двух-, трёх- и четырёхприводных системах управления полётом.

В случае одновременной работы нескольких приводов (рисунок В.10) суммарная тяга получается путём сложения и вычитания значений тяги на каждом канале сброса (рисунки 2.2-2.3).

Реализация блока телеметрии (ТЛМ) представлена на рисунке 2.4.

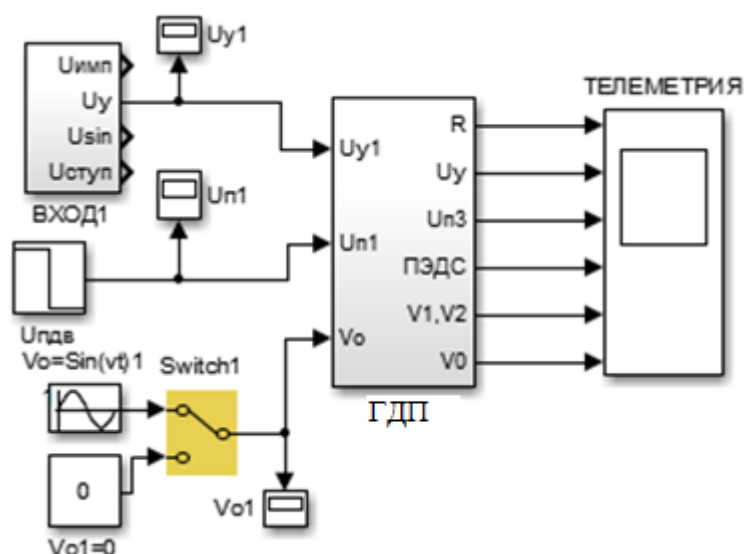


Рисунок 2.2 – Блок привода с входными воздействиями

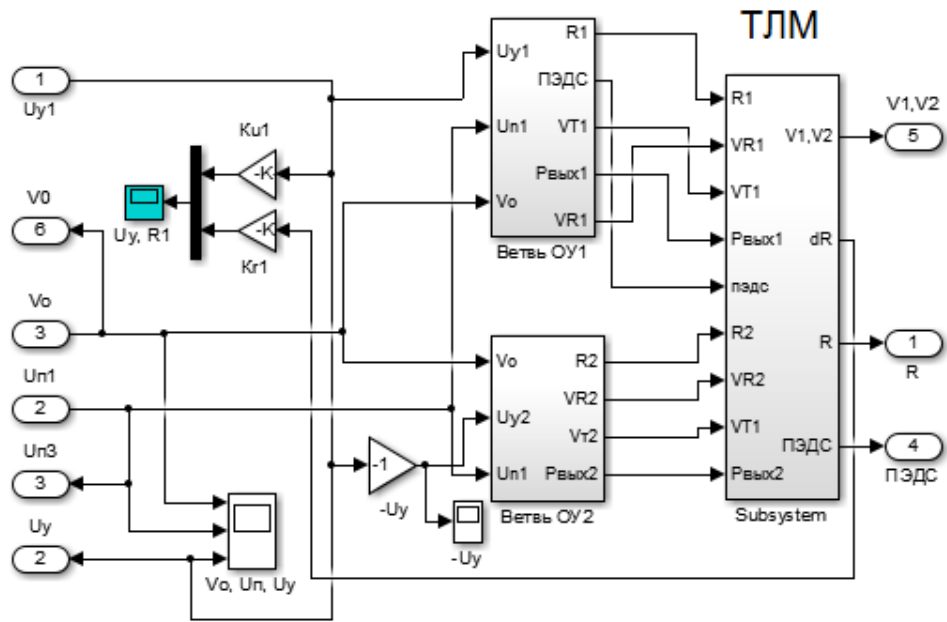


Рисунок 2.3 – Соединение двух приводов и блока телеметрии

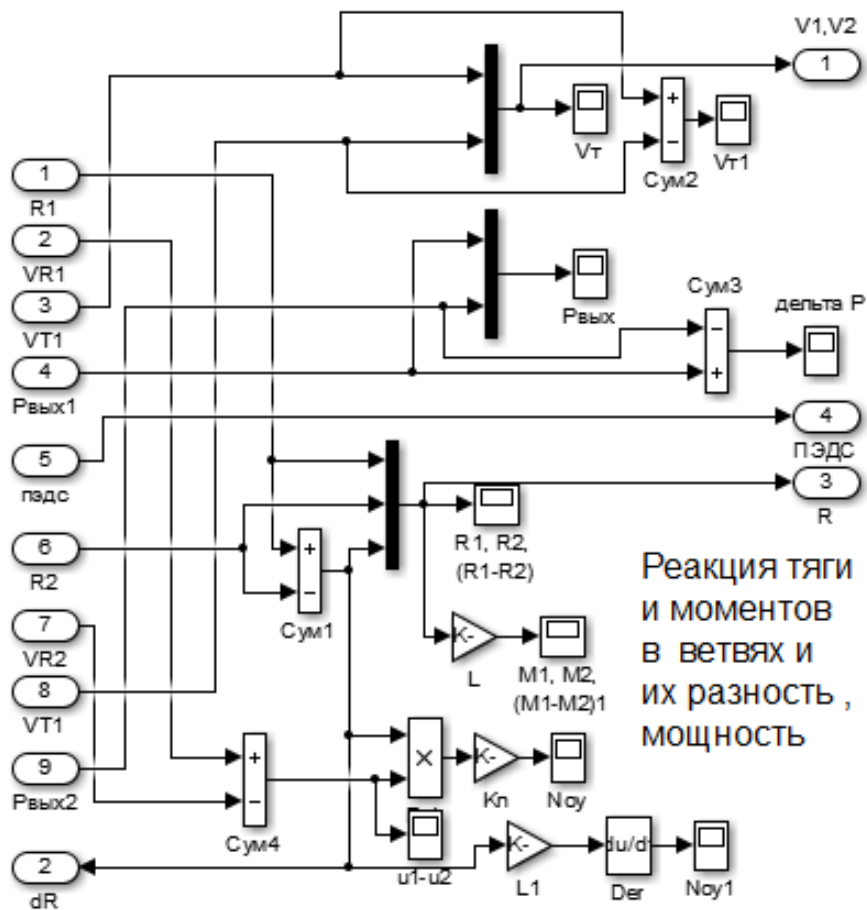


Рисунок 2.4 – Блок телеметрии

2.2. Верификация математической модели для компрессорного режима

Представленная модель получена впервые и нуждается в проверке.

По аналогии с численным моделированием верификация проводится путем сравнения экспериментальных результатов из открытых источников диаметральных вентиляторов и результатов моделирования для компрессорного режима.

Результаты такого сравнения приведены на рисунке 2.5 .

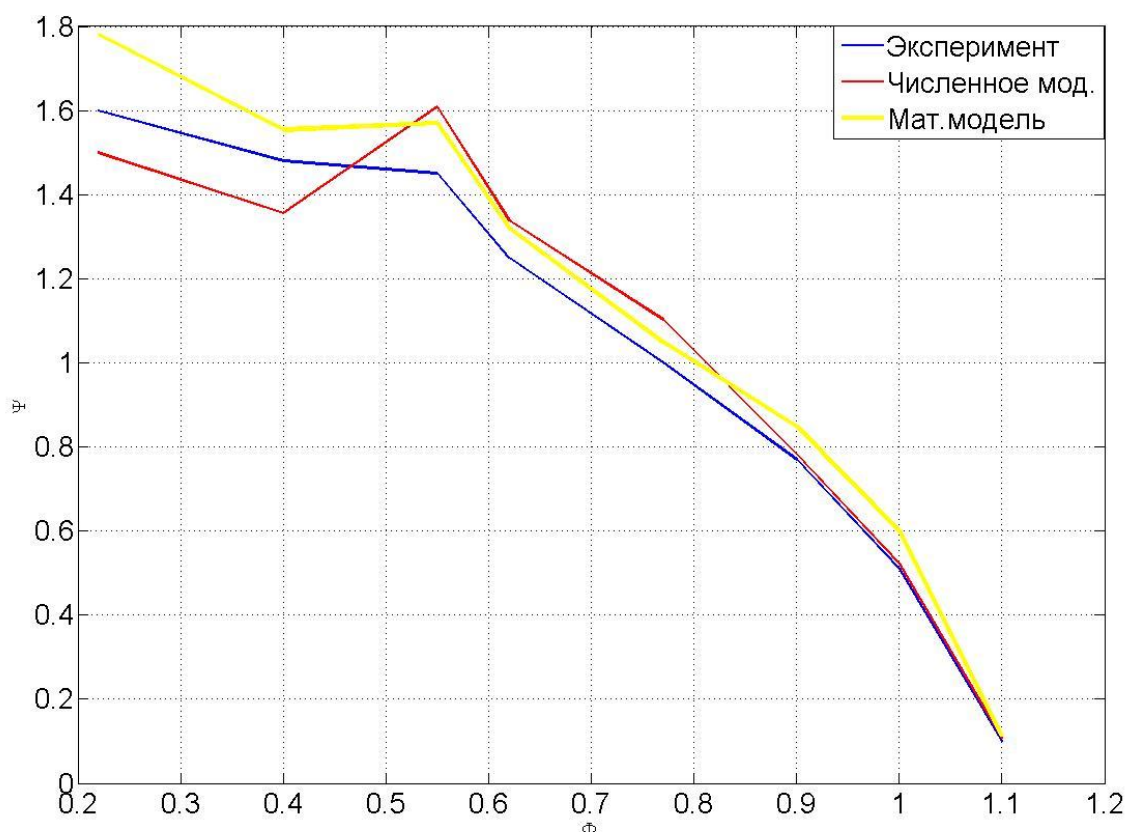


Рисунок 2.5 – Верификация компрессорного режима

Как можно видеть, графики отличаются друг от друга с погрешностью, не превышающей 15%. Однако, следует отметить, что показанная верификация касается только ДЛМ, геометрия которых соответствует рекомендациям, приведённым в п.1.3. В других случаях, возможны резкие падения значения ψ на малых значениях относительного расхода ϕ , которые модель не отражает. Подобные отличия связаны упрощением модели.

Отсутствие экспериментальных данных о работе ДЛМ в генераторном и смешанном режимах приводит к невозможности оценки в этих режимах коррект-

ности результатов расчёта. Поэтому было решено, что для верификации результатов моделирования необходимо провести сравнение результатов конечно-элементного анализа и результатов, полученных с помощью математической модели. Так как конечно-элементный анализ базируется на решении уравнений Навье-Стокса, а математическая модель предлагает описание процессов в исполнительном механизме, обе модели с одной стороны не зависят друг от друга, а с другой должны давать идентичные результаты при одинаковых конструктивных параметрах и внешних условиях.

2.3. Сравнение полученных результатов при конечно-элементном анализе и математическом моделировании

При работе в смешанном режиме значение относительного расхода φ не может быть меньше единицы зависит от скорости набегающего потока, а значения перепадов давлений может меняться в более широком диапазоне. Ввиду этого с целью упрощения работы было решено провести сравнение разработанной математической модели и модели, используемой в конечно-элементном анализе, по вырабатываемой тяге. Так как при численном моделировании задача решалась в 2D постановке, сравниваются относительные значения тяги, характеризующие отношение вырабатываемой тяги к ширине воздухопровода (R/B)

Разработанные модели считаются корректными, если результаты их моделирования отличаются в пределах 20%. Пример такого сравнения для смешанного режима приведен на рисунке 2.6, где результаты отличаются не более, чем на 18 %.

Картина для генераторного режима аналогична рисунку 2.6.

Однако, как и в случае с компрессорным режимом, эти результаты правомочны, если конструктивные параметры РК и воздухопровода лежат в интервалах, указанных в главе 1. Если они находятся вне этих интервалов, то принятые упрощения приведут к расхождениям, превышающим 20%.

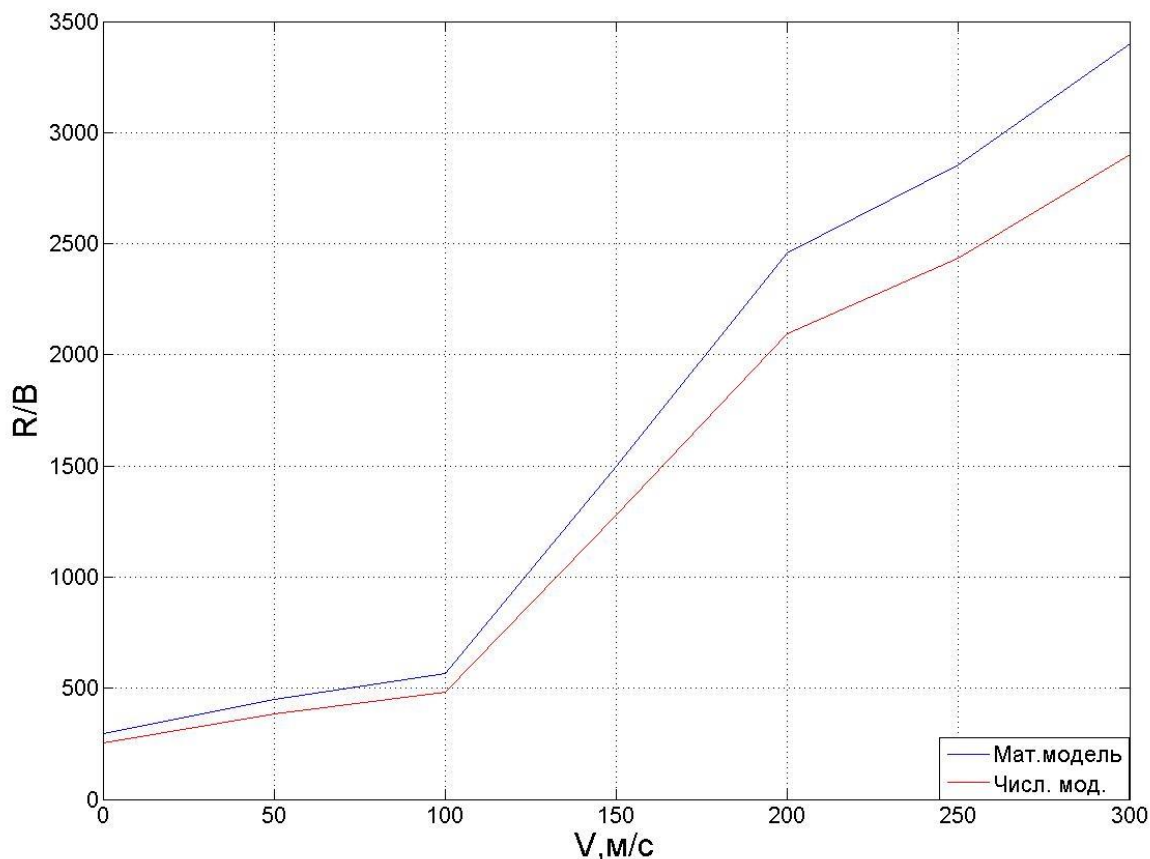


Рисунок 2.6 – Результаты моделирования при смешанном режиме

Кроме того, на погрешность влияют следующие допущения:

1. Неустановившиеся процессы течения газа через переменный дроссель воздухозаборника в межлопастной объём РК рассматриваются как квазистатические, т.е. принимается, что в переходном процессе в каждый момент времени мгновенное значение расхода газа через дроссель такое же, каким оно было бы при данной разнице давлений в условиях установившегося течения. Не учтённое при введении допущения о действии сил инерции, приводят к появлению в формировании давления запаздывания по времени.

2. Предполагается, что изменение состояния газа в межлопастном объёме подчинено адиабатическому закону. В действительности при переходных процессах чаще всего состояние некоторой массы газа в полости не следует закону адиабаты. Обычно для камер рассматриваемых типов процессы изменения состояния газа являются промежуточными между адиабатическими и изотермическими процессами.

Чтобы компенсировать это, был разработан способ «подтягивания» результатов моделирования путем «гибридизации» модели.

В этом случае необходимо вернуться от относительных значений давления и расхода к реальным.

Примем, что безразмерные параметры полученные в математической модели и в конечно-элементном анализе представляют собой отношение текущего значения параметра к максимальной его величине, которое получено соответственно в эксперименте и модели:

$$\bar{P}_\varepsilon = \frac{P_\varepsilon}{P_{\varepsilon \max}}, \bar{Q}_\varepsilon = \frac{Q_\varepsilon}{Q_{\varepsilon \max}}, \bar{P}_M = \frac{P_M}{P_{M \max}}, \bar{Q}_M = \frac{Q_M}{Q_{M \max}}, \quad (2.9)$$

где $P_\varepsilon, Q_\varepsilon$ – значение давления и расхода, полученные экспериментально (или путем конечно-элементного анализа),

$P_{\varepsilon \max}, Q_{\varepsilon \max}$ – максимальное значение давления и расхода, полученные экспериментально (или путем конечно-элементного анализа);

$\bar{P}_\varepsilon, \bar{Q}_\varepsilon$ – относительные значения давления и расхода, полученное экспериментально (или путем конечно-элементного анализа);

P_M, Q_M – значение давления и расхода, полученные через модель для заданного расхода

$P_{M \max}, Q_{M \max}$ – максимальное значение давления и расхода, полученные через модель;

\bar{P}_M, \bar{Q}_M – относительные значения давления и расхода, полученные через модель.

