

На правах рукописи



Луханин Владимир Олегович

**МЕТОДИКА ПРОЕКТИРОВАНИЯ ЭЛЕКТРОПРИВОДНЫХ ВОЗДУШНЫХ
ВИНТОВ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ С УЧЁТОМ
ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ И СТЕНДОВЫХ ИСПЫТАНИЙ**

Специальность 2.5.13.

«Проектирование, конструкция, производство, испытания
и эксплуатация летательных аппаратов»

Автореферат диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Москва – 2023

Работа выполнена в Федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт» (национальный исследовательский университет)

Научный руководитель: **Артамонов Борис Лейзерович**, кандидат технических наук, старший научный сотрудник, доцент кафедры "Проектирование вертолетов" федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт» (национальный исследовательский университет)

Официальные оппоненты: **Крицкий Борис Сергеевич**, доктор технических наук, профессор, Федеральное автономное учреждение «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского» (ФАУ «ЦАГИ»), МО, г. Жуковский, главный научный сотрудник
Николаев Евгений Иванович, кандидат технических наук, ПАО «Казанский вертолетный завод», РТ, г. Казань, начальник отдела прочности и аэродинамики

Ведущая организация: Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский государственный технический университет гражданской авиации» (МГТУ ГА), г. Москва

Защита состоится «26» декабря 2023 года в 13:00 часов на заседании диссертационного совета 24.2.327.09 в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (МАИ) по адресу: 125993, г. Москва, Волоколамское шоссе, д.4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте МАИ по ссылке: https://mai.ru/events/defence/?ELEMENT_ID=176520

Автореферат разослан «__» _____ 2023 г.

Отзывы, заверенные печатью, просим направлять по адресу: 125993, г. Москва, Волоколамское шоссе, д.4, Отдел Ученого и диссертационных советов МАИ.

Ученый секретарь
диссертационного совета
24.2.327.09, к.т.н.



Стрелец Дмитрий Юрьевич

Общая характеристика работы

Актуальность темы исследования определяется необходимостью создания в Российской Федерации современных беспилотных летательных аппаратов различного назначения и размерности, что отражено в постановлении Правительства РФ от 9 февраля 2023 года №190.

Достижения технологии, материаловедения и электроники привели к стремительному развитию беспилотной авиации. С каждым днём растёт количество беспилотных летательных аппаратов (БПЛА), на подавляющем большинстве которых в качестве движителя используется воздушный винт.

Среди них выделяется особый класс аппаратов, оснащённых электрическим приводом. Ещё недавно электрические БПЛА не могли выполнять практически значимые полетные задачи, изготавливались только экспериментальные аппараты. Теперь же в воздух поднимаются первые пилотируемые электросамолёты, а малоразмерные электрические БПЛА уже вступили в фазу активного военного и коммерческого использования.

Такие особенности БПЛА, как малая размерность и низкие скорости полёта, в сочетании с техническими, технологическими, экономическими и другими ограничениями, а также возможности современных электронных компонентов БПЛА и специфические особенности работы электрических двигателей, требуют комплексного подхода к проектированию воздушных винтов для таких аппаратов, выбору проектных параметров силовой установки и БПЛА в целом.

Всеобщая тенденция к автоматизации процессов проектирования и технологии изготовления привела к появлению различных пакетов программного обеспечения, принципиально меняющих подход к решению задач в области проектирования воздушных винтов для ЛА различных классов и весовых категорий. Уже существуют программы, реализующие с той или иной степенью точности и достоверности расчёт аэродинамических характеристик авиационных профилей, формирующих поверхности лопастей винта и крыла, поверочный расчёт воздушных винтов и других несущих и ненесущих элементов БПЛА.

Опыт работы в данной области показывает, что при разработке методики проектирования воздушного винта необходимо учитывать типовые полетные задания, выполняемые аппаратом, и критерии их оценки, рассматривать вопросы устойчивости сходимости итерационных процессов в методах расчета аэродинамических характеристик винтов, учитывать вычислительную сложность используемых алгоритмов, а саму методику излагать в удобной для практической программной реализации форме.

