

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»

Автореферат
диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Москва - 2020

Работа выполнена на кафедре «Системы приводов авиационно-космической техники» федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (МАИ).

Научный руководитель: **Самсонович Семен Львович**
д.т.н., профессор, профессор кафедры «Системы приводов авиационно-космической техники»
МАИ

Официальные оппоненты: **Горячев Олег Владимирович**
доктор технических наук, профессор, зав. кафедрой «Системы автоматического управления»
ТулГУ (г.Тула)
Козырев Алексей Владимирович кандидат технических наук, главный конструктор направления
АО «ГНПП «Регион» (г.Москва)

Ведущая организация: Институт проблем управления им. В. А. Трапезникова Российской академии наук (ИПУ РАН)
(г.Москва)

Защита состоится «29» декабря 2020 в 11-00 на заседании диссертационного совета Д.212.125.07 в Московском авиационном институте по адресу: 125993, А80, г.Москва, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д.4, корп.24, аудитория 613 (институт №7).

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке Московского авиационного института (национального исследовательского университета) и на сайте <https://mai.ru/events/defence/>

Автореферат разослан «___» _____ 2020 г.

Ученый секретарь
диссертационного совета Д.212.125.07
к.т.н., доцент


Дежин Д.С.

Актуальность темы исследования

Общие тенденции в развитии авиационной и ракетной техники направлены на ужесточении требований к рулевым приводам, включая требования к массогабаритным показателям и к удельной мощности.

У всех типов приводов массогабаритные и мощностные характеристики определяются исходя из параметров источника энергии. Эффективное использование энергии набегающего потока позволит удовлетворить повышенным предъявляемым требованиям.

Приводы, использующие энергию набегающего потока, делятся на два типа: с использованием потенциальной и кинетической энергии.

Примером привода первого типа является воздушно-динамический рулевой привод АО «КБП им. А.Г. Шипунова», который обладает целым рядом достоинств, но приводит к увеличению лобового сопротивления ЛА.

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

Элементами подобных ИМ служат отдельные виды лопастных или рабочих колес (РК). Размещение РК с электродвигателем внутри БпЛА приводит к ограничениям их габаритов и диаметальному направлению набегающего потока. При таком направлении набегающего потока необходимо использовать диаметральное РК, размещаемое в воздупроводе, состоящим из воздухозаборника, полости и канала сброса воздуха. Диаметральное РК и воздухопровод образуют диаметральную лопастную машину (ДЛМ), приводимую во вращение с помощью электродвигателя (ЭД).

Известны различные конструктивные схемы с ДЛМ и ЭД. В некоторых случаях предложенные схемы являются движителями: роторный предкрылок (компания FanWings), струелет (предложенный в УГАТУ), крыло-двигатель (исследуемый в ЦАГИ). В других случаях схемы являются ИМ, которые входят в состав газодинамических приводов (ГДП), управляющих полетом ЛА за счет создания импульсов тяги, а также изменения аэродинамических характеристик крыла (пропульсивное крыло).

В качестве достоинств рассмотренных способов можно выделить малое энергопотребление, способность не только создавать управляющее или движущее усилие, но и менять аэродинамические характеристики всего БпЛА.

Однако, несмотря на наличие различных конструктивных схем и принципов управления отсутствует методика и рекомендации по проектированию аналогичных устройств. Исследования проводятся исключительно путем численного моделирования с последующей продувкой. Любое внесение изменений влечет за собой большой объем численных расчетов и новых экспериментов. Кроме того,

основное внимание уделяется аэродинамическим показателям, а не функционированию управляющего контура.

Переход к ГДП с возможностью использования генераторного режима позволит увеличить продолжительность полета ЛА, а добавление смешанного режима приведёт к большей гибкости в разработки компоновок ДЛМ.

Цели и задачи исследования: 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

- предложена методика проектирования трёхрежимных газодинамических приводов с диаметральной лопастной машиной на основе конечно-элементного анализа и математическое моделирование, 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 ре-

зультатов, 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 САД-систем.

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 работы были представлены на конференциях:

- XXV-й, XXVI-й, XXVII-й, XXVIII-й Международных научно-технических конференциях «Современные технологии в задачах управления, автоматизации и обработки информации», Алушта, 2016, 2017, 2018, 2019 гг.
- XLII-й, XLIII-й, XLIV-й, XLV-й и XLVI-й Молодежных научных конференциях «Гагаринские чтения», Москва, 2016, 2017, 2018, 2019, 2020 гг.
- XXII-ом, XXIII-ом ежегодных научных симпозиумах «Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред» имени А.Г. Горшкова, Вятчи, 2016, 2017 гг.
- 15-й, 16-й, 17-й и 18-й конференциях «Авиация и космонавтика», Москва, 2016, 2017, 2018, 2019 гг.
- III Всероссийской научно-технической конференции «Мехатронные системы (теория и проектирование)», Тула, 2016 г.

Публикации

Материалы диссертационной работы опубликованы в издании, входящем в список ВАК: Известия ТулГУ. Технические науки [1-2], а также в шестнадцати научных работах в трудах российских и международных конференций [3-18].

На разработанные в рамках научной работы конструктивные схемы исполнительных механизмов привода патент РФ на изобретение [20].