В качестве примера проведем коррекцию модели по снятым с помощью численного моделирования данным. Модель не соответствовала рекомендациям из главы 1 и содержала внутри электродвигатель. Размерная экспериментальная зависимость давления в выходном канале РК от секундного объёмного (массового) расхода $P_\varepsilon = f(Q_\varepsilon)$ представлена на рисунке 2.7

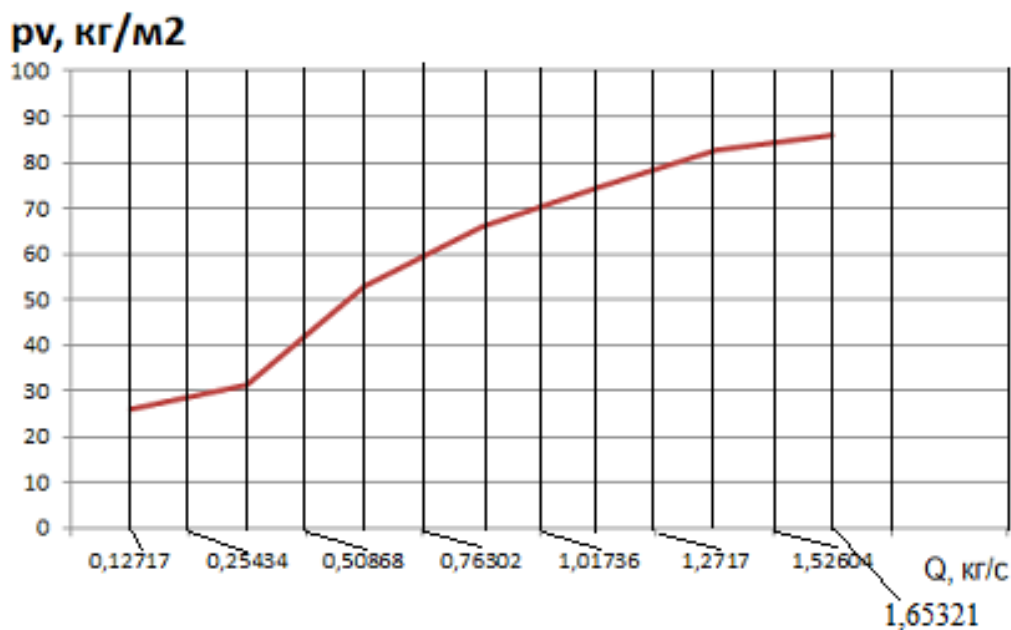


Рисунок 2.7 – График экспериментальной зависимости $P_3 = f(Q_3)$

Кривая давления P достигает насыщения $P = P_{\max} = 0.85 \text{ кг/см}^2$ при $Q = Q_{\max} = 1.65321 \text{ кг/с}$ (градиент $dP/dQ \approx 0$). Безразмерные величины рассчитываются по следующим формулам: $\bar{P} = P/P_{\max}$, $\bar{Q} = Q/Q_{\max}$.

Тогда, в относительных координатах график будет иметь вид, представленный на рисунке 2.8.

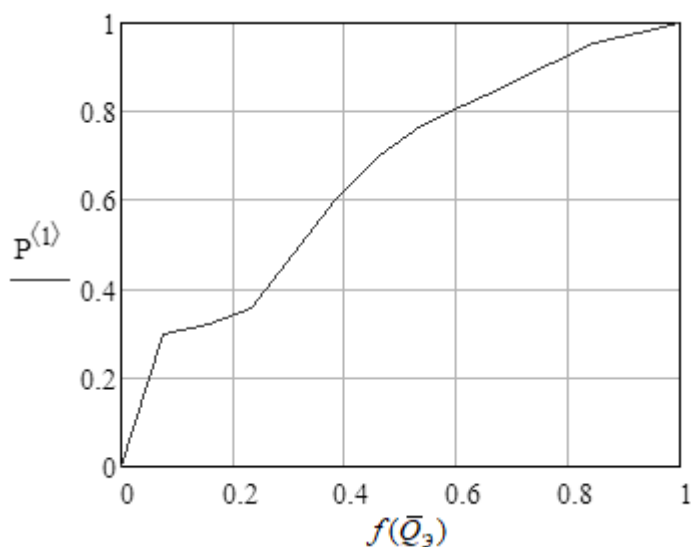


Рисунок 2.8 – График $\bar{P}_3 = f(\bar{Q}_3)$

Аппроксимируем экспериментальные данные полиномом третьей степени:

$$\begin{aligned}
 f(x) &= k_3 + k_4 x + k_5 x^2 + k_6 x^3, \\
 Vx &= [0.23 \ 0.307 \ 0.384 \ 0.461 \ 0.538 \ 0.6154 \ 0.692 \ 0.769 \ 0.84161 \ 0.923 \ 1], \\
 Vy &= [0.36 \ 0.477 \ 0.6 \ 0.698 \ 0.767 \ 0.814 \ 0.86 \ 0.907 \ 0.953 \ 0.977 \ 1], \\
 k &= \text{regress}(Vx, Vy, 3), \\
 k &= [3 \ 3 \ 3 \ -0.196 \ 2.988 \ -2.788 \ 0.99].
 \end{aligned}
 \tag{2.10}$$

Тогда

$$\bar{P}_{ЭП} = -0.196 + 2.988 \cdot \bar{Q}_Э - 2.778 \cdot \bar{Q}_Э^2 + 0.99 \cdot \bar{Q}_Э^3.
 \tag{2.11}$$

Графики экспериментальных данных и полиномиальной зависимости третьего порядка показаны на рисунке 2.9.

Более точные данные по итогам моделирования занесены в матрицу P , которая будет использована для преобразования и проведения дальнейших вычислительных операций, необходимых с целью построения откорректированной по результатам эксперимента гибридной модели

$$P = \begin{bmatrix} 0 & 0.0909 & 0.1818 & 0.2727 & 0.3636 & 0.4545 & 0.5454 & 0.6363 & 0.7272 & 0.8181 & 0.909 & 1 \\ 0 & 0.3168 & 0.4363 & 0.5297 & 0.6078 & 0.6785 & 0.7417 & 0.8 & 0.8545 & 0.9055 & 0.9539 & 1 \end{bmatrix}$$

Уточнённая модельная и экспериментальная зависимости $\bar{P}_Э, \bar{P}_М = f(\bar{Q})$ представлены на рисунке 2.10.

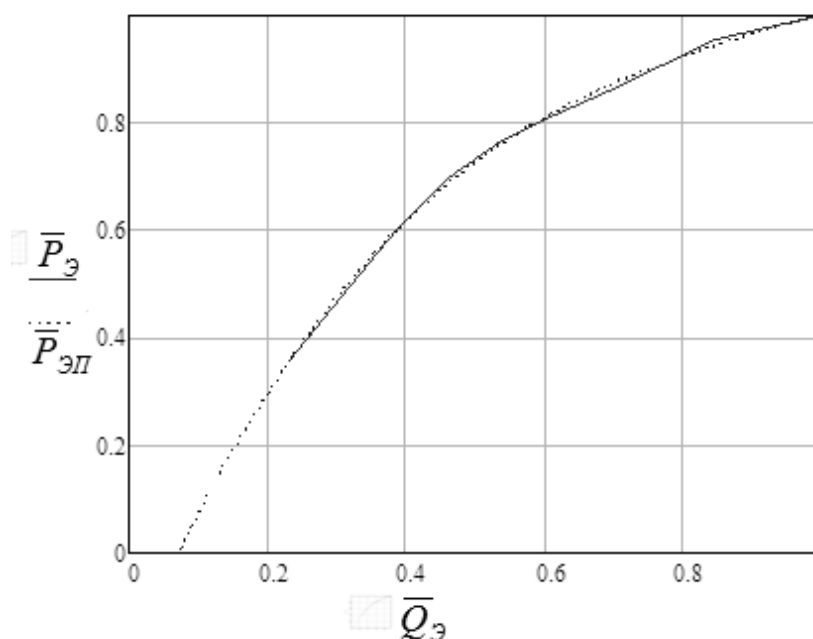


Рисунок 2.9 – Графики зависимостей $\bar{P}_Э = f(\bar{Q})$, $\bar{P}_{ЭП} = f(\bar{Q})$

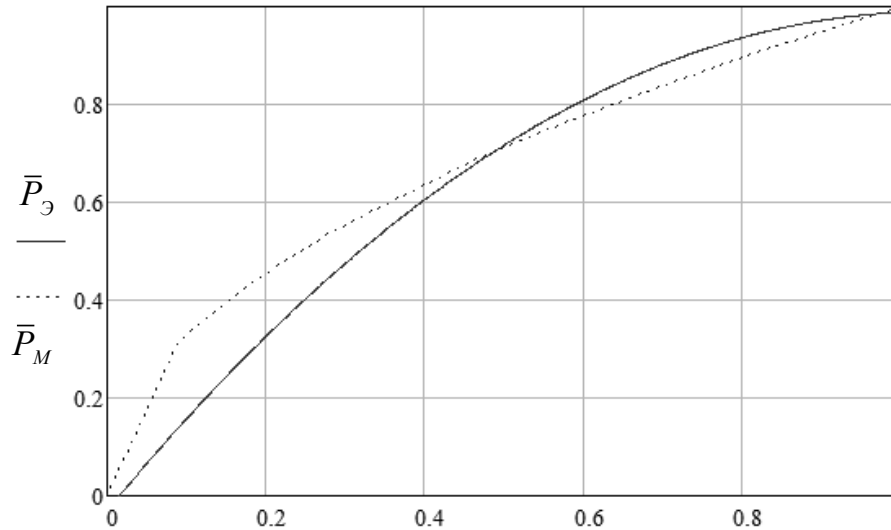


Рисунок 2.10 – Уточненная модельная и экспериментальная зависимости $\bar{P}_\varepsilon, \bar{P}_M = f(\bar{Q})$

Разность между модельной и экспериментальной кривыми представляет собой ошибку моделирования в зависимости от безразмерного параметра \bar{Q} в виде:

$$\Delta \bar{P}_M = \bar{P}_M - \bar{P}_\varepsilon = f(\bar{Q}) \quad (2.12)$$

Выражение $\Delta \bar{P}_M = f(\bar{Q})$ является уравнением звена коррекции модельной кривой $\bar{P}_M = f(\bar{Q})$, позволяющее получить результаты моделирования с минимальной ошибкой по отношению к эксперименту.

Для определения формульного соотношения звена коррекции воспользуемся методом регрессии разности $\Delta \bar{P}_M = \bar{P}_M - \bar{P}_\varepsilon = f(\bar{Q})$ полиномом третьей степени.

График ошибки моделирования в сравнении с экспериментом $\Delta \bar{P}_M = \bar{P}_M - \bar{P}_\varepsilon = f(\bar{Q})$ представлен на рисунке 2.11.

Q	P _М -P _Э	P _М - P _Э = dP
0	0.03	
0.0909	0.3168 - 0.141	0.3168 - 0.141 = 0.176
0.1818	0.4363 - 0.297	0.4363 - 0.297 = 0.139
0.2727	0.5297 - 0.436	0.5297 - 0.436 = 0.094
0.3636	0.6078 - 0.56	0.6078 - 0.56 = 0.048
0.4545	0.6785 - 0.668	0.6785 - 0.668 = 0.01
0.5454	0.7417 - 0.761	0.7417 - 0.761 = -0.019
0.6363	0.8 - 0.838	0.8 - 0.838 = -0.038
0.7272	0.8545 - 0.899	0.8545 - 0.899 = -0.044
0.8181	0.9055 - 0.944	0.9055 - 0.944 = -0.038
0.909	0.9539 - 0.974	0.9539 - 0.974 = -0.02
1	1 - 0.988	1 - 0.988 = 0.012

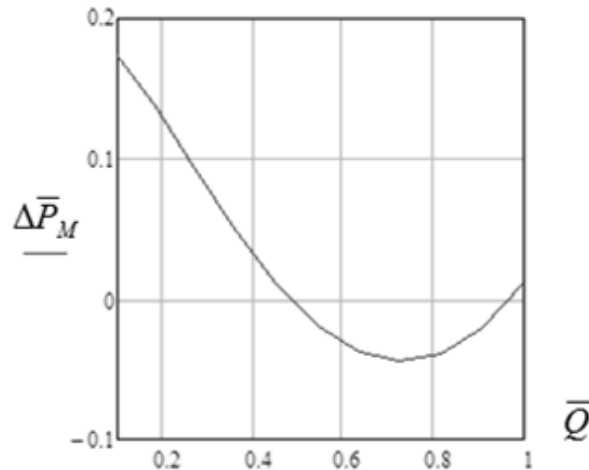


Рисунок 2.11 – График ошибки моделирования $\Delta\bar{P}_M = f(\bar{Q})$

Найдём формульное выражение ошибки моделирования методом регрессии полиномиальной зависимостью.

$$f(x) = k_3 + k_4 x + k_5 x^2 + k_6 x^3,$$

$$Vx = [0 \ 0.0909 \ 0.1818 \ 0.2727 \ 0.3636 \ 0.4545 \ 0.5454 \ 0.6363 \ 0.7272 \ 0.8181 \ 0.909 \ 1],$$

$$Vy = [0.176 \ 0.239 \ 0.094 \ 0.048 \ 0.01 \ -0.019 \ -0.038 \ -0.044 \ -0.38 \ -0.02 \ 0.012],$$

$$k = \text{regress}(Vx, Vy, 3),$$

$$k = [3 \ 3 \ 2 \ 0.225 \ -0.473 \ -0.191 \ 0.454].$$

$$\Delta\bar{P}_{MII} = 0.225 - 0.473 \cdot \bar{Q} - 0.191 \cdot \bar{Q}^2 + 0.454 \cdot \bar{Q}^3 \quad (2.13)$$

Формула (2.13) и график зависимости $\Delta \bar{P}_M = f(\bar{Q})$ для звена коррекции результатов моделирования представлены на рисунке 2.12:

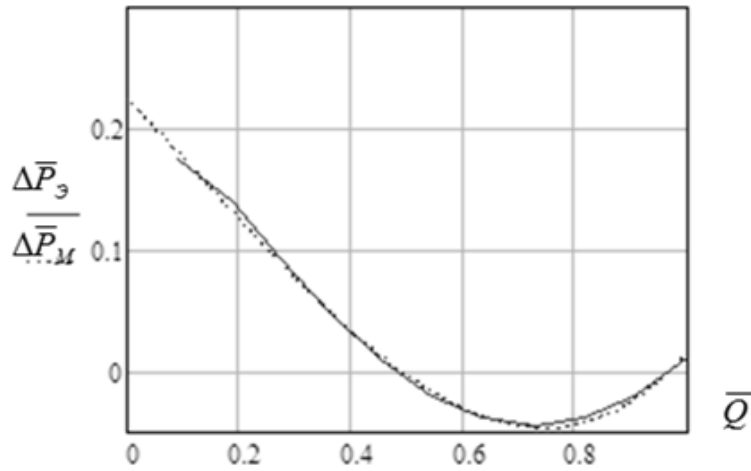


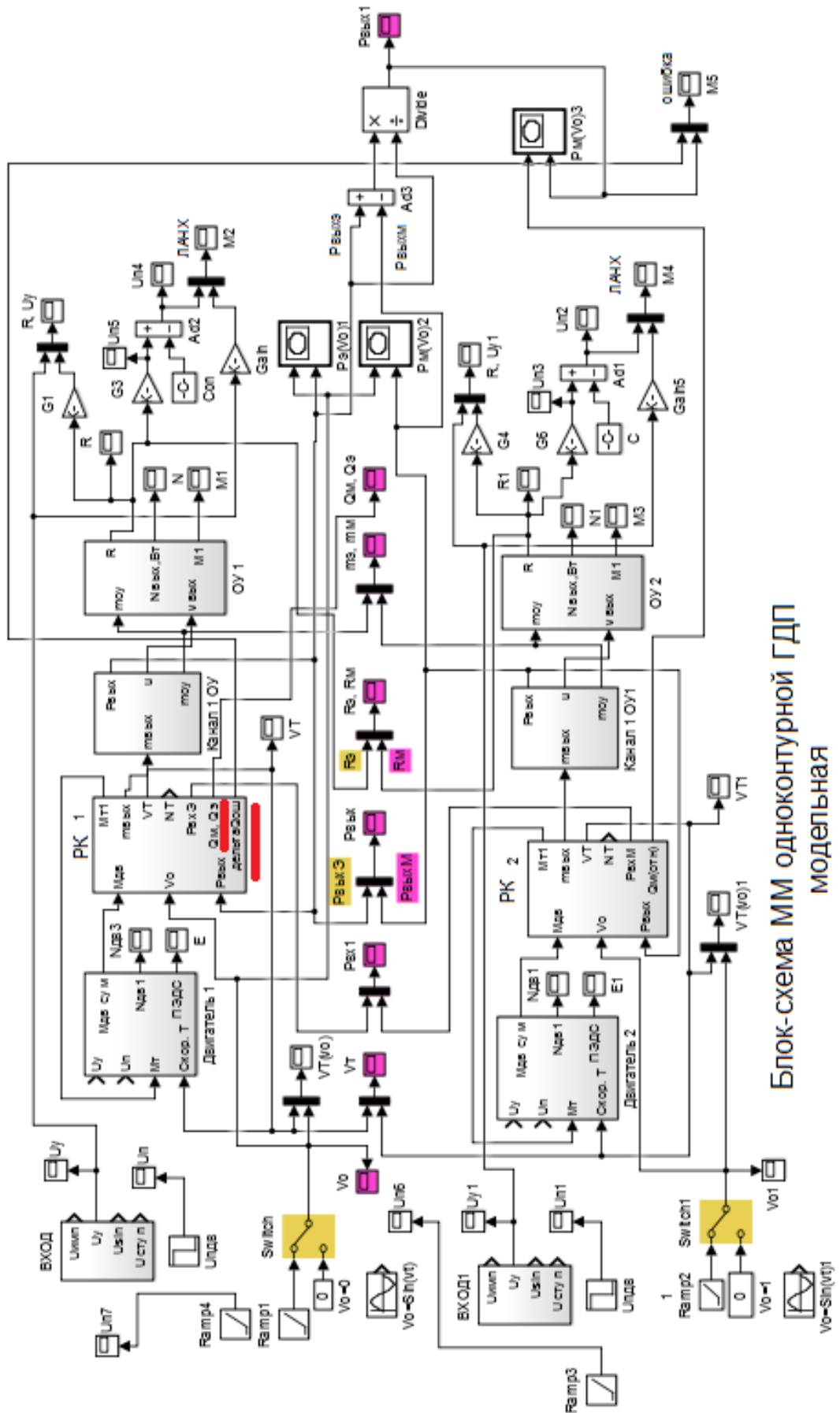
Рисунок 2.12 – Формула $\Delta \bar{P}_{МП} = 0.225 - 0.473 \cdot \bar{Q} - 0.191 \cdot \bar{Q}^2 + 0.454 \cdot \bar{Q}^3$ и график зависимости $\Delta \bar{P}_M = f(\bar{Q})$ для звена коррекции результатов моделирования