Степень разработанности темы исследования

Первый полёт электрического БПЛА был совершён в 1957 году. В 80-х годах начали проводиться исследования электрических ЛА, в том числе на солнеч-

ной энергии.

Здесь следует отметить работы зарубежных учёных, таких как J.W. Youngblood, T.A. Talay, J. R. Boucher, S.A. Brandt, T.F. Gilliam, P. Berry, A. Noth и др., которые посвящены, в основном, вопросам проектирования и конструирования ЛА данного типа. При этом задачи подбора воздушного винта и двигателя рассмотрены весьма ограниченно.

В опубликованных работах зарубежных учёных O. Gur и A. Rosen изложены общие подходы к решению задач оптимизации воздушного винта с учётом множества критериев, рассматриваются некоторые методы оптимизации, подходящие для решения задач данного класса. Однако в них не приводятся экспериментальные данные, полученные в результате испытаний оптимизированной силовой установки или воздушного винта, не освещены вопросы ограничений по условиям работы электродвигателя, испытаний винтов и двигателей.

Практика показывает, что для решения задач оптимизации воздушных винтов ЛА целесообразно использовать простые математические модели и программы, которые требуют наличия быстродействующих алгоритмов расчёта аэродинамических характеристик воздушного винта. Они могут быть созданы на базе классических методов расчёта аэродинамики винта, в создание которых большой вклад внесли Н.Е. Жуковский, Б.Н. Юрьев, L. Prandtl, A. Betz, S. Goldstein, H. Glauert, В.П. Ветчинкин, Н.Н. Поляков, Г.И. Майкапар, В.В. Келдыш, Т. Theodorsen, И.В. Остославский, М.Л. Миль, А.М. Лепилкин, Е.С. Вождаев, В.С. Вождаев, В.Э. Баскин, Л.С. Вильдгрубе, В.И. Шайдаков, Э.А. Петросян и другие.

Классические методы расчёта воздушного винта требуют наличия аэродинамических характеристик профилей в необходимом диапазоне углов атаки, чисел Рейнольдса и Маха, обычно получаемых из эксперимента в аэродинамических трубах. Большой объём исследований аэродинамических характеристик профилей, применяемых на БПЛА, по углам атаки при малых числах Рейнольдса выполнен в Иллинойском университете и опубликованы M.S. Selig, C.A. Lyon, G.A. Williamson, однако они проведены при малых числах Маха. Обводы контуров профиля лопастей винтов натуральных БПЛА часто имеют отклонения от теории, обусловленные технологией изготовления лопастей, что существенно влияет на аэродинамические характеристики винта и аппарата в целом. Учет этих факторов возможен с привлечением методов вычислительной аэродинамики. Среди учёных, занимающихся разработкой быстродействующих алгоритмов расчёта аэродинамических характеристик профилей, следует отметить M. Drela и R. Eppler.

Производители электродвигателей для малых БПЛА ориентируются, в основном, на любительский сегмент рынка и зачастую не приводят сведений, необходимых и достаточных для расчёта внешних характеристик двигателя. В большинстве случаев приводятся только результаты испытаний двигателей с несколь-

кими винтами в режиме работы «на месте» и производители рекомендуют эти винты для использования в любых условиях полета. КПД винта при этом не рассматривается как сколько-нибудь значимый фактор.

На практике для достижения наибольшей эффективности и надёжности работы силовой установки, учитывая возможную неполноту или недостоверность имеющихся в открытом доступе параметров двигателей, целесообразно проводить их стендовые испытания. Такие исследования проводят путём загрузки двигателя тормозом Прони, электромагнитным тормозом, воздушным винтом и т.д. Эти методы неудобны, требуют избыточного перечня оборудования и могут привести к выходу электродвигателя из строя. Анализ показывает, что на практике при стендовых испытаниях натуральных винтов БПЛА с электроприводом крутящий момент на валу винта или электродвигателя не измеряется, что не позволяет использовать результаты эксперимента для получения оптимальных решений системы «винт-двигатель» и обеспечить валидацию расчетных методов.