Структура и объем работы

Диссертация состоит из введения, 4 глав, заключения и содержит 103 страницы, включая 39 рисунков, 2 таблицы и список литературы из 36 наименований.

КРАТКОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении на основе приведенного патентного поиска и анализа литературы показаны и проанализированы тенденции существующих конструктивных схем ИМ приводов с использованием ДЛМ и управляющим ЭД. Приведены их области применения, обоснована актуальность темы, определена решаемая научно-техническая проблема. Показана практическая значимость и научная новизна представленной работы, сформированы цели и задачи. Предложен способ и устройство (рисунок 1) управления, на которые оформлен патент РФ, позволяющий использовать ГДП с ДЛМ и управляющим ЭД не только в беспилотных ЛА, но и в авиационных средствах поражения.

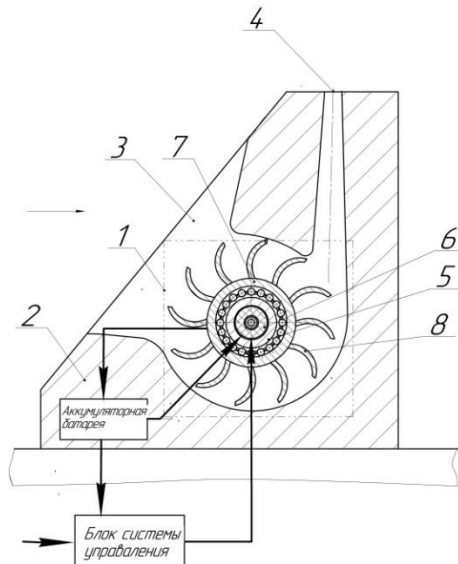


Рисунок 1 – Схема предложенного газодинамического привода

Рассматриваемый ГДП размещается в корпусе 1, который располагается непосредственно в аэродинамической поверхности 2, и включает в свой состав

ЭД (ротор 5 и статор 6) жестко связанный с рабочим колесом 8 и воздухопровод, состоящий из воздухозаборника 3 и канала сброса 4.

Управление осуществляется путем регулирования скорости вращения ЭД, а значит и ДЛМ, что изменяет значение вектора тяги истекающего потока с одно-временным изменением лобового сопротивления. При этом можно выделить три режима работы, зависящих от скорости набегающего потока и конфигурации воздухопровода.

Первый режим компрессорный, который характеризуется отсутствием набегающего 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.

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

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).

Как можно видеть, для первого и третьего режимов предложенное управление можно считать газодинамическим.

К достоинствам предложенной схемы можно отнести простоту, высокую удельную мощность, работу в генераторном режиме для подзарядки, что приводит к увеличению времени полета ЛА.

В первой главе рассмотрены основные вопросы теории ИМ на основе ДЛМ и управляющего ЭД:

- проведен анализ основных принципов построения ДЛМ;
- проведен анализ процессов, происходящих внутри воздухопровода.

В рамках анализа принципов построения ДЛМ дано описание их работы и конструкции.

Исследование аэродинамики ДЛМ было решено проводить путем конечно-элементного анализа в ANSYS CFD, так как отсутствует аналитическое описание.

Был выполнен анализ характера течения потоков внутри привода для каждого режима работы и определены требования к геометрии РК, каналов воздухопровода и габаритных размеров ЭД.

Исследуемые параметры ДЛМ представлены на рисунке 2, где используются следующие обозначения: внутренний D_1 и внешний D_2 диаметры лопастей

ПК; количество лопастей z и их углы установки на наружном β_2 и внутреннем диаметрах β_1 ; углы кривизны корпуса α ; максимальный радиус спирали корпуса R_R ; ширина воздухозаборника H_i и канала сброса воздуха H_o ; зазор между стенками воздухопровода и ПК e ; угол поворота сброса воздуха относительно воздухопровода γ ; диаметр вала внутри колеса d_b .

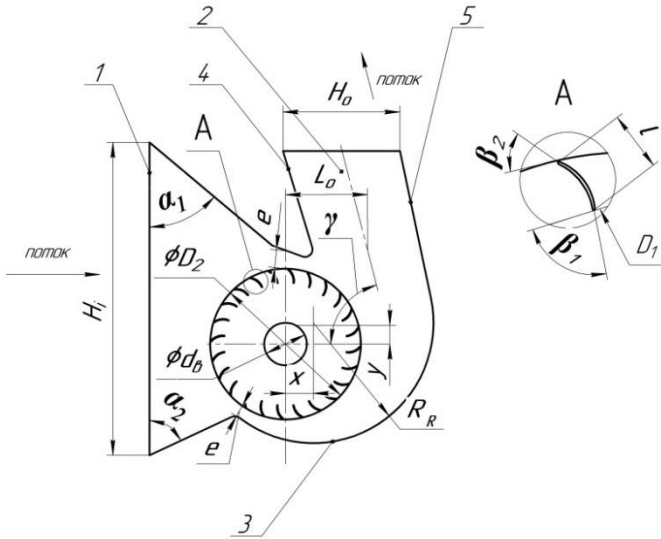


Рисунок 2 –Конструктивные параметры диаметральной лопастной машины:

1 - воздухозаборник, 2 - канал сброса воздуха, 3 - обечайка, 4 - язык

Характер течения потока в ДЛМ позволяет решать задачу в 2-D постановке. Для этого были созданы в SolidWorks модели воздухопровода и ПК диаметром 100, 200 и 240 мм. Модели ПК отличались друг от друга количеством лопастей, соотношением их внешнего и внутреннего диаметров, углами загиба на концах и у основания и другими параметрам, приведенными на рисунке. Модели воздухопровода отличались друг от друга расположением стенок и углами загибов. Полученные сборки были импортированы в ANSYS, где дополнительно были созданы модели, в которых внутренний объем рабочего колеса частично или полностью занят электродвигателем

Сетка была выбрана мелкой и особенное внимание уделялось участку контакта воздухопровода и ПК. Итоговые параметры сетки ПК и воздухозаборника- количество элементов около 85000 и количество узлов около 175000.

Моделирование проводилось при следующих параметрах:

– модель турбулентности: k-epsilon;

- среда: идеальный газ с плотностью, характерной для высоты в 2500м;
- температура окружающей среды: 288 К;
- скорость вращения рабочего колеса: до 10000 об/мин;

Параметры воздухозаборника:

- набегающего потока нет (компрессорный режим);
- 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).

Результаты моделирования оценивались по распределению линий тока и вырабатываемой тяге для каждого режима отдельно. Примеры распределения линий тока для отдельных вариантов конструкций представлены на рисунке 3.

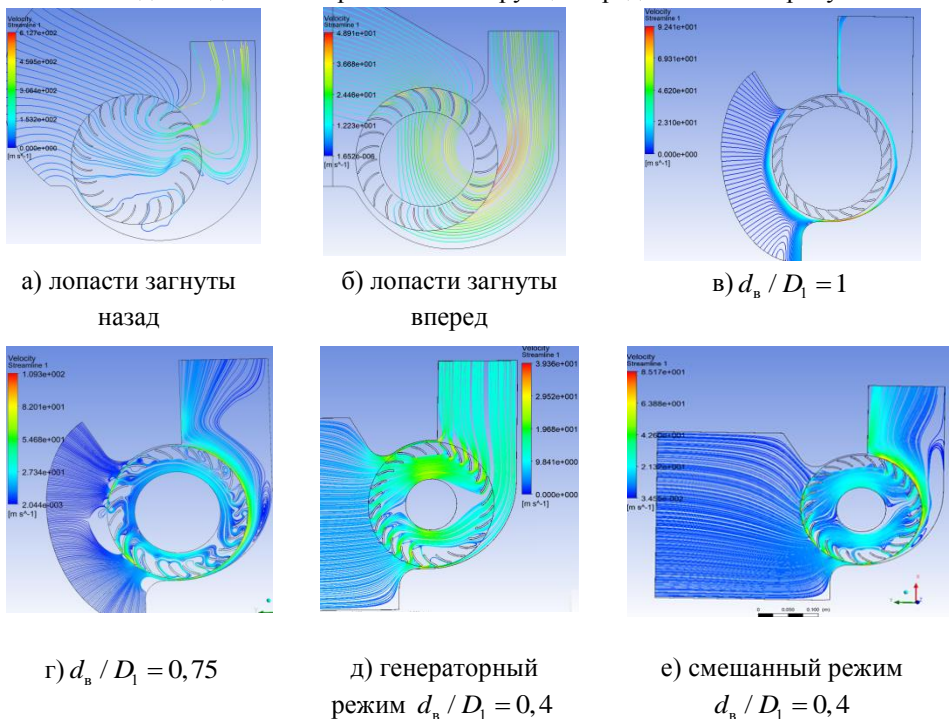


Рисунок 3 –Линии тока при различных конструкциях и режимах ДЛМ

Полученные результаты для каждого сочетания РК и воздухопровода сравнивались между собой по характеру течения потоков (склонность к образованию вихрей, использование выделенного объема) и по тяге истекающего потока.

Для расчёта тяги использовалась формула

$$R = v_{\text{вых}} \cdot \dot{m}_{\text{вых}},$$

где $\dot{m}_{\text{вых}}$ — массовый расход воздуха; $v_{\text{вых}}$ — скорость истекающего воздушного потока.

На основе полученных материалов для каждого параметра строились графики относительной зависимости тяги R к ширине воздухопровода B . Пример для количества лопастей приведён на рисунке 4. По аналогии определялись оптимальные значения каждого параметра. Оценка параметров генераторного режима происходила по линиям тока, а также колебаниям момента, создаваемого потоком на РК

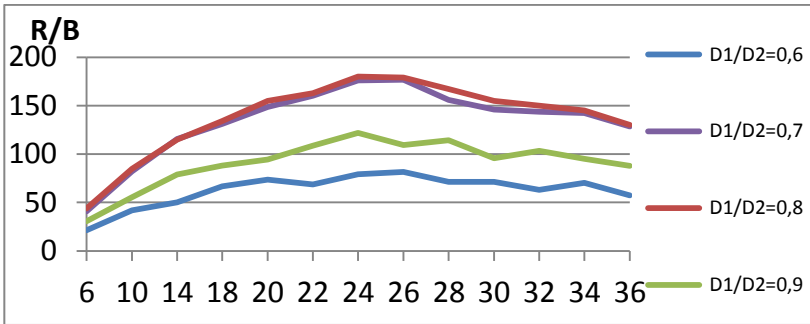


Рисунок 4 – Зависимость тяги от количества лопастей

По итогам анализа всех конструктивных вариантов было установлено, что для РК рациональными являются следующие параметры:

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 90 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 градусов до 70 градусов.