Объединённая блок-схема математической модели ГДП со звеном коррекции и без него представлена на рисунке 2.13. Красным подчеркнуты новые связи, включающие в себя коррекцию.

Структурная схема канала РК со звеном коррекции показана на рисунке 2.14.

Результаты моделирования со звеном коррекции и без него приведены в виде графиков на рисунке 2.15.

Блок-схема ММ одноконтурной ГДП
с коррекцией по эксперименту



Блок-схема ММ одноконтурной ГДП
модельная

Рисунок 2.13 – Объединённая блок-схема математической модели ГДП со звеном коррекции и без него

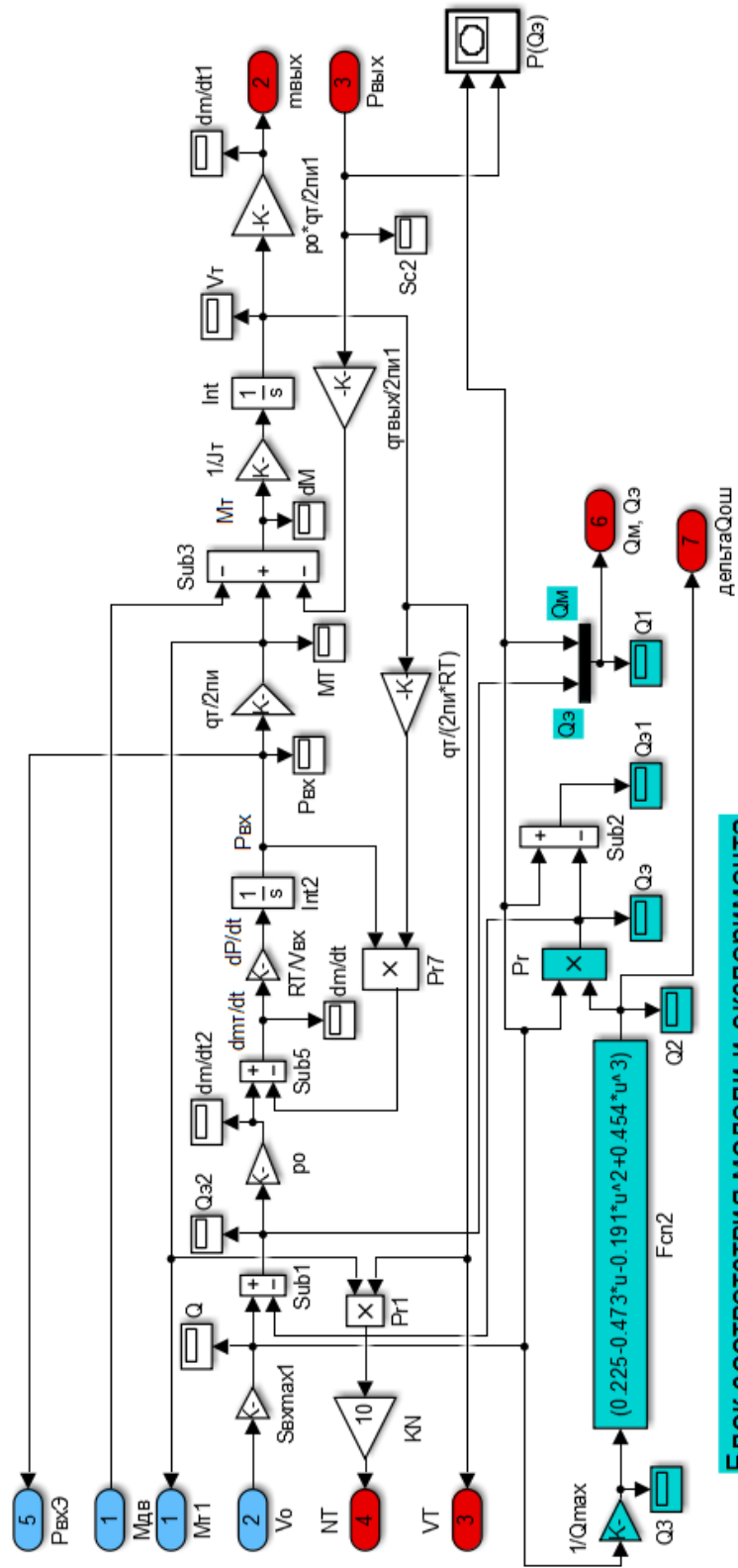
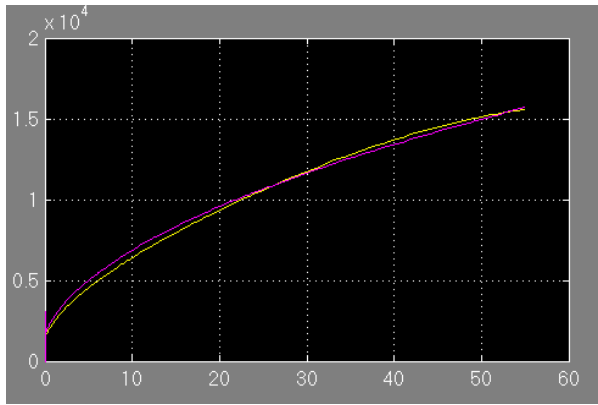
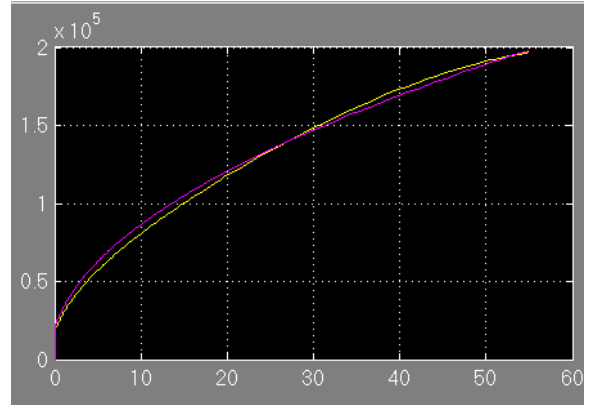


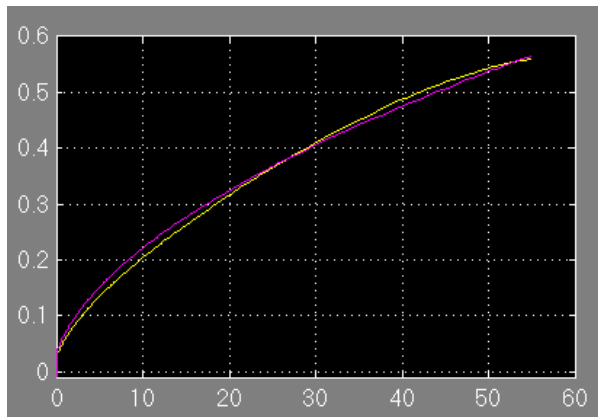
Рисунок 2.14 – Модель РК со звеном коррекции



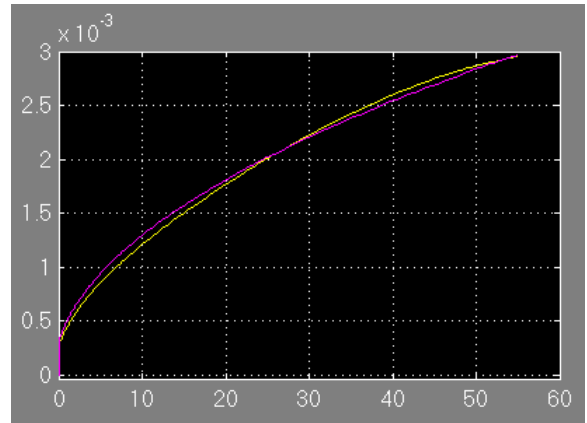
а) давление в воздухозаборнике



б) давление в канале сброса воздуха



в) тяга



г) расход

Рисунок 2.15 – Результаты моделирования со звеном коррекции (сиреневая линия) и без него и экспериментальных данных (желтая)

Как можно видеть, ввод звена коррекции изменяет показатели привода. При этом, при его наличии максимальная погрешность результатов моделирования в сравнении с экспериментальными данными не превышает 10%.

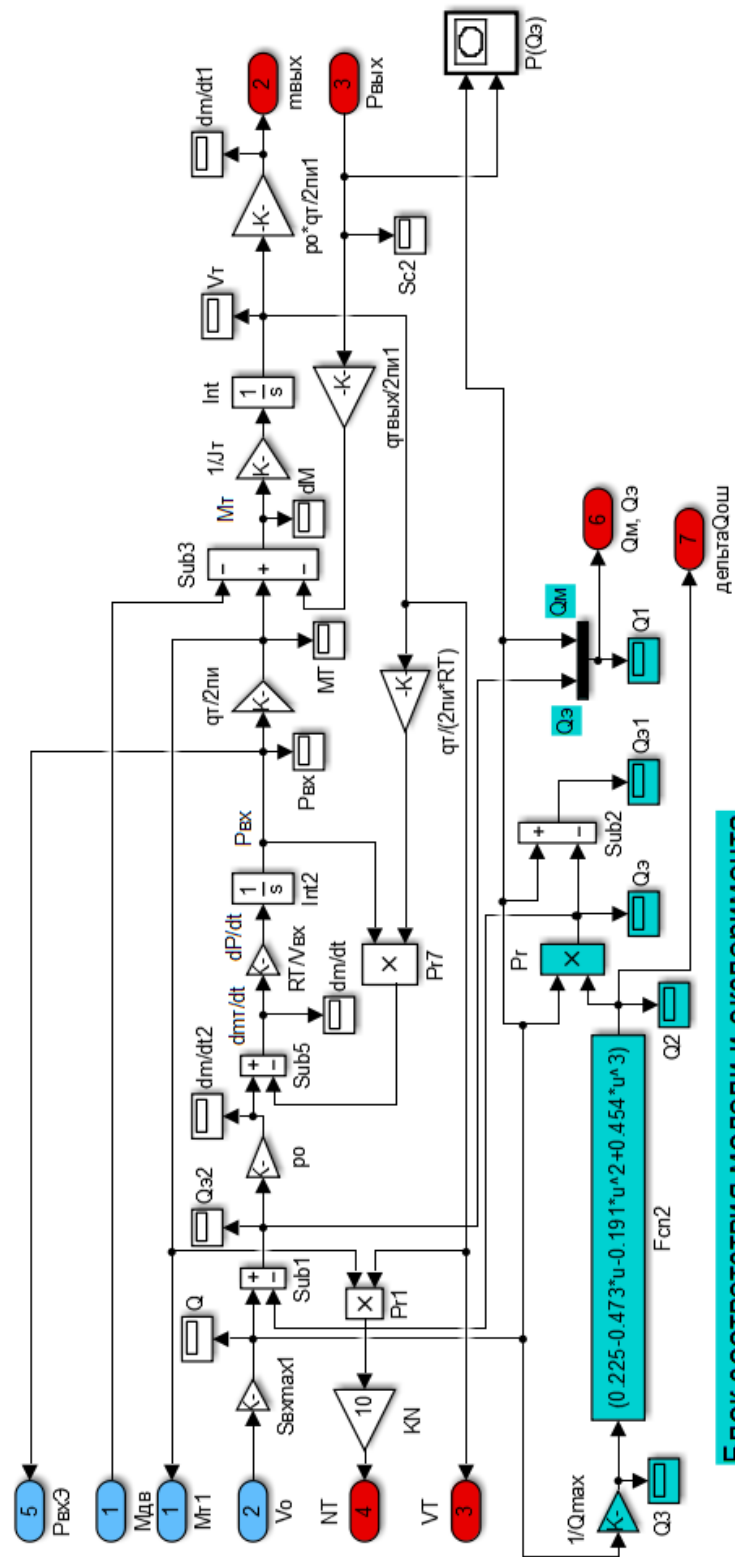


Рисунок 2.14 – Модель РК со звеном коррекции

Таким образом, предложенное решение может применяться в случаях, когда применяется ДЛМ с параметрами, отличающимися от рекомендованных в п. 1.3.

2.4. Разработка алгоритма переключения между режимами работы

Представленная в предыдущих пунктах схема требовала перестройки блоков входного воздействия для внесения изменения в режимы работы. Для оптимального переключения между режимами работы в процессе исследования работы нескольких приводов одновременно, схема с рисунка 2.2 была дополнена блоком коммутации режимов работы (рисунок 2.16).

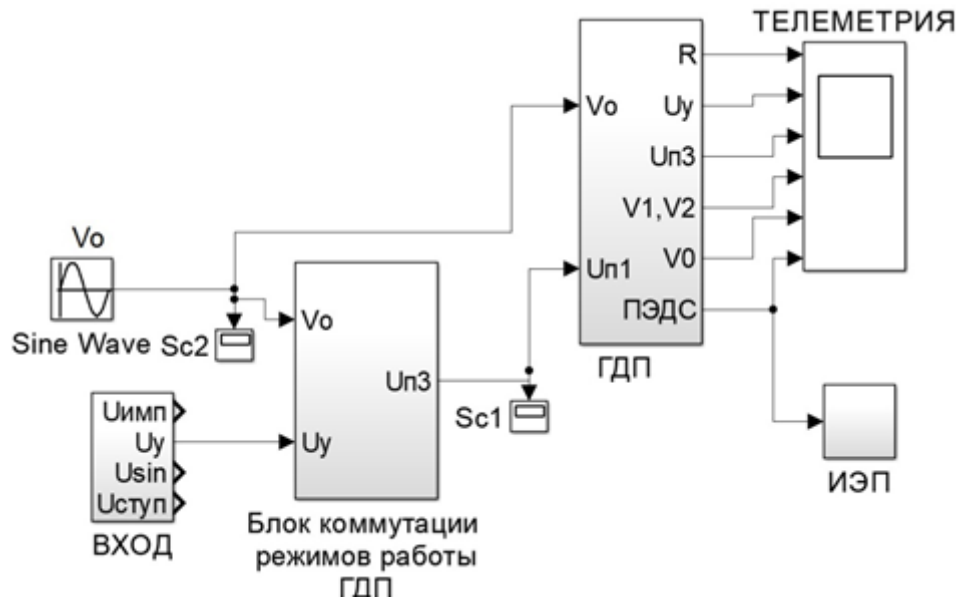


Рисунок 2.17 – Блок-схема ГДП с блоком коммутации режимов работы

Модель блока коммутации режимов работы ГДП приведена на рисунке 2.18.