Таким образом, в литературе хорошо освещены методы проектирования отдельно взятого винта для ЛА с поршневыми и газотурбинными двигателями, а также методы проектирования и конструирования таких винтов. Удовлетворительно рассмотрены вопросы изготовления отдельно взятого электрического ЛА. Методы расчёта и испытания воздушных винтов, учитывающие все факторы, а также возможность вертикального взлёта БПЛА «на винте», рассматривались ограниченно.

В результате анализа открытых публикаций было установлено, что:

1) отсутствует целостная методика проектирования воздушных винтов БПЛА с электроприводом;

2) в существующих работах приводятся в основном теоретические исследования, результаты которых не сопоставлены с экспериментальными данными, при этом не учитываются следующие факторы:

- эксплуатационные ограничения электропривода;
- ограничения, обусловленные режимами полёта ЛА;
- влияние на аэродинамические характеристики воздушного винта реальной геометрии профиля лопасти, зависящей от технологии её изготовления;

3) полностью или частично отсутствуют:

- полученные из эксперимента аэродинамические характеристик профилей в нужном диапазоне углов атаки α , чисел Re , M ;
- быстродействующие методы аэродинамического расчёта воздушного винта с произвольной геометрической и аэродинамической компоновкой лопастей;
- надёжные CFD-модели в широком диапазоне углов атаки α , чисел Re , M .

Объектом исследования настоящей работы является воздушный винт БПЛА, работающий в составе электрической силовой установки.

Предметом исследования является методика (процесс) проектирования и испытаний воздушного винта электрического БПЛА с учётом его схемы, потребных лётно-технических характеристик (ЛТХ), технологических особенностей изготовления и ограничений, обусловленных условиями эксплуатации.

Цель диссертационного исследования состоит в разработке методики проектирования воздушных винтов электроприводных беспилотных летательных аппаратов с учетом технологии изготовления и стендовых испытаний, позволяющей улучшить ЛТХ существующих БПЛА.

Для достижения поставленной цели исследования необходимо **решить следующие задачи:**

1. Анализ существующих дисковых и лопастных вихревых теорий воздушного винта, определение границ их применимости с точки зрения точности, вычислительной сложности и быстродействия. Доработка методов учета концевых потерь винта с конечным числом лопастей с целью уменьшения потребных для их реализации вычислительных ресурсов.

2. Анализ экспериментальных и расчётных методов получения аэродинамических характеристик профилей, применяемых на лопастях воздушных винтов, в необходимых диапазонах углов атаки, чисел Рейнольдса и Маха. Разработка имитационной модели аэродинамических характеристик профилей на основе ограниченной экспериментальной базы данных и методов CFD-аэродинамики.

3. Разработка метода расчёта внешних характеристик бесколлекторных электрических двигателей постоянного тока на основе экспериментальных данных с учётом эксплуатационных ограничений.

4. Разработка быстродействующих методов и алгоритмов расчета аэродинамических характеристик изолированного воздушного винта с произвольной геометрической и аэродинамической компоновкой лопастей на режимах осевого обтекания, работающих совместно с электродвигателем.

5. Разработка методики проектирования оптимального воздушного винта под заданный критерий с учётом параметров электропривода и аэродинамических характеристик планера летательного аппарата, а также отличий фактического контура профиля лопастей от заданного в атласе, обусловленных технологией изготовления лопастей.

6. Подтверждение достоверности разработанных методик расчета результатами стендовых испытаний винтомоторных групп и летных испытаний БПЛА в целом.

Научная новизна исследования заключается в разработке методики оптимального проектирования воздушных винтов электроприводных БПЛА с учётом особенностей технологии изготовления лопастей и ограничений, обусловленных условиями работы электрической силовой установки на различных режимах по-

лётта БПЛА.