7. Внешний угол загиба лопастей для компрессорного режима и смешанного режима на малых скоростях полета лежит от 25 градусов до 45, 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 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 смешанного режимов на скоростях полета более 100 м/с в диапазоне от 10 до 18.
12. Оптимальное число лопастей для генераторного режима от 8 до 12.
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.

Полученные требования к геометрии РК привода можно применять в том числе при проектировании диаметральных вентиляторов или других установок, имеющих в основе ДЛМ.

При выполнении требований к геометрии РК и воздухопровода привод будет генерировать тягу при скоростях набегающего потока от 0 до 300 м/с. Сверхзвуковые скорости не рассматривались в таком случае ДЛМ будет обладать меньшим КПД из-за скачков давления и изменения характера течения.

Верификация результатов конечно-элементного анализа проводилась по материалам из открытых источников. В качестве материалов использовались результаты продувок и исследований с помощью лазера диаметральных вентиляторов, в которых были указаны поля скоростей, даны векторы скорости в воздухопроводе при фиксированных расходах. Погрешность по исследуемым параметрам не превышала 20%.

Во второй главе приведены математическое описание работы привода, функциональная схема и результаты исследования его характеристик. Исследование математической модели было выполнено в пакете Matlab-Simulink.

Этот раздел выделен в отдельную главу, т.к. путем конечно-элементного анализа можно получить лишь часть информации, например, о аэродинамике РК и его влиянии на лобовое сопротивление аэродинамической поверхности.

Математическая модель привода учитывает следующие особенности:

- 1) баланс секундного массового расхода воздуха рабочем колесе и на выходном сопле объекта управления;
 - 2) баланс токов и напряжений в ЭД;
 - 3) баланс взаимодействующих сил между РК и ЭД
- и включает уравнения состояния воздуха в воздухозаборнике и в выходном канале сопла.

Уравнение баланса тока и напряжений в обмотке якоря ЭД

$$U_y = I \cdot R_{Я} + L \cdot \frac{dI}{dt} + C_E \cdot \Omega,$$

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

Момент развиваемый ЭД:

$$M_{ДВ} = C_M \cdot I,$$

где C_M – коэффициент момента.

Уравнения моментов, действующих на валу РК и ЭД:

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

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

Баланс массового секундного расхода в воздухозаборнике и РК:

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

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

Момент РК, действующий на вал:

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

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

Также необходимо описать процессы в канале сброса воздуха.

Баланс массового секундного расхода в выходном канале сброса воздуха

$$\rho \cdot \Omega \cdot \frac{q_{РК}}{2\pi} = \frac{V_{ВЫХ}}{R \cdot T} \cdot \frac{dp_{ВЫХ}}{dt} + A \cdot S_{ВЫХ} \cdot p_{ВЫХ},$$

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:

$$R = v_{\text{ВЫХ}} \cdot \dot{m}_{\text{ВЫХ}} = v_{\text{ВЫХ}} \cdot A \cdot S_{\text{ВЫХ}} \cdot p_{\text{ВЫХ}},$$

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

Управляющий момент, формируемый вектором тяги, относительно центра массы ЛА

$$M_Y = R \cdot l_1,$$

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

На рисунке 5, а представлена схема математической модели для одной ветви контура газодинамического привода и на рисунках 5, б-г структурные схемы каждого блока, построенные в соответствии с указанными дифференциальными уравнениями.

При этом следует учитывать, что полная математическая модель ГДП состоит из нескольких ветвей, обеспечивающих управление полетом ЛА, с взаимодействием струй газа, вытекающих из каналов сброса воздуха в противоположные стороны.

В этом случае управление идет не по тяге одного канала, а по разнице тяг между каналами (рисунок 6).

Так как проведение испытаний не представляется возможным, были использованы результаты исследования диаметральных вентиляторов которые позволили провести верификацию только для компрессорного режима (рисунок 7). Так как результаты экспериментов часто записывают в относительных параметрах, было решено привести результаты моделирования к ним. Относительный расход считается как:

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

где D – диаметр РК, B – ширина РК, u – окружная скорость концов лопастей. Относительное давление:

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

где p_v – полное давление воздуха.

В среднем сходимость результатов численного моделирования оказалась около 10%, в то время как математического оказалось около 20%. Это может быть связано с тем, что математическая модель предполагает куда большее количество упрощений. Для двух оставшихся режимов было решено проводить верификацию моделей по их сходимости между собой. Так как в смешанном режиме значение относительного давления будет отличаться от аналогичного показателя в компрессорном режиме и будет зависеть от скорости набегающего

потока, было решено проводить сравнение двух моделей по значению вырабатываемой тяги. При достижении сходимости с рассогласованием не более 20% модели для этих режимов были признаны корректными рисунок 7.