Логическое построение алгоритма функционирования блока коммутации в перечисленных режимах осуществляется блоками *Relation Operator (RO)*. При значениях $V_0 > V_{\text{доп}}$, где $V_{\text{доп}}$ – скорость потока, при которой необходимо переходить на форсированный режим) блок *RO1* пропускает на вход питания обоих ЭД напряжение $U_y = 27 \text{ В}$. Для значений $V_0 < V_{\text{доп}}$ блок *RO1* автоматически запирает вход питания обоих ЭД (напряжение $U_y = 0$), а блок *RO2* открывает подачу форсированного напряжения $U_y = U_\phi$ на вход обоих ЭД, повышая обороты РК за счёт увеличения сопутствующего момента $M_{\text{дв}}$. При этом реализуется смешанный режим (штатный с компрессорным) работы ГДП.

Для значений $V_0 = 0$ в блок ГДП поступает по линии действия воздушного напора нулевой сигнал и в структуре блока РК (рисунок 2.2) на вход сумматора

Sub5 подаётся поток воздуха от *PK*, которую приводит во вращение ротор ЭД, запитанный форсированным напряжением $-U_\phi$ через открытый блок *RO2*.

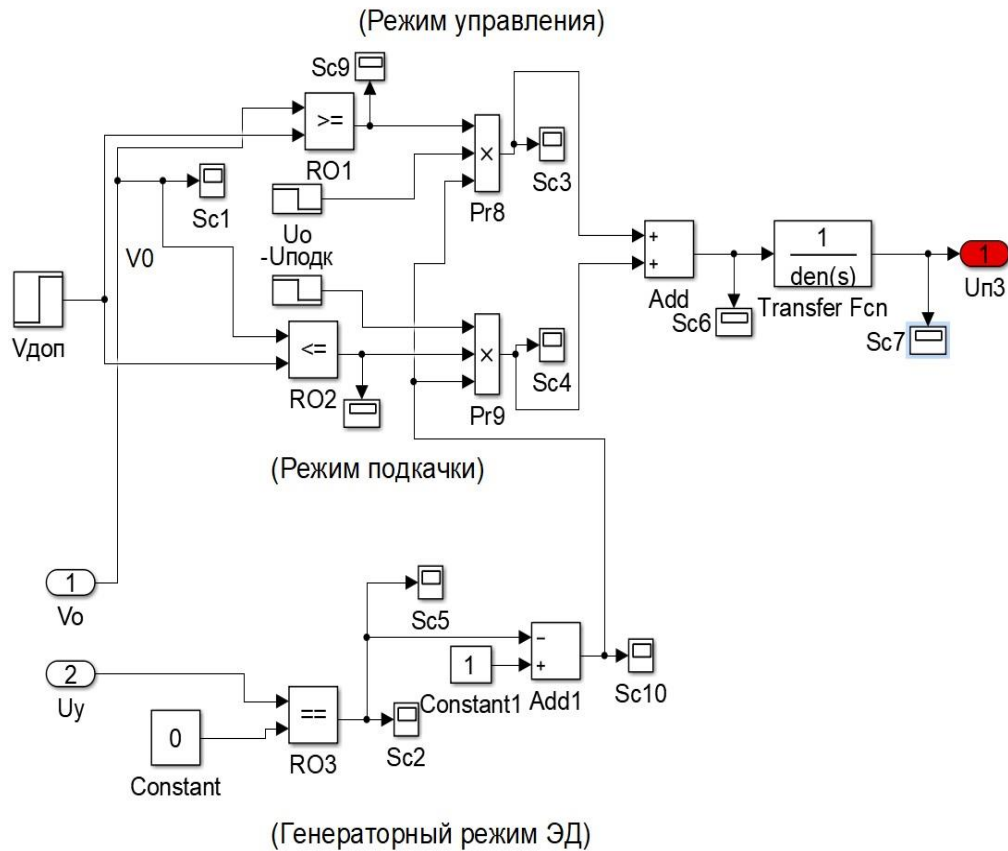


Рисунок 2.18 – Модель блока коммутации режимов работы ГДП

В моменты отсутствия напряжения на обмотке управления ЭД ($U_y = 0$) с выхода *RO3* поступает сигнал разрешения на закрытие питания с блоков *RO1* и *RO2* в ЭД. Противо-ЭДС, вырабатываемая вращением ротора ЭД от *PK*, поступает к источнику электрического питания ИЭП для его подзарядки (рисунок 2.3).

2.5. Выводы к главе 2

- Составлено математическое описание процессов, происходящих на РК и воздухопроводе и разработана математическая модель ГДП с диаметральной лопастной машиной, которая позволяет на этапе проектно-конструкторских работ исследовать статические и динамические характеристики привода в зависимости от величины скоростного напора V_0 в трех возможных режимах работы приводов.
- Проведена верификация математической модели ГДП для компрессорного режима путем сравнения экспериментальных данных из открытых источников и результатов моделирования. Расхождение между ними составило менее 20%, что подтверждает корректность модели.
- Проведено сравнение результатов моделирования математической модели и результатов конечно-элементного анализа. Расхождение между полученными значениями не превышает 20%, что позволяет применять разработанные модели для проектирования ГДП с ДЛМ.
- Предложен способ коррекции на основе регрессионной модели третьего порядка, позволяющий выполнять анализ физических процессов в диаметральной лопастной машине с рабочим колесом и воздухопроводом нетипичных конструкций.
- Разработан алгоритм переключения между режимами работы ГДП, который позволяет осуществлять подзарядку источника питания во время полета летательного аппарата.

3. Исследование статических и динамических характеристик газодинамического привода с исполнительным механизмом на основе диаметральной лопастной машины с управляющим электродвигателем

3.1. Результаты моделирования разработанных математических моделей

При использовании диаметральной лопастной машины в качестве исполнительного механизма, осуществляющего управление БПЛА или АСП, необходимо провести анализ ее статических и динамических характеристик, так как они влияют на динамику полета.

Во время проведения исследований характеристик ДЛМ учитывается тот факт, что каждый режим работы характеризуется своими параметрами.

При компрессорном и смешанном режимах электродвигатель управляет вращением РК, а значит входным управляющим сигналом является напряжение питания электродвигателя. Вращение РК создает тягу, которая представляет собой выход исполнительного механизма.

Следовательно, для компрессорного режима статической характеристикой служит зависимость тяги от скорости вращения РК или от управляющего сигнала, поданного на электродвигатель.

При наличии набегающего потока встает вопрос зависимости тяги от набегающего потока при различных скоростях вращения электродвигателя (или при различных значениях управляющего сигнала).

Характер влияния скорости набегающего потока V_0 на тягу $R = f(V_0)$ представлен на рисунке 3.1, а.

Графики зависимости тяги управления от управляющего сигнала $R = f(U_y)$ при постоянных значениях скорости набегающего потока в диапазоне $V_0 = 0 - 500$ м/с изображены на рисунке 3.1, б. Анализ полученных графиков позволяет судить о возможности управляемости БПЛА при переменном значении скорости набегающего потока.

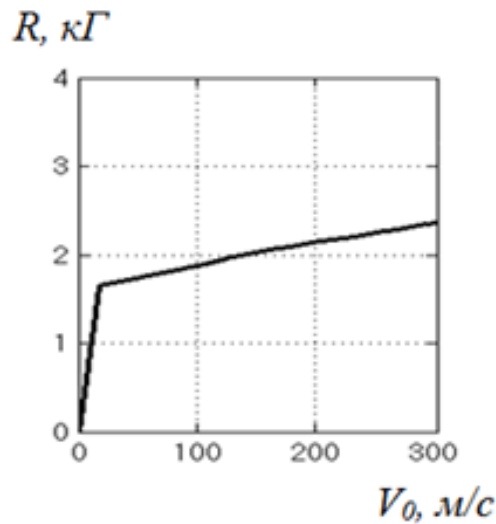
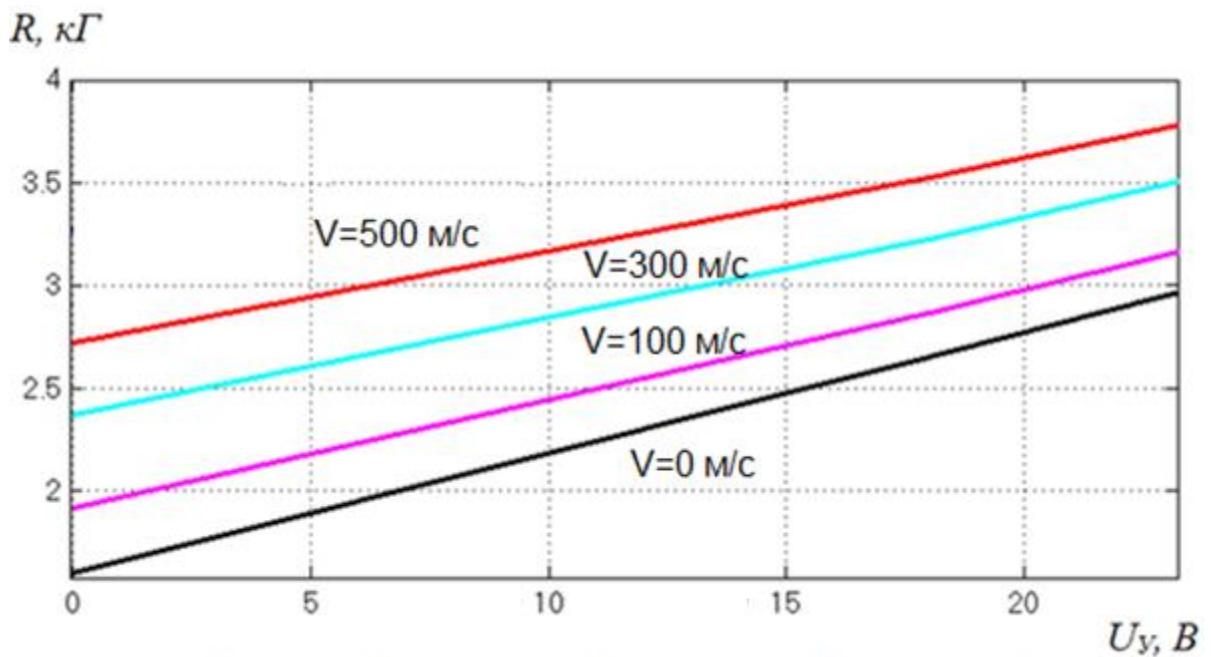
а) График зависимости $R = f(V_0)$ б) Графики $R = f(U_{\gamma})$ для значений $V_0 = 0, 100, 300, 500$ м/с

Рисунок 3.1 – Статические характеристики ГДП

Изображённые на рисунках 3.1, а и 3.1, б графики соответствуют размерам из таблицы 1.2.

Компрессорной режим связан с графиком, показанным на рисунке 3.1, б, для значения набегающего потока $V_0 = 0$.

При наличии потока и подаче сигнала управления на электродвигатель происходит снижение момента сопротивления, развиваемого электродвигателем. Выполняется разгон РК, увеличивающий подачу (расход) потока воздуха через канал

сброса воздуха. В результате увеличения U_y в диапазоне от 0 до 27В обеспечивается повышение оборотов РК и рост тяги с 2,4 кгс до 3,2 кгс (33%) при $V_0 = 300$ м/с.

Значение вырабатываемой тяги также зависит от высоты полета. Эта зависимость представлена на рисунке 3.2.

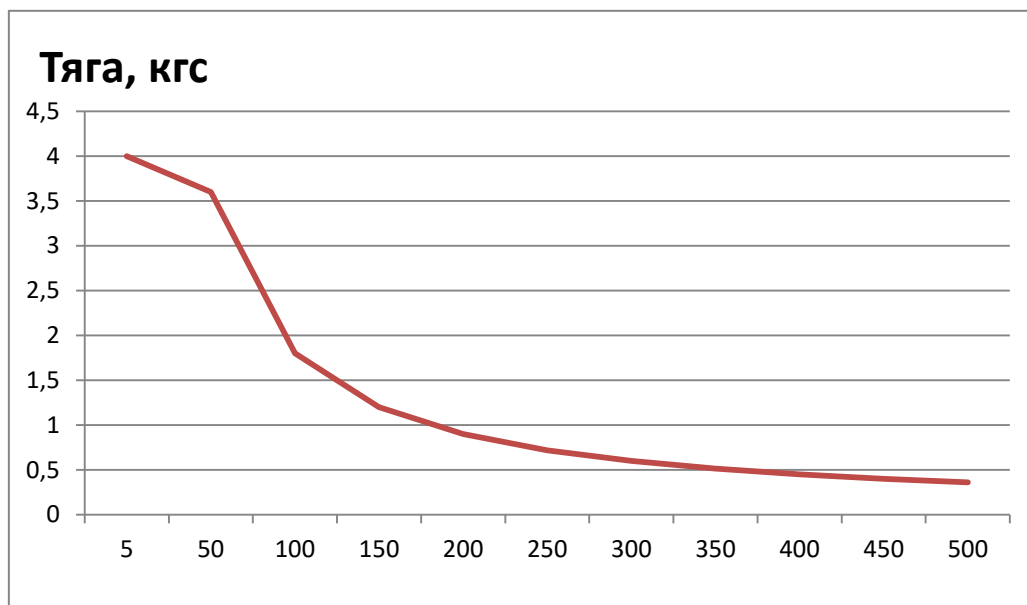


Рисунок 3.2 – Зависимость тяги от высоты полета

Как можно видеть, вырабатываемое усилие зависит от высоты полета, как и в ВДРП. Чем она выше, тем ниже плотность воздуха и создаваемое усилие. Это накладывает ограничение на высоту полета.

Значение тяги относительно невелико, но может быть легко увеличено за счет увеличения ширины воздухопровода. Такое увеличение доступно БПЛА при размещении диаметральной лопастной машины внутри крыла и сопряжено с рядом сложностей в АСП. Таким образом, для применения ГДП предложенной конструкции АСП должно отличаться утолщенными (удлиненными) аэродинамическими поверхностями, либо иметь низкие требования к управляющему усилию (например, быть выполненным в аэродинамической неустойчивой схеме).

Согласно блок-схемам, представленным на рисунке 2.1, рассматриваемый ГДП является незамкнутым. Это связано с невозможностью компактно разместить расходомеры и датчики скорости потока на канале сброса воздуха. Следует понимать, что приводная система не может быть незамкнутой, и контур привода

вписывается в контур всего летательного аппарата и соответственно командный сигнал блока управления формируется по разнице положения желаемого перемещения БпЛА и перемещения, достигнутого с помощью ГДП. Так как в этом случае необходимо твердо знать все параметры БпЛА, а, следовательно, подобная задача является задачей комплексирования, то она выходит за рамки данной диссертационной работы. Было решено исследовать динамические характеристики привода относительно напряжения управления электродвигателя.

Логарифмическая амплитудно-частотная характеристика (ЛАФЧХ) ветви ГДП строилась при подаче на вход управления гармонического сигнала вида $U_y = 27 \cdot \sin(\omega \cdot t)$ в диапазоне частот $f = 0.1 - 10$ Гц. Так как приводной контур оставался незамкнутым, значения соотношения амплитуд $A = \frac{\bar{R}}{\bar{U}_y}$ и сдвиг по фазе

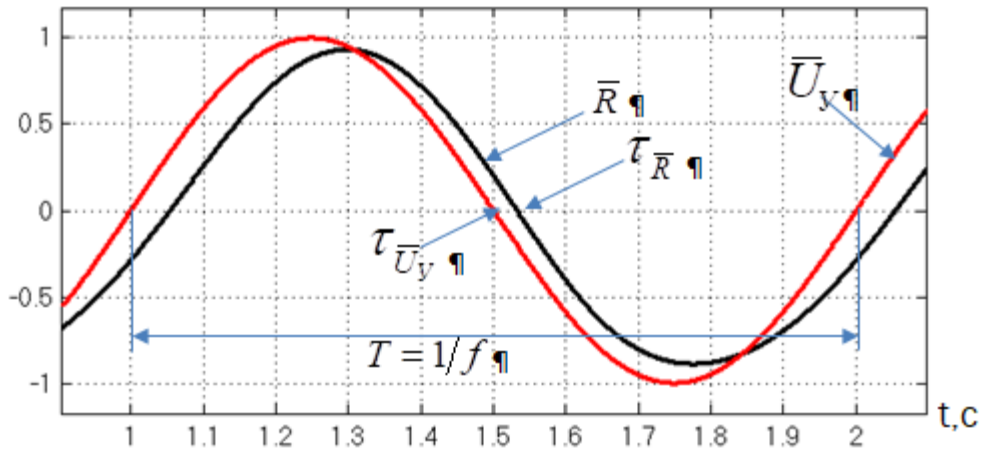
$$\Delta\phi = \frac{\tau_{\bar{R}} - \tau_{\bar{U}_y}}{1/f} \cdot 360^\circ \text{ снимались вручную (рисунок 3.3).}$$

Как следует из рисунка 3.3, полоса пропускания ГДП при потере амплитуды $A(\omega) \leq 5\%$ составляет для принятых исходных данных $\Delta f = 0..5$ Гц при фазовом запаздывании $\phi = -60^\circ$, что отвечает требованиям высокоманевренных ЛА с обеспечением необходимых показателей качества и устойчивости полёта ЛА.