Теоретическая значимость работы заключается в:

- уточнении формул для расчета концевых потерь воздушного винта с конечным числом лопастей на режимах осевого обтекания;
- получении зависимости коэффициента крутящего момента крыльчатки, загружающей электродвигатель, от её геометрических параметров;
- выводе формул для формализации количественных ограничений режимов работы электродвигателей по силе тока.

Практическая значимость исследования

1. Разработан и практически реализован алгоритм и программа расчета аэродинамических характеристик воздушных винтов, лопасти которых имеют отклонения от теоретического контура, заданного в атласе профилей, обусловленные технологией изготовления.

2. Спроектирован, изготовлен и испытан воздушный винт с оптимальными геометрическими параметрами лопастей под заданный электропривод, использованный на экспериментальном БПЛА СКБ АМ МАИ.

3. Создана методика проектирования воздушных винтов БПЛА, позволяющая минимизировать отклонения ЛТХ от требуемых в техзадании и исключить возникновение аварийных ситуаций в условиях реальной эксплуатации ЛА.

Полученные результаты подтверждены экспериментально, что является основанием для применения разработанной методики в государственных и частных компаниях, занимающихся разработкой БПЛА различного класса.

Методология исследования базируется на использовании совокупности **методов** теоретической, вычислительной и экспериментальной аэродинамики, технологии, электротехники, математического анализа, численных методов моделирования и прикладной информатики.

Положения, выносимые на защиту:

- методы быстрого вычисления индуктивных скоростей воздушного винта по лопастной и дисковой теории с учетом поправки Гольдштейна;
- имитационная модель расчета аэродинамических характеристик профилей по углам атаки, числам Маха и Рейнольдса на основе имеющихся экспериментальных данных и *CFD*-моделей обтекания профиля;
- математическая модель расчёта аэродинамических характеристик воздушного винта с произвольной геометрией лопастей на режимах осевого обтекания на основе уточненной дисковой и быстродействующего варианта лопастной вихревых теорий;
- математическая модель винтомоторной группы с учётом идентифицированных по экспериментальным данным внешних характеристик электропривода и эксплуатационных ограничений;

- методика стендовых испытаний электродвигателей с помощью калиброванной загрузочной крыльчатки и летных испытаний воздушных винтов БПЛА;
- методика расчёта максимальной скорости горизонтального полёта электрического БПЛА самолётного типа на основе аэродинамических характеристик планера и ограничений по силовой установке;
- методика оптимизации конструктивных параметров воздушных винтов, работающих на осевых режимах полета БПЛА в составе электрической силовой установки;
- методика проектирования и выбранные параметры воздушных винтов БПЛА по критерию максимальной скорости.

Соответствие паспорту специальности

Содержание диссертации соответствует паспорту специальности 2.5.13. «Проектирование, конструкция, производство, испытания и эксплуатация летательных аппаратов» в пунктах:

1. Разработка методов проектирования и конструирования, математического и программно-алгоритмического обеспечения для выбора оптимальных облика и параметров, компоновки и конструктивно-силовой схемы, агрегатов и систем ЛА, с учетом особенностей технологии изготовления ...

5. Разработка методов, моделей и программного обеспечения для принятия оптимальных решений проектно-конструкторских задач при заданных ограничениях с учетом их компромиссного характера, риска и различимости сравниваемых вариантов изделий (процессов)...

Внедрение результатов работы

Результаты работы использованы в СКБ 5 АО «Концерн воздушно-космической обороны «Алмаз – Антей», что подтверждается актом внедрения.

Достоверность результатов подтверждается путём сопоставления результатов расчётов с экспериментальными данными, полученными лично автором, а также опубликованными в отечественных и зарубежных источниках:

- 1) аэродинамические характеристики воздушного винта по оборотам в режиме работы «на месте» (Рисунок 6),
- 2) характеристики электрической силовой установки с воздушным винтом в режиме работы «на месте» (Рисунок 7),
- 3) данные лётных испытаний экспериментального двухрежимного электрического БПЛА СКБ АМ МАИ с штатным винтом.