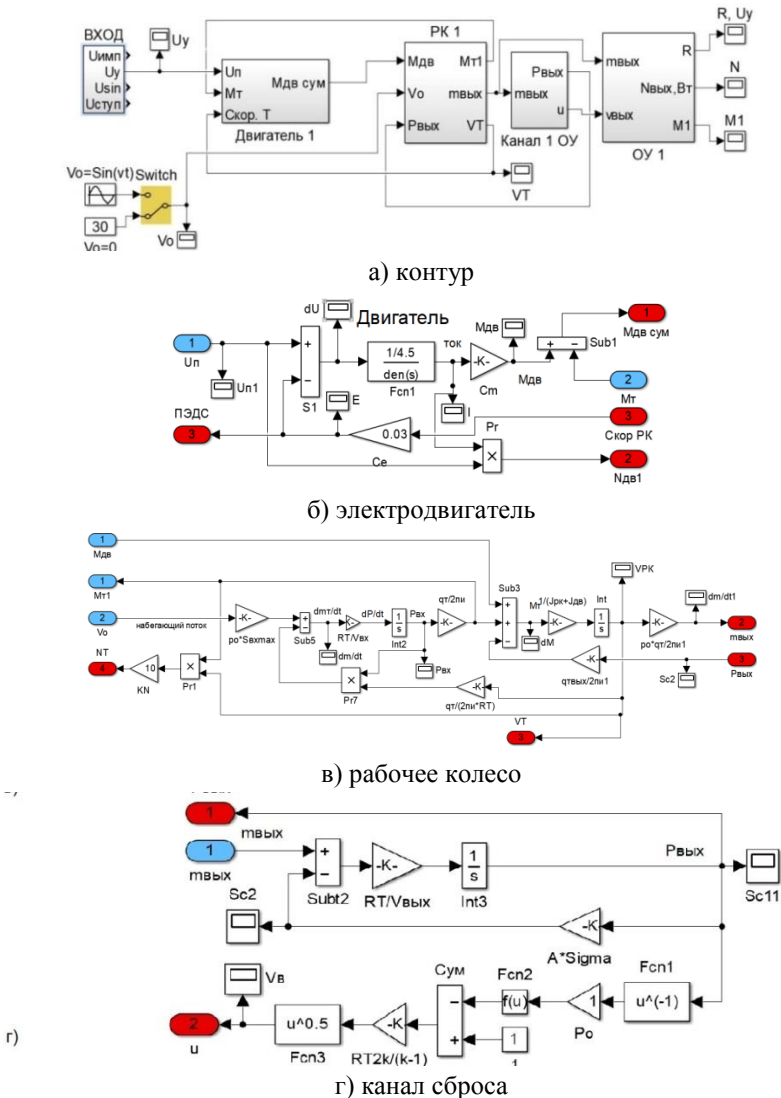


Рисунок 5 – Математическая модель ГТП

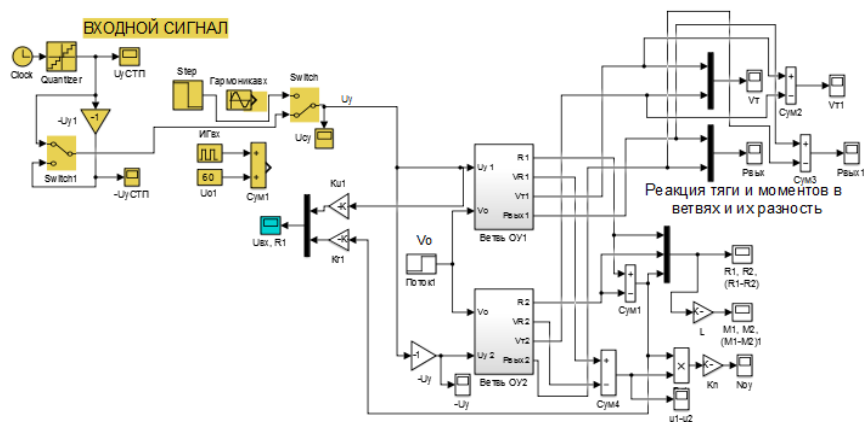
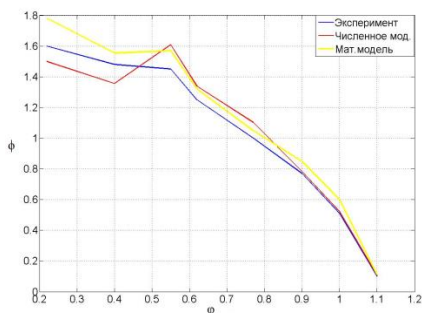
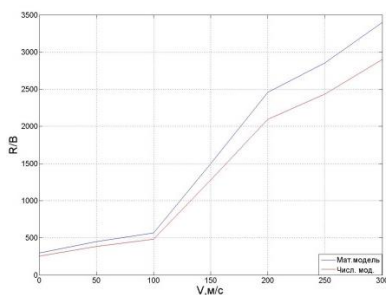


Рисунок 6 – Структурная схема работы нескольких каналов



а) компрессорный режим



б) смешанный режим

Рисунок 7 – Верификация режимов

На рисунке 7,б представлено сравнение результатов численного моделирования и математического. Как можно видеть, требуемая точность достигнута.