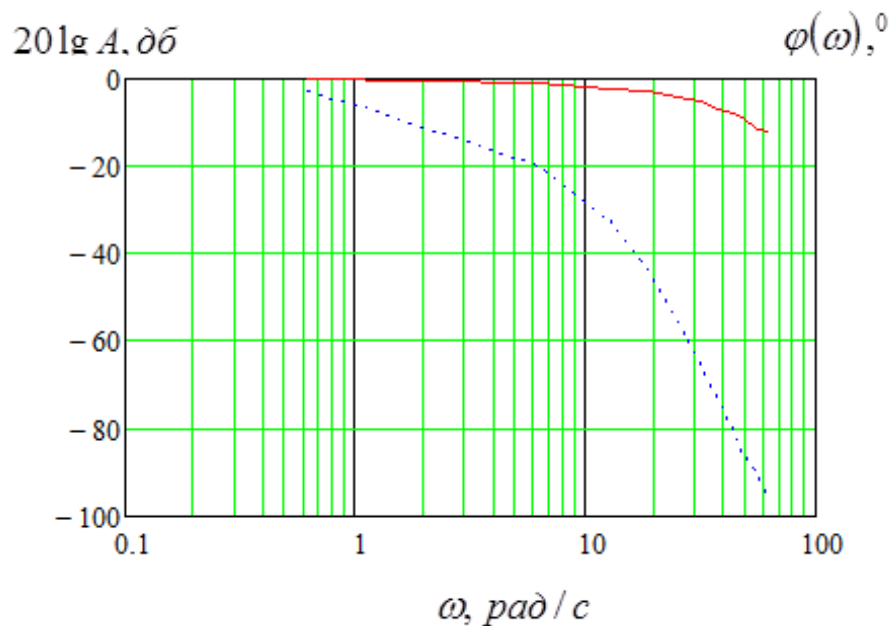
Отдельно следует рассмотреть работу нескольких ГДП в том случае, если поверхности расположены диаметрально противоположно друг другу и истекающие потоки направлены в противоположные стороны.

В этом случае также возможно два режима работы.

При отсутствии набегающего потока (компрессорный режим) при необходимости будет включаться один ГДП, создающий тягу. В этом случае динамические характеристики не отличаются от полученных ранее.



а) Реакция тяги в ветви ГДП на гармонический сигнал



б) ЛАФЧХ ветви ГДП при скорости набегающего потока $V_0 = 50 \text{ м/с}$: красная линия – ЛАЧХ ГДП, пунктирная – ЛФЧХ

Рисунок 3.3 – исследование отработки гармонического сигнала

При смешанном режиме работы управление осуществляется по разнице тяг. Сигнал управления, действуя противофазно (разнополярно) на каждый привод, обеспечивает ускорение вращения РК в одном приводе и торможение в другом. Суммарно векторы тяги вычитаются, образуя перепад тяги $\Delta R = R_1 - R_2$, и формируют момент управления ЛА относительно центра масс: $M_y = \Delta R \cdot L$.

Следует отметить, что при наличии зазора между лопастями РК и валом (электродвигателем) в его внутреннем объеме воздухопровод становится похож

на канал перетечек; полностью поток через него остановить не получится даже при полном торможении колеса. Единственный способ устранить эти утечки – это убрать указанный зазор, но в этом случае ГДП будет неэффективным в компрессорном режиме. Кроме того, при наличии большой скорости потока на РК будет действовать существенно больший момент ввиду того, что набегающий поток давит на большую площадь.

Реакции перепада тяги ГДП на импульсный и гармонический сигналы представлены на рисунках 3.3 и 3.4 соответственно.

Как можно видеть, рассматриваемый контур привода обладает запаздыванием из-за влияния следующих факторов:

- давление в воздухозаборнике,
- геометрия рабочего колеса,
- скорость набегающего потока,
- плотность потока воздуха, которая пропорциональна высоте полета.

Значение запаздывания соответствует требованиям БпЛА, но может оказаться достаточно большим для АСП.

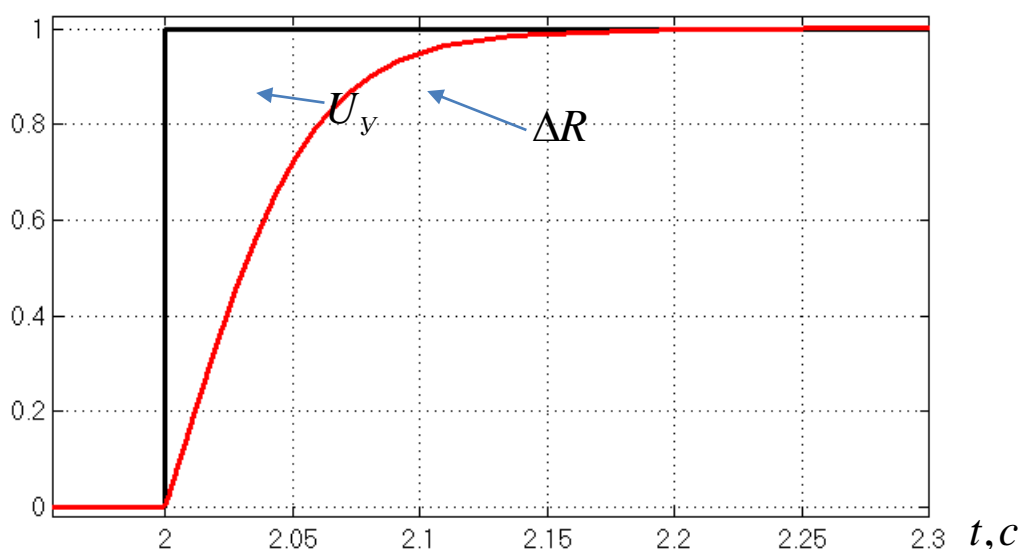


Рисунок 3.4 – Переходный процесс изменения перепада тяги ГДП на скачок сигнала управления

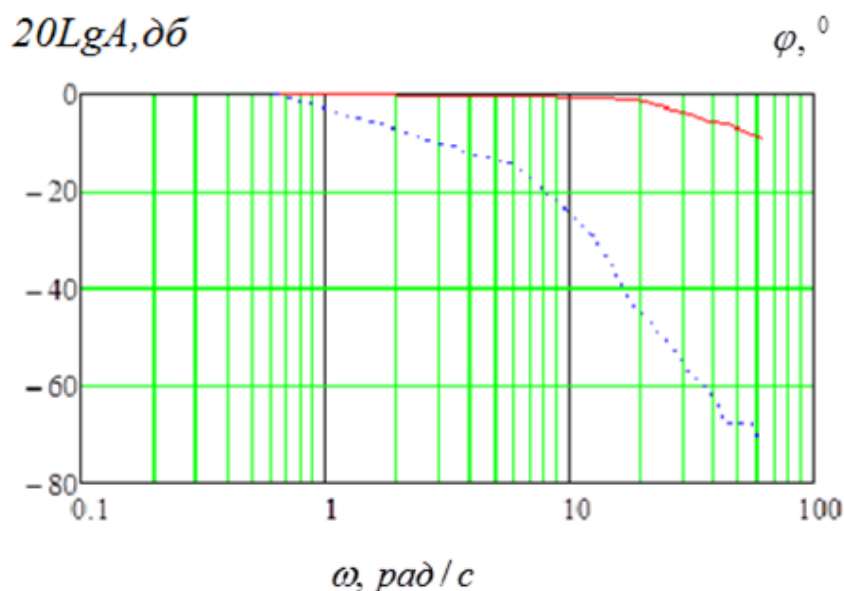


Рисунок 3.4 – ЛАФЧХ ветви ГДП при скорости набегающего потока $V_0 = 300 \text{ м/с}$:
красная линия – ЛАЧХ ГДП, пунктирная – ЛФЧХ

Чтобы достичь уменьшения времени переходного процесса можно рассмотреть дополнительные компоновки РК, а также отдельно рассмотреть изменения лобового сопротивления аэродинамической поверхности, вызванного вращением колеса в потоке. Изменение лобовых сопротивлений двух диаметрально расположенных аэродинамических поверхностей можно использовать для управления БПЛА и получить меньшее время переходного процесса. Однако, так как они жестко привязаны к аэродинамике всего планера БПЛА, то данный вопрос в работе не рассматривался.

Логарифмические амплитудно–фазовые частотные характеристики двух приводов аналогичны, т.к. в рассматриваемой модели не учитывается различие давлений на входных каналах воздухозаборника при изменении угла атаки и на виражах. В этом случае входные параметры, связанные с потоком, в каждом входном канале идентичны, как и заданная геометрия.

Статические характеристики при согласованной работе двух приводов значительно отличаются друг от друга.

Полученные характеристики соответствуют двум режимам. Генераторный режим не является управляющим, соответственно зависимость тяги от внешних условий для него является неактуальной. Основными характеристиками, которые

можно рассмотреть, являются зависимость момента на РК от скорости набегающего потока (рисунок 3.5). При росте скорости потока происходит рост момента на РК.

Отдельный интерес представляет вопрос переключения между режимами для обеспечения подзарядки батареи.

Для повышения энергоэффективности алгоритмов управления ГДП за счёт энергосбережения и расширения функциональных свойств элементов силового канала рассматривалась возможность использования в энергетическом канале многофункционального блока коммутации между режимами работы ГДП.

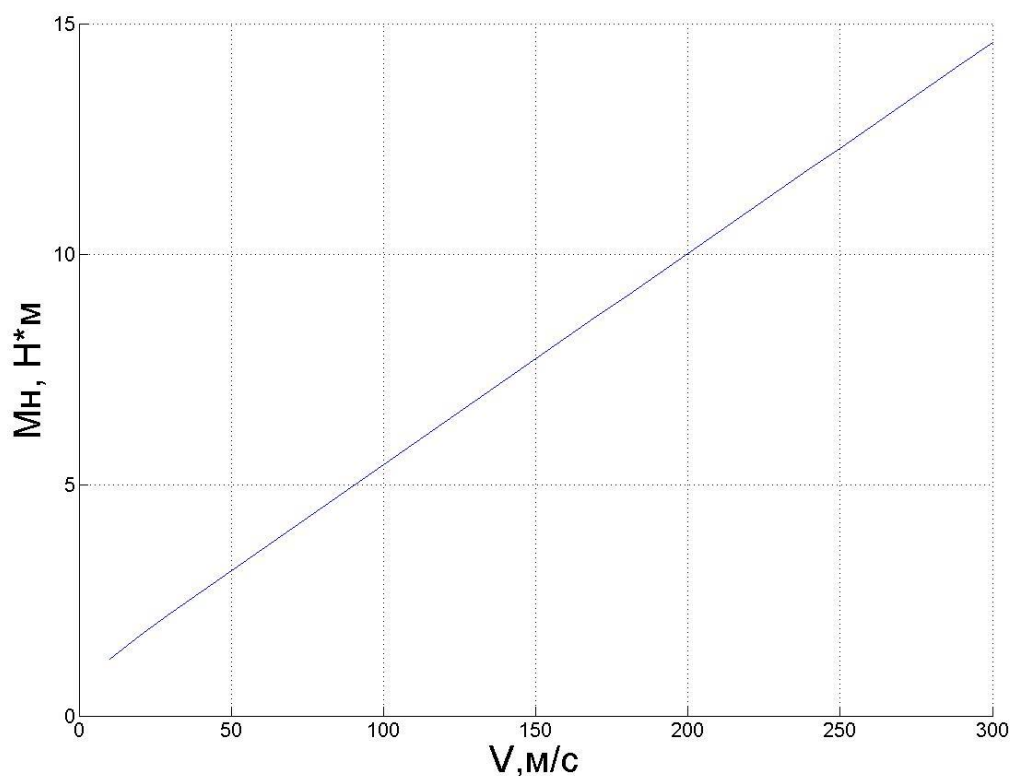


Рисунок 3.5 – Зависимость момента от скорости потока

Основные задачи, решаемые многофункциональным блоком коммутации режимов работы (блоком управления), позволяют:

1. Форсировать режим работы по напряжению питания ЭД при недостаточной кинетической энергии скорости набегающего потока на входе в воздухозаборник;

2. Отключать питание ЭД в моменты времени, когда отсутствует сигнал управления;
3. Наделить ЭД свойством работы в генераторном режиме от рабочего колеса для подзарядки блока бортовых батарей;

В качестве параметра для оценки энергозатрат выбрана работа электродвигателя $A_{ДВ} = \int_0^t N(t) \cdot dt = \int_0^t I(t) \cdot U_{II}(t) \cdot dt$.

По данным публикаций [36, 37] для определённого класса ЛА согласно результатам математического моделирования и лётных испытаний движения ЛА при действии максимальных возмущений работа привода составляет 20–25% от максимально возможной. Таким образом, 75–80% работы рассеивается в виде тепла и газомеханических потерь на элементах привода и газоструйных органов управления.

Для проверки коммутации режимов работы в процессе математического моделирования использованы следующие условия:

1. Характер изменения скорости набегающего потока по времени полёта подчиняется гармоническому закону на полупериоде в 55с с амплитудой $V_0 = 300 м / с$, что, в первом приближении, соответствует характеру изменения скорости набегающего потока при реальном полёте ЛА от носителя до цели.
2. Командный сигнал импульсной формы распределён по времени в трёх местах, связанных со скоростью набегающего потока: 1 – в области, когда $V_0 = 0..V_{доп}$; 2 – в области, когда $V_0 = V_{MAX}$; 3 – в области, когда $V_0 = V_{доп}..0$. Суммарно время действия импульсов составляет 17 с, что соответствует 30% загрузке работой ГДП.
3. Введение коэффициента k_{UV} достигается связь между управляющим сигналом и скоростью набегающего потока: $U_y = U_{y0} + k_{UV} \cdot V_0$, где $U_{y0} = 31,5В$; $k_{UV} = 0,03 \frac{В \cdot с}{м}$ для $V_0 = 300 м / с$.
4. В моменты отсутствия управления ЛА ($U_y = 0$) имеет место генераторный режим работы ЭД, который реализуется вращением РК от набегающего потока.

5. Считаем, что при наличии потока и необходимости создания управляющего усилия электродвигатель можно включать в режиме форсажа с превышением напряжения питания до 2-х раз. Такой режим должен длиться не более 2–3 секунд. Дополнительное питание, подаваемое на электродвигатель, обозначается как $U_{п}$.

Результаты моделирования процессов в подсистемах ГДП, блоках коммутации режимов работы и входного сигнала представлены на рисунке 3.6, где R – тяга, U_y – напряжение управления, V_0 – скорость набегающего потока, E – ЭДС двигателя, $V_{1,2}$ – скорость в каналах сброса ГДП.

Напряжение питания ЭД на участках работы ГДП, когда воздушный напор превышает границу $V_{Доп}$, поддерживается блоком коммутации режимов работы (БКР) на уровне 27В (см. рисунок 3.7, когда $t = 25–27с$).

В промежутках времени, когда отсутствует командный сигнал U_y , ЭД работает от рабочего колеса в режиме генератора. Противо-ЭДС в это время находится в диапазоне 50–100 В и обеспечивает в отсутствии питания ЭД подзарядку электрической батареи в интервалах времени от 0 с до 2 с, от 5 с до 26 с, от 28 с до 51 с и от 53 с до 55 с.

Для анализа энергетических затрат ЭД, работающего в ГДП без блока БКР и с его использованием, проведен сравнительный анализ работы $A_{ДВ} = \int_0^t N(t) \cdot dt$, выполняемой ЭД за время t . Математическая модель БКР с ЭД представлена на рисунке 3.7, а результаты, которые получены на её основе, приведены на рисунке 3.8.

Как следует из рисунка 3.8, работа $A_{ДВ1}(t)$, затрачиваемая ЭД на решение задачи управления без использования блока управления, в 5,6 раза превышает соответствующую работу $A_{ДВ1}^{БКР}(t)$ ЭД с использованием БКР (55Квт·с против 9,8Квт·с). Этот факт (эффект) объясняется отключением питания от ЭД блоком коммутации режимов в моменты времени, когда не требуется управления и не тратится энергия на питание ЭД. При этом реализуется режим минимального потребления

энергии от электрического источника питания (батареи) в процессе выполнения задачи управления полётом ЛА.