Апробация работы

Основные результаты работы опубликованы в 8-ми печатных трудах в том числе в 3-х статьях из перечня ВАК Минобрнауки России.

Основные положения и результаты диссертационной работы докладывались на 5 научных конференциях:

Год	Название конференции
2020	19-я Международная конференция «Авиация и космонавтика – 2020»
	46-я Международная молодёжная научная конференция «Гагаринские чтения - 2020»
2021	20-я Международная конференция «Авиация и космонавтика - 2021»
	47-я Международная молодёжная научная конференция «Гагаринские чтения - 2021»
2022	48-я Международная молодёжная научная конференция «Гагаринские чтения - 2022»

Личный вклад соискателя

Результаты диссертационного исследования, опубликованные в трудах [1, 2, 4-8], получены лично соискателем. В работе [3], выполненной в соавторстве с научным руководителем, автор диссертации:

- спроектировал и изготовил экспериментальную модель воздушного винта,
- провёл его испытания на стенде совместно с электроприводом в режиме работы «на месте»,
- разработал методику расчёта характеристик электрической силовой установки с учётом свойств и ограничений по режимам работы электродвигателя,
- программно реализовал методику аэродинамического расчёта воздушного винта на основе дисковой и лопастной вихревых теорий,
- расчетным путем подтвердил достоверность математических моделей.

Структура и объём диссертационной работы

Работа состоит из **введения**, **5 глав**, **заключения**, **списка литературы** из 122 наименований, **списка сокращений и условных обозначений** и трёх приложений. Работа содержит 138 страниц, 51 рисунок и 5 таблиц.

Основное содержание работы

Во введении обоснована актуальность темы диссертационного исследования, показана степень разработанности темы, произведён подробный обзор отечественной и зарубежной литературы по теме исследования, сформулированы цель и задачи диссертации, её научная новизна, а также теоретическая и практическая значимость. Перечислены методы исследования и положения, выносимые на защиту, обоснована достоверность и соответствие темы диссертации паспорту специальности, перечислены публикации, в которых изложены основные научные результаты, а также отмечен личный вклад автора.

В Главе 1 приведены принятые для текущего исследования математические модели аэродинамики воздушного винта на режимах осевого обтекания, проведена модификация отдельных составляющих этих моделей, предложена уточненная методика аэродинамического расчёта, проведено сравнение результатов расчёта воздушного винта с экспериментальными данными.

Определение потребной силы тяги воздушного винта

Для определения механической мощности, потребляемой воздушным винтом, и электрической мощности, потребляемой электроприводом, необходимо знать потребную силу тяги, которая определяется расчётом из условия равновесия сил и моментов, действующих на ЛА на различных режимах полёта по известным аэродинамическим и геометрическим характеристикам корпуса ЛА и его весу.

Аэродинамические характеристики исследуемого БПЛА были получены по продувкам его модели в аэродинамической трубе Т-1 МАИ при различных углах атаки и углах отклонения элеронов. По этим данным с учётом заданной центровки ЛА была построена его балансировочная поляра (Рисунок 1), которая использовалась для расчёта силы тяги винта, потребной для горизонтального полёта.

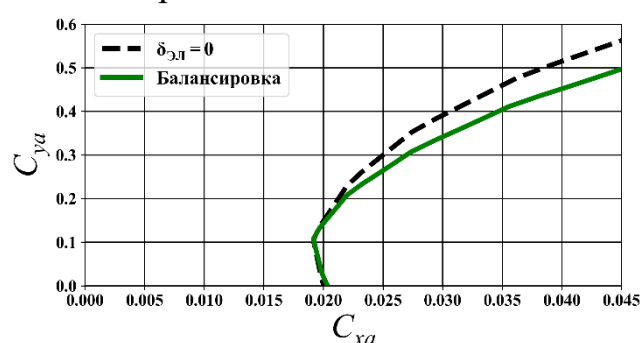


Рисунок 1 – Определение аэродинамических характеристик исследуемого БПЛА

Аэродинамические характеристики воздушного винта на режимах осевого обтекания

С целью создания быстродействующего алгоритма оптимизации параметров воздушного винта был выбран классический метод расчёта его аэродинамических характеристик, основанный на использовании теории изолированного элемента лопасти и линейной вихревой теории.