Смешанный режим на скоростях более 150 м/с по расчетам оказался идентичен генераторному. Поэтому результаты моделей не приводятся.

Для тех случаев, когда, ввиду нестандартной конструкции ДЛМ или особых условий эксплуатации, результаты математического моделирования не совпадают с заданной точностью с результатами эксперимента или конечно-элементного анализа, был рассмотрен метод коррекции математической модели на основе нелинейной регрессии. Метод заключается в построении ошибки моделирования, соответствующей разнице между модельной и экспериментальными кривыми, аппроксимации полученного графика полиномом третьей степени и вводом полученного выражения в виде звена коррекции в блок РК (рисунок 5, в).

Предложенный метод позволяет достичь уменьшить погрешность математической модели до 10%.

Для эффективного переключения между режимами работы создан блок коммутации режимов работы, позволяющий осуществлять переключение между режимами работы.

Сам блок представлен на рисунке 8. Он работает по следующему принципу. Логическое построение алгоритма функционирования блока коммутации в перечисленных режимах осуществляется блоками *Relation Operator (RO)*. При значениях $V_0 > V_{доп}$, где $V_{доп}$ – скорость потока, при которой необходимо переходить на форсированный режим) блок *RO1* пропускает на вход питания обоих ЭД напряжение $U_y = 27$ В. Для значений $V_0 < V_{доп}$ 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 $M_{дв}$. 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 на вход сумматора *Sub5* подаётся поток воздуха от *PK*, которую приводит во вращение ротор ЭД, запитанный форсированным напряжением $-U_{\phi}$ через открытый блок *RO2*.

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 РК, поступает к источнику электрического питания для его подзарядки

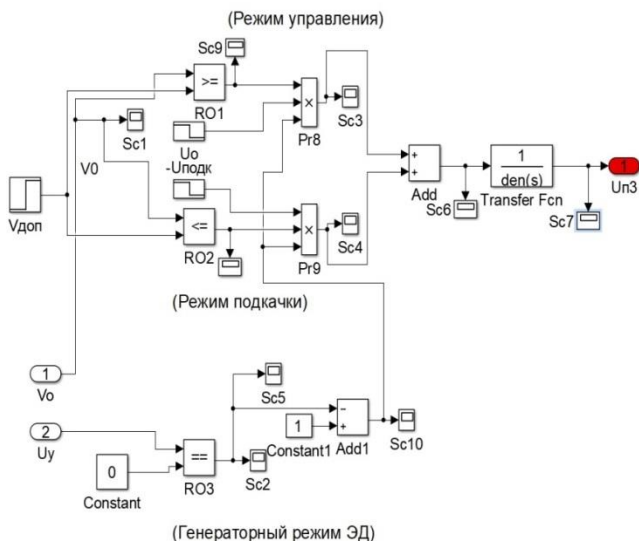


Рисунок 8 – Модель блока коммутации режимов работы ГДП

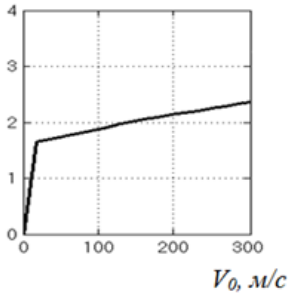
В третьей главе приведены результаты моделирования.

Характер влияния скорости набегающего потока V_0 на тягу $R = f(V_0)$ представлен на рисунке 9, а.

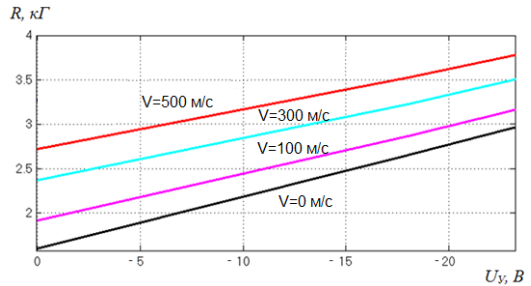
График семейства зависимостей тяги управления $R = f(U_y)$ при постоянных значениях скорости набегающего потока в диапазоне $V_0 = 0 - 500$ м/с (рисунок 9, б). Получившаяся зависимость характеризует возможности управляемости при переменном значении скорости набегающего потока. Компрессорный режим соответствует графику с рисунка 9, б, построенного для значения набегающего потока $V_0 = 0$.

Логарифмическая амплитудно-частотная характеристика (ЛАФЧХ) ветви ГДП построена при подаче на вход управления гармонического сигнала вида $U_y = 27 \cdot \sin(\omega \cdot t)$ в диапазоне частот $f = 0.1 - 10$ Гц. Реакция тяги на гармонический сигнал управления показана на рисунке 10.