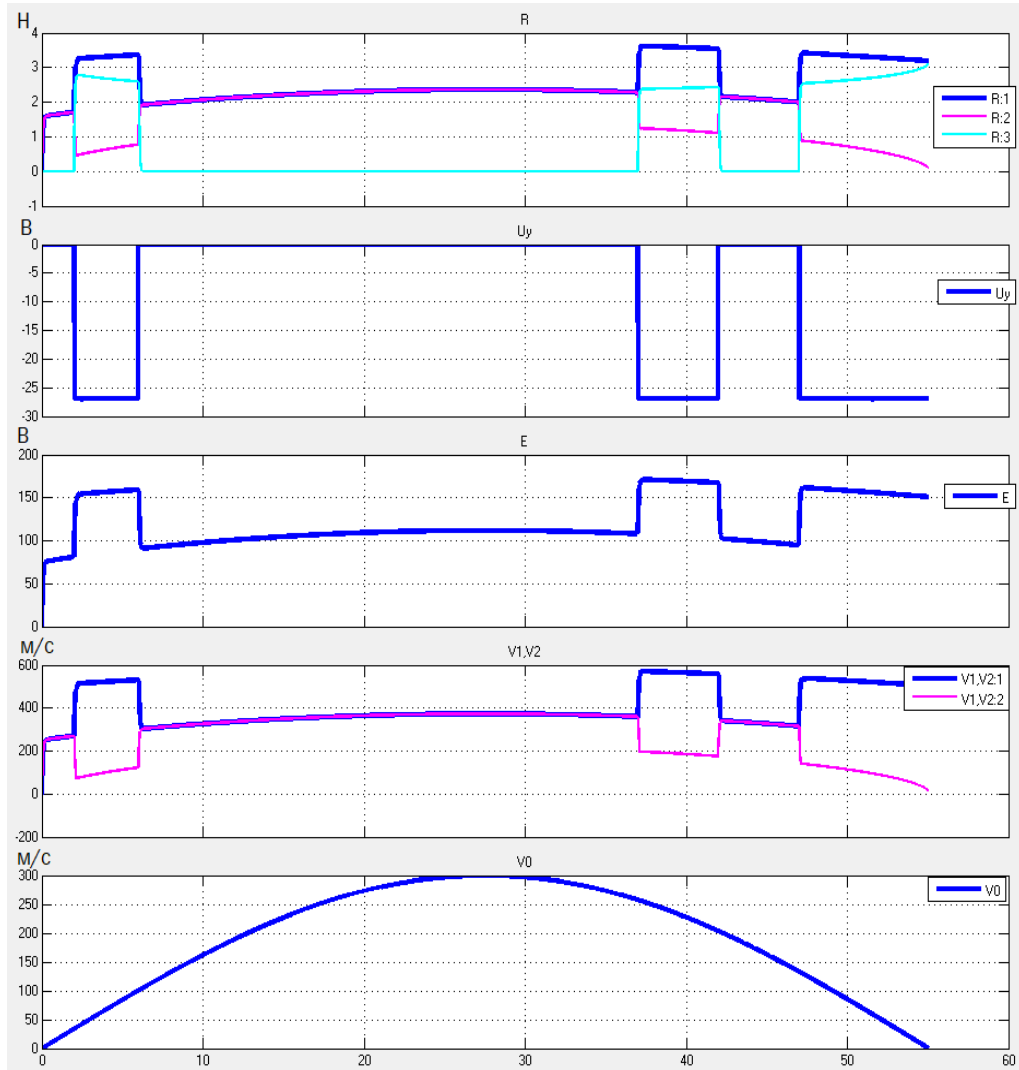


Рисунок 3.6 – Результаты моделирования процессов при $V_0 = \sin(\omega \cdot t)$

Учитывая переменность встречного воздушного потока в процессе полёта, средствами блока управления можно реализовать переменное значение напряжения питания ЭД, пропорциональное скоростному напору $U_y = U_n + k_{ПВ} \cdot V(t)$ (рисунок 3.9).

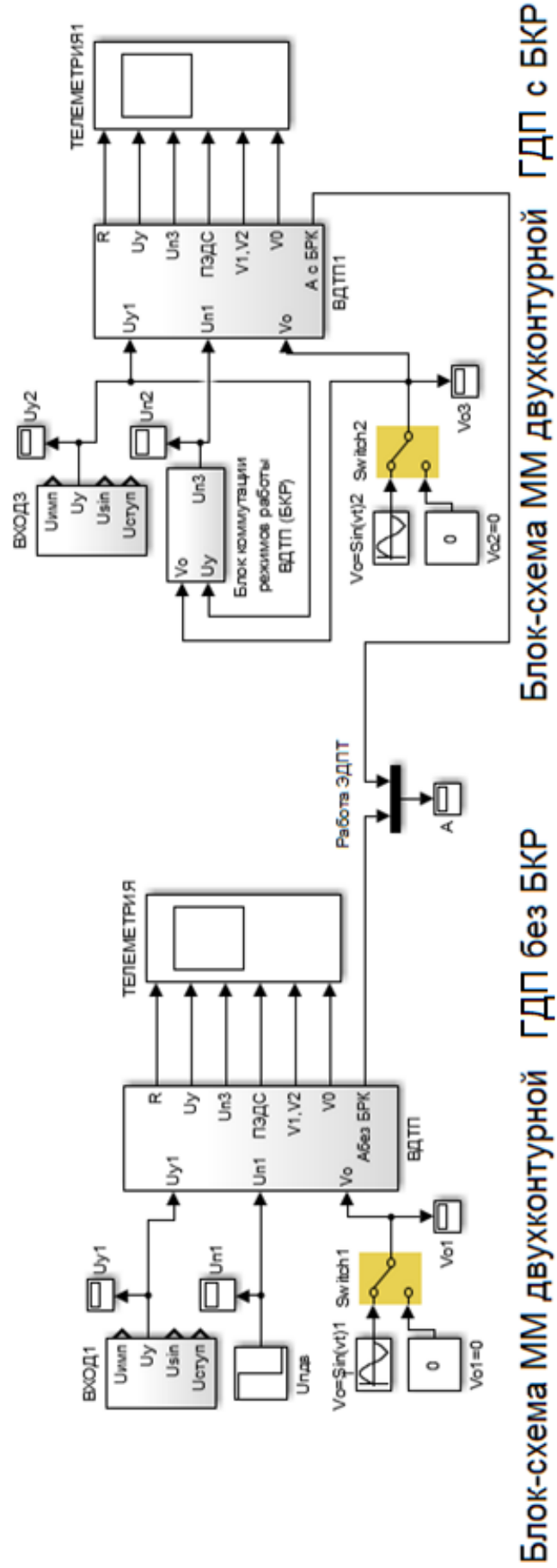


Рисунок 3.7 – Блок-схема математической модели ГДП с БКР

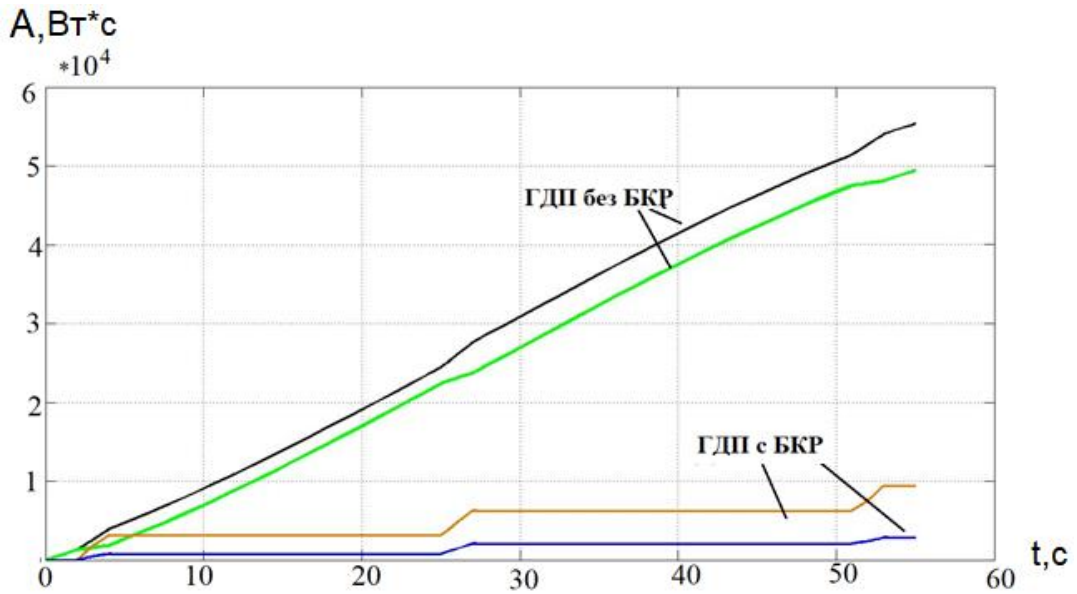
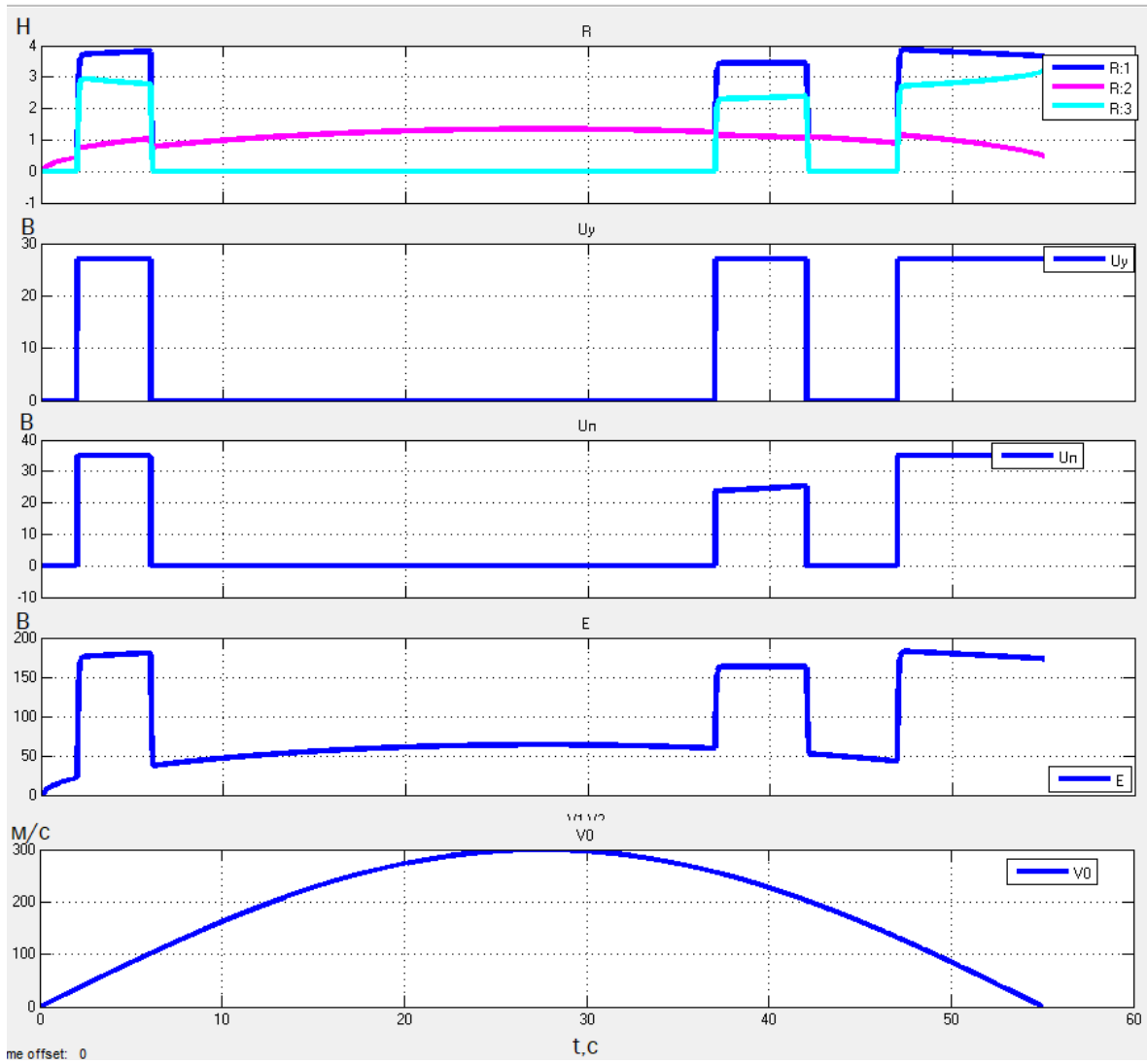


Рисунок 3.8 – Работа ЭД при $U_{П}=27В$

В полёте ЛА возможно наличие участков, когда при $V_0(t) > 0$ не требуется управление ЛА. Рабочее колесо, а значит и ЭД, вращаясь от действия скорости набегающего потока, обеспечивает работу ЭД в генераторном режиме. В обмотках ЭД индуцируется ЭДС пропорционально скорости вала рабочего колеса. ЭДС через открытые электрические цепи, которые до того были заблокированы (диодами) в бортовой батарее, поступает на вход, подзаряжая их в течение времени отсутствия командного сигнала и напряжения питания.

Следует отметить, что при переходе скоростного напора допустимой границы $V_{доп}=150м/с$ на 3с и 52с наблюдается ступенчатое изменение напряжения питания $U_{П}$ соответственно с 54В на 27В и с 27В на 54В. При этом обеспечивается подача форсированного потока воздуха на рабочее колесо за счёт повышения оборотов ЭД для величин напора воздушного потока, находящегося ниже допустимого значения. Тем самым, поддерживается расчётный уровень тяги в канале сброса воздуха ГДП управления независимо от величины скоростного напора, достаточный для управления ЛА.



Рисунок

3.9 – Результаты моделирования при $U_{\Pi}=f[V_0(t)]$

3.2. Выводы к главе 3

- Получены статические и динамические характеристики ГДП в диапазоне изменения скорости набегающего потока от 0 до 300 м/с при различных высотах полета. Определено, что путем увеличения скорости вращения колеса при неизменной скорости потока можно добиться увеличения тяги до 33%. Полоса пропускания равна 3,5 Гц, время переходного процесса – 0,15 с, что позволяет рекомендовать разработанный ГДП в БПЛА.
- Предложенный блок управления осуществляет переключение между управляющими режимами и генераторным режимом, что повышает эффективность работы ГДП до 5 раз.

4. Разработка методики проектирования газодинамического привода с исполнительным механизмом на основе диаметральной лопастной машины с управляющим электродвигателем

В рамках представленной работы рассматривается задача проектирования ГДП с ДЛМ, включающая управляющий электродвигатель, для конкретного БПЛА или АСП с учетом варианта, в котором из-за особенностей аэродинамических поверхностей или конструкции планера не получается разместить привод с параметрами, предложенными в главе 1.

Основной целью предложенной методики является уменьшение удельного веса численного моделирования и экспериментальных продувок на этапе конструкторского поиска и первичной проработки.

4.1. Основные этапы проектирования газодинамического привода

Основой проектирования ИМ являются требования в ТЗ. При разработке ГДП предложенной конструкции необходимо иметь данные о:

- выделенном объеме и расположении этого объема в конструкции БПЛА. От него зависят основные параметры воздухопровода, РК и возможные режимы работы привода;
- условиях полета БПЛА, включающих его высоту и плотность воздуха;
- требуемых динамических характеристиках привода (время переходного процесса, перерегулирование, полоса пропускания и т.д.);
- максимальной тяге, которую должен вырабатывать ГДП.

Очевидно, что оценка работоспособности конструкции ГДП проводится на основе значений вырабатываемой тяги, участвующей в создании управляющего момента.

В ТЗ приводится либо требуемая тяга R , либо максимальный потребный управляющий момент M_y , связанные следующим соотношением:

$$M_y = R \cdot l_1, \quad (4.1)$$

где l_1 – расстояние между точкой приложения вектора тяги и центра масс БПЛА.

При наличии данных о требуемой тяге, выделенном под привод объеме и предполагаемой конструкции планера БПЛА можно оценить применимость ГДП предложенной конструкции в БПЛА. В случае применимости ГДП переходят к проектированию. Упрощенная схема алгоритма проектирования представлена на рисунке 4.1.