Лопасть разбивается на элементы, в каждом сечении на радиусе \bar{r} путём решения методом последовательных приближений уравнения связи (1) относительно неизвестных циркуляций $\bar{\Gamma}$ последовательно определяются осевые \bar{v}_1 (2) и окружные \bar{u}_1 (3) индуктивные скорости, углы притекания β (4) и атаки α (5), аэродинамические коэффициенты профиля лопасти C_{ya} и C_{xa} (6).

$$\bar{\Gamma} = \frac{1}{2} C_{ya} \left(\alpha(\bar{V}, \bar{v}_1(\bar{\Gamma}), \bar{u}_1(\bar{\Gamma})), \text{Re}, M \right) \sqrt{(\bar{V} + \bar{v}_1(\bar{\Gamma}))^2 + (\bar{r} - \bar{u}_1(\bar{\Gamma}))^2} \bar{b}, \quad (1)$$

$$\bar{v}_1 = \bar{v}_1(\bar{\Gamma}, \bar{r}), \quad (2)$$

$$\bar{u}_1(\bar{r} - \bar{u}_1) = \bar{v}_1(\bar{V} + \bar{v}_1), \quad (3)$$

$$\beta = \text{Arctg} \left((\bar{V} + \bar{v}_1) / (\bar{r} - \bar{u}_1) \right), \quad (4)$$

$$\alpha = \varphi - \beta, \quad (5)$$

$$C_{ya/xa}(\bar{r}) = C_{ya/xa}(\alpha(\bar{r}), \text{Re}(\bar{r}), M(\bar{r})). \quad (6)$$

Затем производится вычисление коэффициентов силы тяги (7) и крутящего (8) момента воздушного винта

$$c_T = \frac{k}{\pi} \int_{\bar{r}_0}^1 [c_{ya} \cos \beta - c_{xa} \sin \beta] \bar{W}^2 \bar{b} d\bar{r}, \quad (7)$$

$$m_K = \frac{k}{\pi} \int_{\bar{r}_0}^1 [c_{ya} \sin \beta + c_{xa} \cos \beta] \bar{W}^2 \bar{b} \bar{r} d\bar{r}. \quad (8)$$

Вычисление индуктивных скоростей

Рассматривались три метода вычисления индуктивных скоростей: лопастная вихревая теория, дисковая вихревая теория и дисковая теория с поправкой Прандтля. В лопастной теории индуктивная скорость в заданной точке лопасти \bar{r}, ψ определяется по формулам (9) и (10)

$$\bar{v}_{\text{лоп}}(\bar{r}, \bar{V}_1, k, \psi) = \int_{\bar{r}_0}^1 \frac{\partial \bar{\Gamma}(\bar{\rho})}{\partial \bar{\rho}} \tilde{v}_1(\bar{r}, \bar{\rho}, \bar{V}_1, k, \psi) d\bar{\rho}, \quad (9)$$

$$\tilde{v}_1(\bar{r}, \bar{\rho}, \bar{V}_1, k, \psi) = \frac{1}{4\pi} \sum_{i=1}^k \int_0^{\infty} \frac{\bar{\rho}^2 - \bar{r}\bar{\rho} \cos(\delta_i - \vartheta + \psi)}{(\bar{V}_1^2 \vartheta^2 + \bar{\rho}^2 - 2\bar{r}\bar{\rho} \cos(\delta_i - \vartheta + \psi))^{3/2}} d\vartheta. \quad (10)$$

Данный метод позволяет наиболее точно определять индуктивные скорости при малом числе лопастей k , характерном для винтов БПЛА, однако является сложным в вычислительном плане. Е.С. Вожаевым предложены аналитические преобразования, направленные на ускорение данного метода расчёта, тем не менее они приводят к достаточно сложным алгоритмам, требующим избыточных затрат машинного времени.