$R, \kappa\Gamma$



а) $R = f(V_0)$;



б) $R = f(U_y)$ $V_0 = 0, 100, 300, 500$ м/с

Рисунок 9– Статические характеристики ГДП

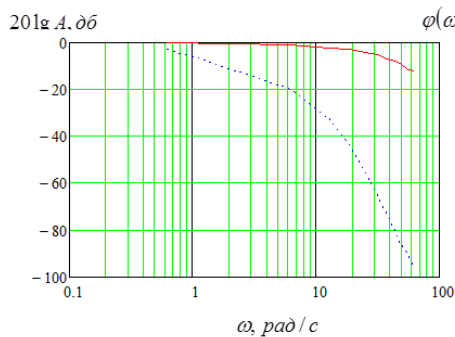


Рисунок 10 – ЛАФЧХ ГДП при $V_0 = 300$ м/с:
красная линия – амплитудная, пунктирная – фазная

Как следует из рисунка 10, полоса пропускания ГДП при потере амплитуды $A(\omega) \leq 5\%$ составляет для принятых исходных данных $\Delta f = 0...5\text{Гц}$ при фазовом запаздывании $\phi = -60^\circ$, что отвечает требованиям ЛА с обеспечением необходимых показателей качества и устойчивости полёта.

После исследования работы одного канала, рассмотрено действие работы двух каналов попарно.

Сигнал управления, действуя противофазно (разнополярно) по каждой ветви, обеспечивает ускорение вращения рабочего колеса в одной ветви и торможение – в другой. Суммарно векторы тяги вычитаются образуют перепад тяги $\Delta R = R_1 - R_2$, формируя на выходе канала сброса момент управления ЛА относительно центра масс: $M_Y = \Delta R \cdot l_1$.

Реакция перепада тяги ГДП на импульсный сигнал представлена на рисунке 11.

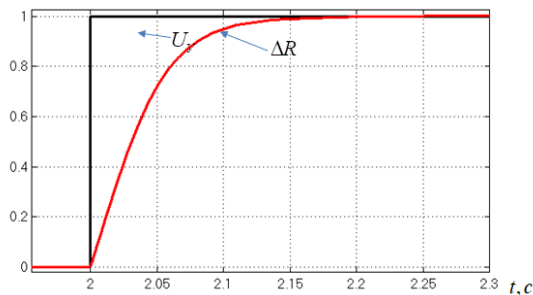


Рисунок 11 – Переходный процесс изменения перепада тяги ГДП (реакция на скачок сигнала управления U_Y)

Как можно видеть, рассматриваемый контур привода обладает запаздыванием, на которое влияют внешние параметры: давление в воздухозаборнике, геометрия РК, скорость набегающего потока и плотность потока воздуха, которая пропорциональна высоте полета.

ЛАФЧХ для одного и двух каналов выглядят аналогично.

Отдельно проведено изучение работы ГДП с блоком коммутации режимов работы. Показано, что блок выполняет следующие действия:

1. форсирует режим работы по напряжению питания ЭД при недостаточной кинетической энергии скорости набегающего потока на входе в воздухозаборник;
2. отключает питание ЭД в моменты времени, когда отсутствует сигнал управления;

3. наделяет ЭД свойством работы в генераторном режиме от рабочего колеса для подзарядки блока бортовых батарей.

В качестве параметра для оценки энергозатрат выбрана работа электродвигателя. По итогам сравнения результатов моделирования было определено, что работа, затрачиваемая ЭД на решение задачи управления без использования блока управления, в 5,6 раза превышает соответствующую работу ЭД с использованием блока коммутации режимов.

В четвертой главе в рамках разработки методики проектирования получено аналитическое выражение для определения момента, создаваемого потоком на валу колеса для каждого из трех режимов работы.

Выражение момента получено на основании уравнения количества движения и векторной диаграмме скоростей воздушного потока на лопастях РК, представленной на рисунке 12. На рисунке использованы 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.

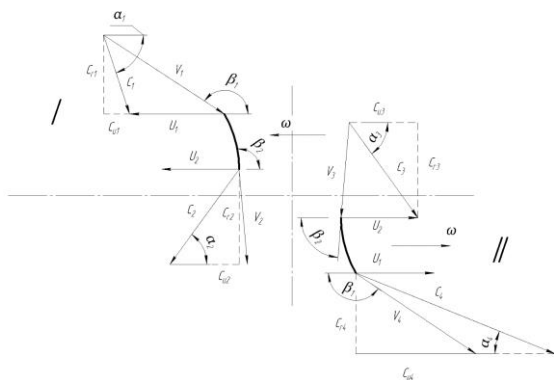


Рисунок 12 – Векторная диаграмма скоростей воздушного потока

В общем виде момент в зависимости от режима выражается по формулам:

1) Для компрессорного и смешанного (при малой скорости набегающего потока) режимов:

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

- 2) Для смешанного (при большой скорости набегающего потока) и генераторного режимов

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

Значения расхода и проекций абсолютной скорости рассчитываются в зависимости от режима. Отличие в знаках обусловлено природой создаваемого момента: создает газ момент на лопастях РК, или РК ускоряет поток.

На основе всех приведенных формул и полученных рекомендаций приведена методика проектирования представленных приводов с ДЛМ и управляющим ЭД (рисунок 13). Здесь сводятся основные требования к облику привода, а также рассматривается вопрос моделирования работы всего ЛА с установленным приводом.