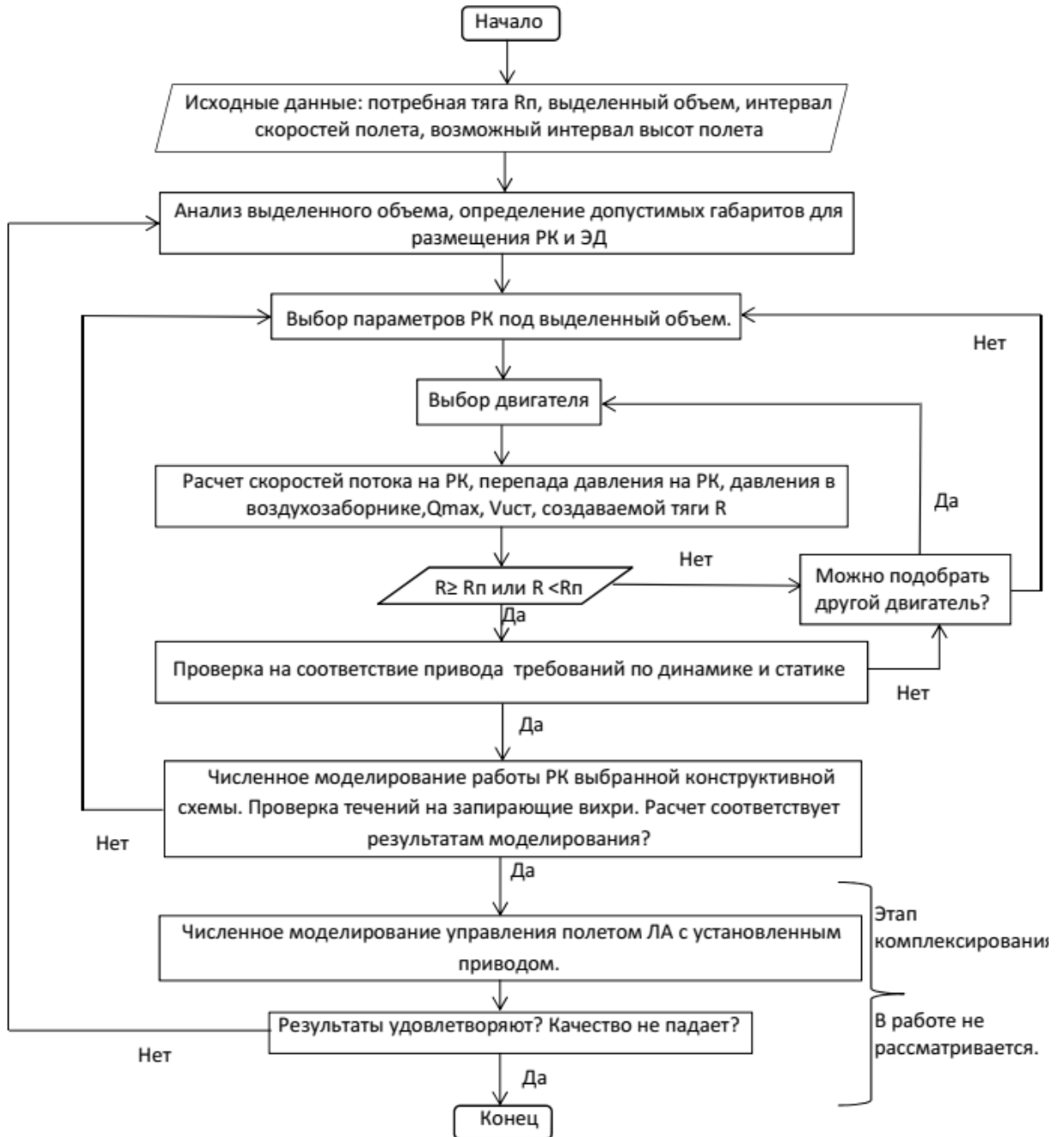


Рисунок 4.1 – Алгоритм проектирования ГДП с диаметральной лопастной машиной и управляющим электродвигателем

Так как значение тяги зависит одновременно от множества конструктивных параметров, на первом шаге рассматривается выделенный объем и выбираются численные значения конструктивных параметров РК и воздухопровода, их возможное расположение относительно потока. Вследствие отсутствия аналитических зависимостей между конструктивными параметрами РК, воздухопровода и вырабатываемой тяги все значения параметров должны соответствовать рекомендациям, приведенным в главе 1. Выбрав компоновку ГДП, можно определить какие из трех режимов работы реализуемы.

Этап выбора конструктивных параметров универсален для всех типов исполнительных механизмов на основе диаметральной лопастной машины с управляющим электродвигателем. А значит, может также быть использован для любой другой аналогичной техники, например, систем кондиционирования.

На основе параметров РК и возможных режимов работы определяется потребная мощность управляющего электродвигателя для каждого из доступных режимов работы.

Мощность считается по формуле:

$$N = \omega_{\max} M_{\text{н}} \quad (4.2)$$

где ω_{\max} – максимальная скорость вращения РК для рассчитываемого режима, $M_{\text{н}}$ – момент нагрузки, создаваемый РК и потоком воздуха, который протекающим через него.

Момент нагрузки, создаваемый потоком, можно рассчитать, воспользовавшись уравнением о количестве движения на РК [38]:

$$\frac{d(r\Delta m C_u)}{dt} = \Delta M \quad (4.3)$$

где ΔM – момент всех сил, действующий на элемент массы Δm воздушного потока относительно центра вращения, r – радиус, на котором расположен элемент массы Δm от центра вращения РК, C_u – проекция абсолютной скорости элемента массы Δm на направление линейной скорости.

Если привести выражение (4.3) ко всему воздушному потоку внутри привода:

$$\Sigma(\Delta md(rC_u)) = Mdt.$$

При допущении, что течение установившимся и поток проходит через лопасти в рабочем колесе только один раз, количество движения в воздухозаборнике и в канале сброса воздуха (произвольные сечения в обеих областях) неизменно и равно:

$$\Sigma(\Delta md(rC_u)) = dm(r_2C_{u2} - r_1C_{u1}). \quad (4.4)$$

Откуда получаем:

$$Mdt = dm(r_2C_{u2} - r_1C_{u1}), \quad (4.5)$$

$$M_H = \frac{dm}{dt}(r_1C_{u1} - r_2C_{u2}). \quad (4.6)$$

Знаки разности в последних выражениях зависят от того, поток действует на лопасти или лопасти на поток, что определяется выбранным режимом работы.

Формула 4.6 соответствует моменту, действующему на поток, проходящем через одну ступень лопастей. ДЛМ же является двухступенчатой. На рисунке 4.2 представлена векторная диаграмма скоростей потока воздуха на лопастях с выделением зон I и II, соответствующим ступеням, через которые проходит поток. На рисунке 4.2 используются следующие обозначения: C – абсолютная скорость; U – линейная скорость лопастей рабочего колеса; V – относительная скорость; C_{u1} – проекция абсолютной скорости в нормальное направление вращения, C_{r3} – меридиональная составляющая абсолютной скорости, $\beta_{1,2}$ – углы загиба лопастей с внешней и внутренней стороны рабочего колеса соответственно; α – угол, определяющий отклонение вектора абсолютной скорости потока. Зона I представляет собой зону входа потока в РК, а зона II соответствует выходу.

При компрессорном режиме работы РК вращается с некоторой скоростью ω , соответственно на внешнем и внутреннем радиусе РК можно выделить некоторую линейную скорость U_1 и U_2 . Вращаясь, лопасти создают перепад давления и увлекают воздух из воздухозаборника во внутреннюю полость РК, далее поток проходит через лопасти повторно и попадает в канал сброса воздуха. Следовательно, формула (4.6) примет вид

$$\Sigma(\Delta md(rC_u)) = dm((r_2 C_{u2} - r_1 C_{u1}) + (r_1 C_{u4} - r_2 C_{u3})) \quad (4.7)$$

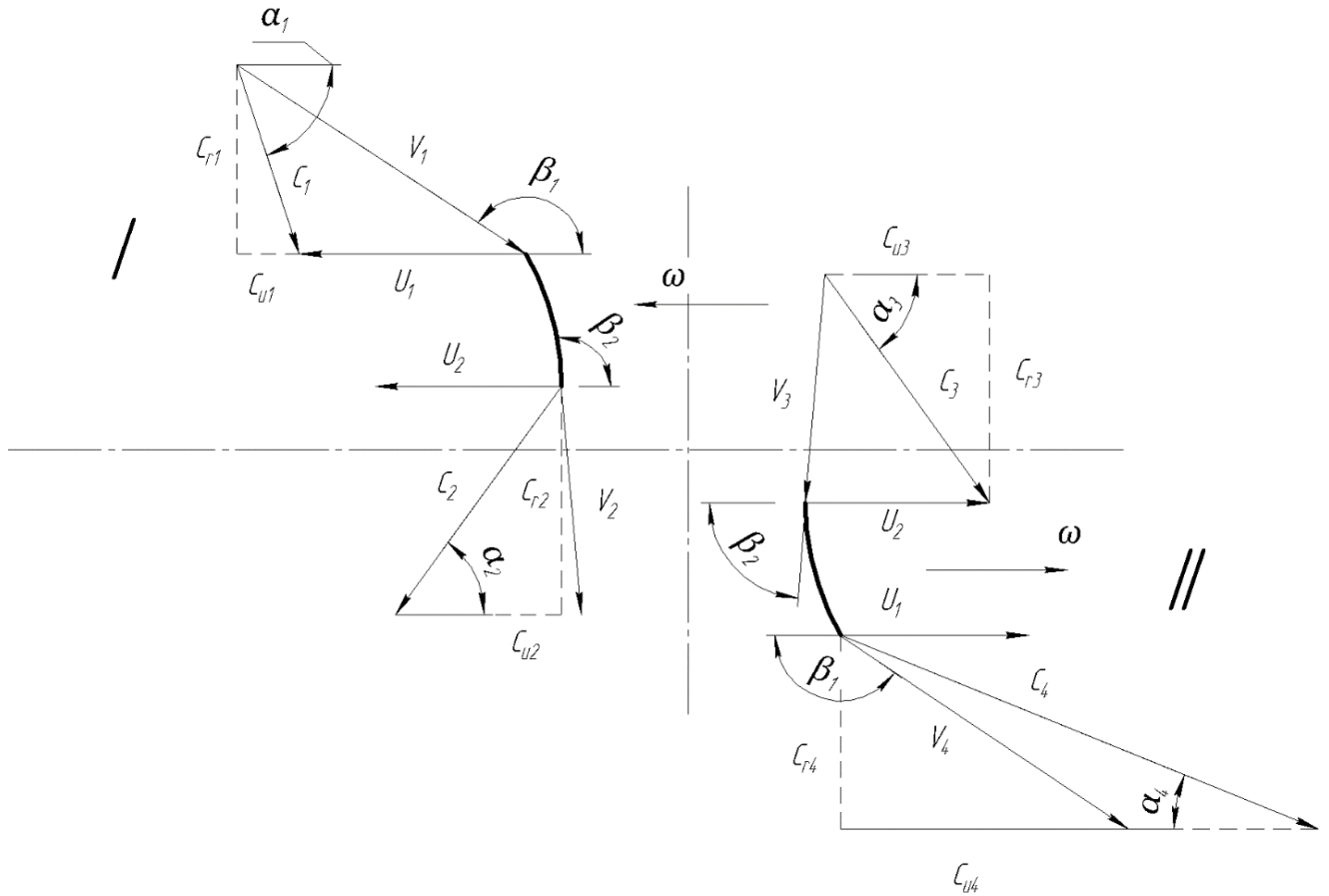


Рисунок 4.2 – Векторная диаграмма скоростей воздушного потока

Откуда получаем:

$$Mdt = dm((r_2 C_{u2} - r_1 C_{u1}) + (r_1 C_{u4} - r_2 C_{u3})), \quad (4.8)$$

$$M_H = \frac{dm}{dt}((r_2 C_{u2} - r_1 C_{u1}) + (r_1 C_{u4} - r_2 C_{u3})). \quad (4.9)$$

В данном случае M_H – это момент, действующий на поток со стороны РК.

Проекции абсолютной скорости выражаются по диаграмме скоростей:

$$\begin{aligned} C_{u1} &= C_1 \cos \alpha_1 = V_1 \cos \beta_1 - U_1, \\ C_{u2} &= C_2 \cos \alpha_2 = U_2 + V_2 \cos \beta_2, \\ C_{u3} &= C_3 \cos \alpha_3 = U_2 - V_3 \cos \beta_2, \\ C_{u4} &= C_4 \cos \alpha_4 = V_4 \cos \beta_1 + U_1. \end{aligned} \quad (4.10)$$

Выходные относительные скорости связаны со входными в соответствии с формулой:

$$V_2 = \mu_T V_1; V_4 = \mu_T V_3. \quad (4.11)$$

где μ_T – коэффициент потерь скорости на лопастях.

В случае, если давление на воздухозаборнике и абсолютная скорость потока C_1 перед РК неизвестны, исходя из результатов численного моделирования, принято допущение, что максимальное среднее значение $C_1 = 0,75U_1$.

Угловая скорость РК связана с линейной:

$$\begin{aligned} U_2 &= r_2 \omega_{\text{РК}}, \\ U_1 &= r_1 \omega_{\text{РК}}. \end{aligned} \quad (4.12)$$

Таким образом в компрессорном режиме из треугольника скоростей на входе в зону I известны две стороны и противолежащий угол. Для его решения необходимо рассчитать два других угла (рисунок 4.3).

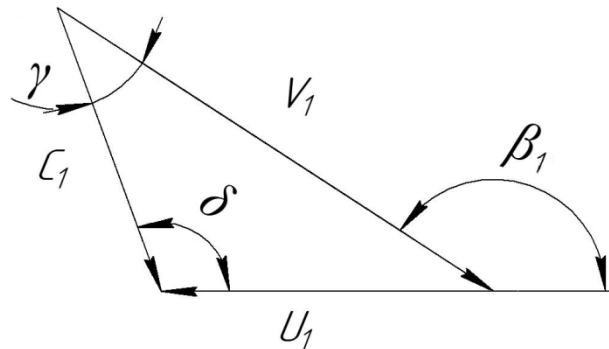


Рисунок 4.3 – Векторная диаграмма на входе на лопасть РК

В соответствии с рисунком 4.3 относительная скорость V_1 равна :

$$\begin{aligned} V_1 &= C_1 \frac{\sin(\delta)}{\sin(180-\beta_2)} = C_1 \frac{\sin(180-\beta_2 - \arcsin D)}{\sin(\beta_2)} \\ \sin \gamma &= \frac{C_1}{U_1} \sin(\beta_2), \\ D &= \frac{C_1}{U_1} \sin(\beta_2), \\ \gamma &= \arcsin D, \delta = 180 - \beta_2 - \gamma. \end{aligned} \quad (4.13)$$

Из экспериментальных данных [5, 32, 39] и проведенного конечно-элементного анализа известно, что поток перед входом на лопасти РК в зоне II ускоряется, и при этом происходит его сужение. Сужение потока в общей форме соответствует отношению проходных сечений воздухозаборника и канала сброса воздуха.

Так как прямой зависимости между значениями потока на выходе из РК в зоне I и значением потока на входе в лопасти зоны II нет, было решено выразить зависимость относительной скорости потока V_3 от соотношения проходных сечений.

$$V_3 = \frac{C_{r3}}{\sin(\beta_2)} = \frac{C_{r1}D_1}{D_2 \sin(\beta_2)} \Delta S, \quad (4.14)$$

где ΔS – соотношение длины дуги по окружности колеса, открытой со стороны воздухозаборника, к длине дуги по окружности колеса, открытой со стороны канала сброса воздуха.

$$C_{r1} = C_1 \cos(90 - \alpha_1). \quad (4.15)$$

Угол α_1 находится из параллелограмма скоростей (рисунок 4.3)

$$\alpha_1 = 180 - \arccos\left(\frac{U_1^2 + C_1^2 - V_1^2}{2U_1 C_1}\right) \quad (4.16)$$

В этом случае формула (4.9) записывается как:

$$\begin{aligned} M_H = & \frac{dm}{dt} (r_2(U_2 - V_1 \mu_T \cos \beta_2) - r_1(V_1 \cos \beta_1 - U_1)) + (r_1(V_3 \mu_T \cos \beta_1 + U_1) - \\ & - r_2(U_2 - V_3 \cos \beta_2)) = \frac{dm}{dt} (r_2(r_2 \Omega_{PK} - V_1 \mu_T \cos \beta_2) - (V_1 \cos \beta_1 - r_1 \Omega_{PK})) + \\ & + (r_1 \left(\frac{C_{r1} D_1}{D_2 \sin(\beta_2)} \Delta S \mu_T \cos \beta_1 + r_1 \Omega_{PK} \right) - r_2(r_2 \Omega_{PK} - V_3 \cos \beta_2)). \end{aligned} \quad (4.17)$$

Расход рассчитывается по формуле:

$$\begin{aligned} \frac{dm}{dt} &= \mu_c p_{BX} A \Phi(k) \Phi(RT), \\ \Phi(RT) &= \sqrt{\frac{1}{RT}}, \\ \Phi(k) &= \sqrt{k \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}}, \\ A &= \sqrt{\left(\frac{2g}{RT} \right) \frac{k}{k+1} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{2}{k-1}}}. \end{aligned} \quad (4.18)$$

где μ_c – коэффициент расхода воздухозаборника, $p_{\text{вх}}$ – давление на входе в воздухозаборник, A – коэффициент расхода воздуха, R – универсальная газовая постоянная, T – температура газа.

Полученное значение сравнивалось с результатами конечно-элементного анализа. Расхождение момента, полученного для компрессорного режима по формуле (4.17) и момента, полученного для аналогичной конструкции путём численного моделирования не превысило 20%.

При генераторном режиме на РК действует набегающий поток. Угол подачи набегающего потока α является управляемым и зависит от угла атаки. Окружное усилие на лопастях РК возникает благодаря действию струи потока воздуха. Поток входит в лопастные каналы по оси воздухозаборника и выходит по касательной относительно выходной кромки лопасти. Далее поток вновь проходит через лопасти и попадает в канал сброса воздуха.

Соответственно формулы, выражающие количество движения примут вид:

$$\Sigma(\Delta md(rC_u)) = dm((r_1 C_{u1} - r_2 C_{u2}) + (r_2 C_{u3} - r_1 C_{u4})) \quad (4.19)$$

По аналогии с (4.7-4.9) получаем:

$$M_n = \frac{dm}{dt} ((r_1 C_{u1} - r_2 C_{u2}) + (r_2 C_{u3} - r_1 C_{u4})) \quad (4.20)$$

В данном случае M_n – момент РК, создаваемый газом на лопастях.

Абсолютная скорость набегающего потока и его угол относительно воздухозаборника известны и зависят от скорости ЛА и его угла атаки.

Расход воздуха в генераторном режиме через воздухопровод определяется воздухозаборником и считается как:

$$\frac{dm}{dt} = \rho V_0 S_{\text{вх}}, \quad (4.21)$$

где V_0 – скорость набегающего потока; $S_{\text{вх}}$ – площадь воздухозаборника.

Все соотношения, полученные на основе диаграммы скоростей (4.10-4.15) сохраняются.

Угловая скорость колеса $\omega_{\text{РК}}$ зависит от скорости набегающего потока.

При смешанном режиме в зависимости от скорости набегающего потока возможны два случая. Первый характеризуется малым значением скорости набегающего потока и соответственно малым C_1 , соответственно момент передается от РК к потоку. Во втором случае, при большой скорости набегающего потока, РК превращается в нагрузку для потока.

Для первого приближения предлагается производить расчет следующим образом. При выполнении допущения $C_1 = 0,75U_1$ (т.е. когда скорость набегающего потока сопоставима со скоростями всасываемых потоков в компрессорном режиме) производить расчет момента по формулам (4.17-4.18). Угол α в этом случае определяется в первую очередь геометрией колеса и считается по формуле (4.16). При $C_1 > 0,75U_1$ производить расчет по формулам (4.20-4.21). Угол α в этом случае определяется ориентацией воздухозаборника относительно набегающего потока. В конструктивных схемах, представленных на рисунке 1.3, α соответствует углу атаки БПЛА.

Таким образом, зная параметры РК и скорость набегающего потока или скорость вращения колеса, можно посчитать момент нагрузки.

Максимальная скорость вращения РК считается исходя из режимов работы. В компрессорном и смешанном режиме при малых скоростях набегающего потока она соответствует максимальной скорости вращения электродвигателя. В генераторном режиме и смешанном режиме при больших скоростях потока она зависит от скоростей, на которых будет лететь БПЛА.

В случае работы ГДП во всех трех режимах в качестве потребной мощности выбирается максимальное рассчитанное значение. Двигатель выбирается по каталогам из условия наименьших габаритов для требуемой мощности.

На основе параметров РК и зная параметры двигателя, по модели, представленной в главе 3, рассчитываются статические и динамические характеристики привода. В процессе анализов результатов, полученных по этой модели, в первую очередь проверяется, соответствует ли вырабатываемая тяга потребному значению.

На этом этапе разработки возможны две ситуации: тяга достаточна и тяга недостаточна.

В том случае, если тяга недостаточна, то следует проверить, возможна ли замена электродвигателя. Если замена не помогает, то следует выбрать другой вариант конфигурации лопастного колеса и воздухопровода. Для крупногабаритных БПЛА существует ситуация, где для создания необходимого усилия необходимо согласовать увеличение выделенного объема, что приводит к необходимости изменения всей компоновки БПЛА.

Если тяга достаточна, то далее проверяется соответствие остальным требованиям ТЗ.

В случае, если предложенный механизм соответствует заданным требованиям, а все его конструктивные параметры лежат в интервалах рекомендуемых значений, приведенных в главе 1, то на привод можно выпускать конструкторскую документацию.

Когда ГДП не соответствует по своим характеристикам ТЗ, необходимо проводить его модификацию. Самый простой вариант – замена двигателя, добавления устройства контроля работы двигателя (подобного блоку управления из главы 3) или внесение изменений в конструкцию воздухопровода и РК.

На любом этапе работы с конструкцией РК и воздухопровода возможна ситуация, в которой более удачным решением, с точки зрения компоновки, будет такое, где конструктивные параметры, хотя бы один, будут отличны от рекомендованных в главе 1. Это может быть связано с размещением электродвигателя внутри РК или иной формой воздухопровода.

В этом случае необходимо провести численное моделирование конструкции на всех возможных режимах работы. В целом нет необходимости исследовать весь интервал скоростей потока полностью, достаточно посмотреть характеристики течения для максимального, минимального и трех любых значений между ними. Это исследование необходимо для того, чтобы проверить схему на запирающие течения и вихри. Если течения нормальны и порядок расхождения между ре-

зультатами численного моделирования и математической модели составляет не более 15%, то конструктивные параметры считаются выбранными.

Если расхождение будет составлять больше, то следует воспользоваться методом гибридизации, предложенным в главе 3 и только после этого проводить оценку математической модели.

Отдельно следует отметить, что предложенная методика касается проработки исключительно ГДП без учета взаимовлияния аэродинамики БПЛА и влияния на ее работы привода. Как было указано во введении, такое влияние может быть как положительным, так и отрицательным и соответственно может либо использоваться для управления БПЛА, либо, наоборот, нуждается в компенсации. Этот вопрос следует рассматривать в индивидуальном порядке для конкретной конструкции БПЛА при наличии данных об условиях функционирования. Таким образом, этот этап проектирования ближе к системному и должен рассматриваться вместе с конструктором планера.

4.2. Выводы к главе 4

- Разработан алгоритм проектирования диаметральной лопастной машины на основе анализа потребной тяги и выделенного объема, определения параметров рабочего колеса и воздухопровода, учета потребляемой мощности электродвигателем и позволяющий автоматизировать расчет вырабатываемой тяги.
- Получено аналитическое выражение для определения момента нагрузки на валу рабочего колеса с учётом трёх режимов работы и его геометрических размеров, которое следует использовать при выборе электродвигателя.
- Рассмотрены подходы к расчету ГДП со специфичными конструктивными параметрами, что расширяет область использования различных типов лопастных машин.

Заключение

1. Предложен новый способ управления БпЛА и блок рулевого газодинамического привода с электродвигательным управлением, использующий кинетическую энергию набегающего потока. Способ и устройство защищены патентом на изобретение РФ.
2. Определены требования к геометрии диаметральной лопастной машины, воздухопроводу и размерам электродвигателя. Полученные соотношения применимы для разных типов диаметральных лопастных машин и могут использоваться при их проектировании.
3. Рассмотрены основные режимы работы предложенного газодинамического привода, которые позволяют выявить основные закономерности, характерные для данного типа привода и расширяющие его функциональные возможности.
4. Разработана математическая модель предложенного газодинамического привода с диаметральной лопастной машиной и управляющим электродвигателем, которая позволяет исследовать статические и динамические характеристики для различных режимов работы привода в зависимости от скорости набегающего потока.
5. Анализ полученных статических и динамических характеристик свидетельствуют, что газодинамический привод обеспечивает выполнение требований по управлению БпЛА, в том числе при отсутствии набегающего потока и при различных плотностях воздуха, что расширяет область применения БпЛА.
6. Подтверждена возможность работы газодинамического привода в режиме электрогенератора, в котором осуществляется подзарядка аккумуляторной батареи, что расширяет временной диапазон работы БпЛА.
7. Предложенный блок управления осуществляет переключение между управляющими режимами и генераторным режимом, что повышает эффективность работы ГДП до 5 раз.

8. Предложен способ коррекции на основе регрессионной модели третьего порядка, позволяющий выполнять анализ физических процессов в диаметральной лопастной машине с рабочим колесом и воздухопроводом нетипичных конструкций.
9. Получено аналитическое выражение для определения момента нагрузки на валу рабочего колеса с учётом трёх режимов работы и его геометрических размеров, которое следует использовать при выборе электродвигателя.
10. Предложена методика проектирования трёхрежимных газодинамических приводов с диаметральной лопастной машиной на основе конечно-элементного анализа и математического моделирования, позволяющая разрабатывать приводы с оптимальной компоновкой под заданные требования и возможностью генерирования дополнительной энергии во время полёта. Предложенная методика позволяет совершать предварительную оценку возможности применения ГДП под конкретные ТЗ, а также упрощает проектирование.

Список литературы

1. Основы устройства и функционирования противотанковых управляемых ракет: учебное пособие для вузов / В. В. Ветров, М.В.Грязев, Д.А.Дехтяр, Л.Г.Захаров, А.В.Игнатов, А.С.Лыгин, А.Р.Орлов, И.В.Степаничев; под редакцией А. Г. Шипунова. - Тула : Изд-во ТулГУ, 2006. - 182 с. :
2. Поляков, В. В. Насосы и вентиляторы : учебник для вузов / В. В. Поляков, Л. С. Скворцов. - Москва : Стройиздат, 1990. - 336 с.
3. Seyfang G. R. FanWing--Developments and Applications //28th Congress of International Council of the Aeronautical Sciences. – Brisbane : ICAS, 2012. – С. 1-9.
4. Peebles P. W. Aircraft with aerodynamic lift generating device : пат. 8448905 США –2013.
5. Коровкин, А. Г. Новые области применения диаметральных вентиляторов / А. Г. Коровкин, А. Д. Савчук, А. А. Долгополов // Полет.–2002. – №4.
6. Kummer J. D., Dang T. Q. Cross-flow fan propulsion system : пат. 7641144 США. – 2010.
7. Siliang D. et al. Study on helicopter antitorque device based on cross-flow fan technology //International Journal of Aerospace Engineering. – 2016. .
8. Шаньгин Е. С. Летательный аппарат с вертикальным взлетом на основе вентилятора диаметрального типа //Альманах современной науки и образования. – 2008. – №. 7. – С. 231-232.
9. Hancock J. Test of a high efficiency transverse fan //16th Joint Propulsion Conference. –1980.
10. Kim H. D. Distributed propulsion vehicles.//27TH INTERNATIONAL CONGRESS OF THE AERONAUTICAL SCIENCES. 2010. С.1-11.
11. Mazumder M. A. Q. Q., Golubev V. V., Gudmundsson S. Parametric Study of Aerodynamic Performance of an Airfoil with Active Circulation Control using Leading Edge Embedded Cross-Flow Fan //AIAA Scitech 2019 Forum. – 2019. – С. 0577.
12. Самсонович С. Л., Лалабеков В. И., Кутейникова Е. Н. Построение газодинамического привода, использующего кинетическую энергию набегающего

потока //Известия Тульского государственного университета. Технические науки. – 2016. – №. 12-4.

13. Самсонович С.Л., Фимушкин В.С., Никаноров Б.А., Кутейникова Е.Н. и др. Патент РФ №2634609. Способ управления беспилотным летательным. аппаратом, и блок рулевых приводов для его осуществления.

14. Кутейникова Е.Н., Самсонович С.Л. Построение турбогенератора для рулевого привода // Сборник трудов XXV международной научно-практической конференции «Современные технологии в задачах управления, автоматике и обработки информации». г. Алушта, сентябрь 2016. С. 88-89

15. Кутейникова Е.Н., Самсонович С.Л. Численное моделирование диаметральных лопастных машин и их применение в ЛА // Сборник трудов XXVI международной научно-практической конференции . «Современные технологии в задачах управления, автоматике и обработки информации», г. Алушта, сентябрь 2017. С. 56-57 :

16. Кутейникова Е.Н., Самсонович С.Л. Аэродинамика привода на основе диаметральной лопастной машины // Сборник трудов XXVII международной научно-практической конференции «Современные технологии в задачах управления, автоматике и обработки информации». г. Алушта, сентябрь 2018, С.130-131

17. Кутейникова Е. Н., Лалабеков В. И., Самсонович С. Л. Построение математической модели газодинамического привода с диаметральной лопастной машиной и управляющим электродвигателем // Сборник трудов XXVIII Международной научно-технической конференции . «Современные технологии в задачах управления, автоматике и обработки информации». 2019. С. 92-93.

18. Е.Н., Самсонович С.Л., Лалабеков В.И. Исследование режимов работы газодинамического привода с диаметральной лопастной машиной и управляющим электродвигателем // Сборник трудов XXIX международной научно-технической конференции . «Современные технологии в задачах управления, автоматике и обработки информации», г. Алушта, сентябрь 2020. С. 87-88.

19. Кутейникова Е.Н., Самсонович С.Л. О построении привода, использующего энергию набегающего потока // Сборник тезисов докладов молодежной научной конференции «Гагаринские чтения – 2016», Т.1. г.Москва, апрель 2016 г. С. 27-28.
20. Кутейникова Е.Н., Самсонович С.Л. О возможности использования привода с диаметральной лопастной машиной для управления ЛА // XLIII Международная молодёжная научная конференция «Гагаринские чтения – 2017»: Сборник тезисов докладов: М. : Моск. авиационный ин-т (национальный исследовательский университет), 2017. С. 977
21. Кутейникова Е.Н., Самсонович С.Л. О возможности использования привода с диаметральной лопастной машиной для управления ЛА // Сборник тезисов докладов XLIV Международной молодёжной научной конференции «Гагаринские чтения – 2018» . Том 1. М.: Моск. авиационный ин-т (национальный исследовательский университет), 2018. С. 312-313
22. Кутейникова Е.Н. Построение математической модели привода с турбинкой поперечного потока // Сборник трудов XLV Международной молодёжной научной конференции «Гагаринские чтения – 2019». М.: Моск. авиационный ин-т. (национальный исследовательский университет). 2019. С. 680-681.
23. Кутейникова Е. Н. Математическое моделирование газодинамического привода ЛА с диаметральной лопастной машиной и управляющим электродвигателем // Сборник трудов XLVI Международной молодёжной научной конференции «Гагаринские чтения – 2020». 2020. С. 829.
24. Кутейникова Е.Н., Самсонович С.Л. Анализ рулевых приводов, использующих энергию набегающего потока // Материалы XXII международного симпозиума «Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред» им. А.Г. Горшкова, Т.1. Москва-Вятчи, февраль 2016 г. С. 152-154
25. Кутейникова Е.Н., Самсонович С.Л. Построение воздушно-динамического привода, использующего кинетическую энергию набегающего по-тока // Материалы XXIII международного симпозиума . «Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред» им. А.Г. Горшкова, Т.1.– М.: ООО «ТР-принт». 2017, С. 222.

26. Кутейникова Е.Н., Самсонович С.Л. Обоснование параметров воздушно-динамического привода в режиме турбокомпрессора // Сборник тезисов 15-й конференции «Авиация и космонавтика – 2016». г. Москва. С. 454-455 .
27. Кутейникова Е.Н., Самсонович С.Л. Определение требований к диаметральной лопастной машине рулевого привода // Сборник тезисов 16-й конференции «Авиация и космонавтика – 2017», г. Москва, 2017. С. 332-334.
28. Кутейникова Е.Н. Исследование статических характеристик привода, построенного на основе диаметральной лопастной машины // Тезисы 17-й Международной конференции «Авиация и космонавтика – 2018». 19–23 ноября 2018 года. М.: «Люксор», 2018. С. 391.
29. Кутейникова Е. Н., Самсонович С. Л., Лалабеков В. И. Исследование газодинамического привода с диаметральной лопастной машиной и управляющим электродвигателем // Сборник трудов 18-й Международной конференции «Авиация и космонавтика-2019». 2019. С. 165.
30. Кутейникова Е.Н., Лалабеков В.И., Самсонович С.Л. Построение газодинамического привода, использующего кинетическую энергию набегающего потока // III-я Всероссийская научно-техническая конференция «Мехатронные системы (теория и проектирование)». Вестник Тульского государственного университета. Серия: Системы управления. г.Тула. 2016. С. 125-128
31. ГОСТ 34002-2016 (ISO 13349:2010) Вентиляторы. Термины и классификация. М., 2017,с.38.
32. Коровкин А.Г. Исследование аэродинамических схем корпусов диаметральных вентиляторов без внутреннего направляющего аппарата. // Промышленная аэродинамика. 1986. - вып. 1 (33). - С.71-80.
33. Вахвахов Г. Г. Работа вентиляторов в сети. – Стройиздат, 1975.
34. Бычков А.Г., Коровкин А.Г. О диаметральных вентиляторах. // Промышленная аэродинамика. 1962. -вып. 24. -С. 110-124.

35. Gabi M., Klemm T. Numerical and experimental investigations of cross-flow fans //Journal of Computational and Applied Mechanics. – 2004. – Т. 5. – №. 2. – С. 251-261.
36. Лалабеков В. И., Прилипов А. В. Газогидравлические приводы органов управления летательных аппаратов. Основы разработки //Основы разработки. М.: ФГУП" НТЦ" Информтехника. – 2012.
37. Феодосьев В. И. Основы техники ракетного полета / М. : Наука, 1981. - 494с.. - Изд. 2-е. -М: Наука.
38. Чашин В.А. Пневмоавтоматика и пневмопривод летательного аппарата, М.: МАИ-ПРИНТ, 2009, 204 с.