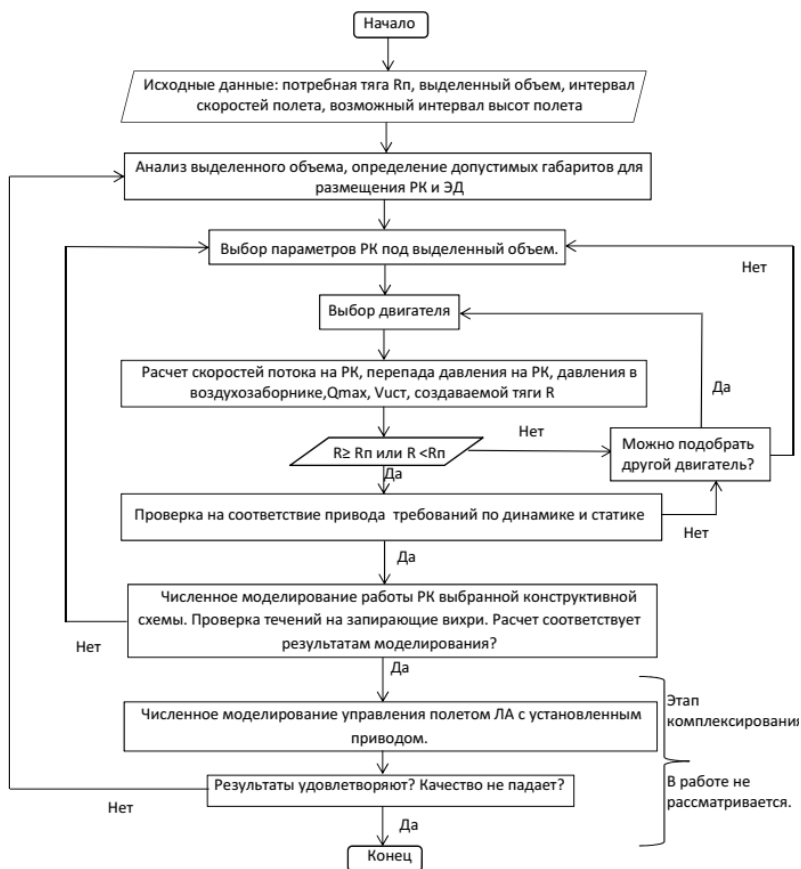


Рисунок 13– Блок-схема методики проектирования

Как можно видеть, полностью отказаться от численного моделирования не удаётся. Это связано с тем, что предложенный привод вносит существенное влияние в аэродинамику ЛА в зависимости от управления и структуры планера. Влияние может быть как положительным, так и отрицательным.

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ РАБОТЫ

В ходе проведения диссертационных исследований были получены следующие результаты:

1. Разработана новая конструкция газодинамического привода с электродвигательным управлением, которая защищена патентом на изобретение РФ.
2. Определены требования к геометрии диаметральной лопастной машины, ее воздухопроводу и габаритным размерам электродвигателя. Полученные соотношения применимы для всех типов диаметральных лопастных машин их режимов работы могут использоваться при их проектировании.
3. Рассмотрены основные режимы работы предложенного привода, которые позволяют выявить основные закономерности, характерные для данного типа привода.
4. Построена математическая модель предложенного газодинамического привода с диаметральной лопастной машиной и электродвигателем, позволяющая исследовать статические и динамические характеристики.
5. Анализ полученных статических и динамических характеристик свидетельствуют о целесообразности дальнейшего исследования газодинамических приводов, использующих кинетическую энергию набегающего потока и электродвигательное управление для управления полетом управляемых снарядов и 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. Разработан алгоритм проектирования диаметральной лопастной машины на основе анализа потребной тяги и выделенного объема, определения парамет-

ров рабочего колеса и воздухопровода, учета потребляемой мощности электродвигателем и позволяющий автоматизировать расчет вырабатываемой тяги.

ПУБЛИКАЦИИ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

Научные труды, опубликованные в ведущих рецензируемых научных изданиях, рекомендованных ВАК Минобрнауки России:

1. Кутейникова Е.Н. , Лалабеков В.И, Самсонович С.Л. Построение газодинамического привода, использующего кинетическую энергию набегающего потока // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. 2016. № 12-4. С.61-70.
2. Кутейникова Е.Н. , Лалабеков В.И, Самсонович С.Л. Математическая модель газодинамического привода ЛА с диаметральной лопастной машиной и управляющим электродвигателем // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. 2020. № 4. С.157-167.

Другие научные труды по теме диссертации:

3. 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.
4. 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.
5. Кутейникова Е.Н., Самсонович С.Л. Построение турбогенератора для рулевого привода // Сборник трудов XXV международной научно-практической конференции «Современные технологии в задачах управления, автоматизации и обработки информации». г. Алушта, сентябрь 2016. С. 88-89.
6. 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
7. 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.
8. Кутейникова Е.Н., Самсонович С.Л. Построение воздушно-динамического привода, использующего кинетическую энергию набегающего потока // 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.
9. 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.
 10. 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.
 11. 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
 12. 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.
 13. 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.
 14. 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.
 15. 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.
 16. 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.
 17. 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.

18. 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. 829-830.
19. Кутейникова 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, автоматики и обработки информации», г. Алушта, сентябрь 2020. С. 87-88.
20. Кутейникова Е.Н., Никаноров Б.А., Самсонович С.Л., Фимушкин В.С. и др. Патент РФ №2634609. Способ управления беспилотным летательным аппаратом и блок рулевых приводов для его осуществления. Опубл.01.11.2017. Бюл.№31