Автором предлагается более простой и эффективный алгоритм. При решении уравнения связи (1) лопасть, с одной стороны, представляется в виде множества прямоугольных элементов, с другой стороны, – в виде Π -образных винтовых вихрей. При выбранной схеме разбиения лопасти индуктивные скорости от вихрей можно предварительно вычислить в узлах $(\bar{r}_i, \bar{\rho}_j, \bar{V}_{1p})$ для заданного числа лопастей (Рисунок 2). В дальнейших вычислениях значения индуктивной скорости от Π -образного вихря находятся линейной интерполяцией только по переменной \bar{V}_1 , поскольку \bar{r}_i и $\bar{\rho}_j$ дискретны. Шаг разбиения по \bar{V}_1 должен быть более мелким вблизи нуля, поскольку в его окрестности функция быстро возрастает:

$$\bar{V}_{1p} = (p/128)^3 + 1/128, p = 0, 1, \dots \quad (11)$$

Сравнение методов расчёта индуктивных скоростей

Для сравнительной оценки методов расчета индуктивной скорости по лопастной и дисковой вихревым теориям выполнен расчёт аэродинамических ха-

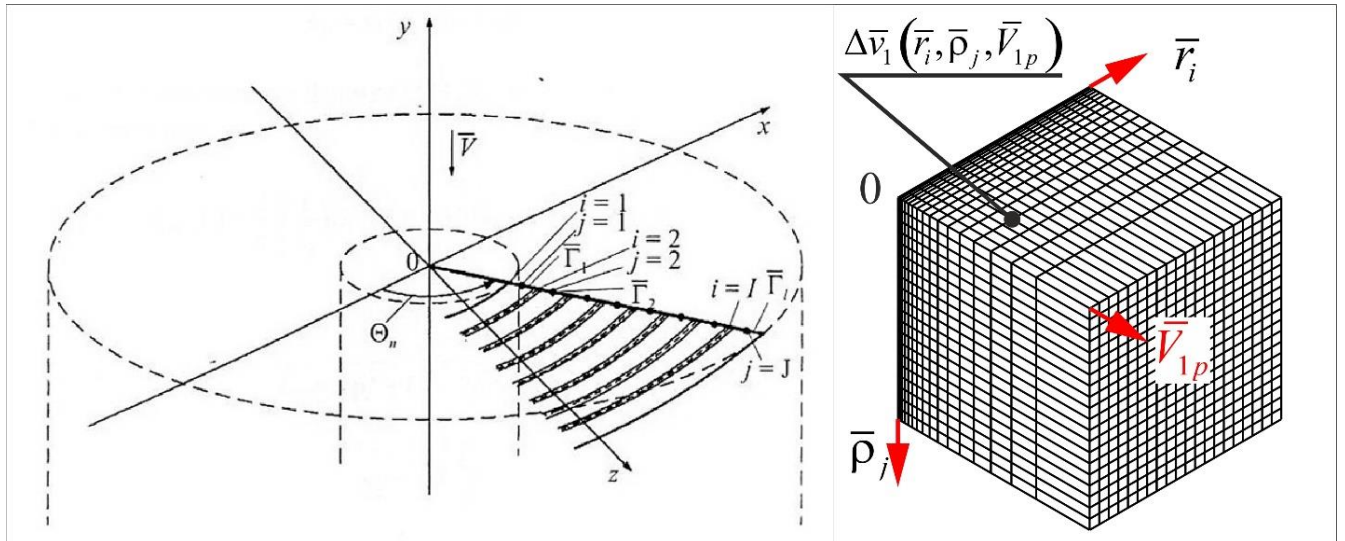


Рисунок 2 – Узловые значения функции индуктивных скоростей от Π-образного винтового вихря

рактических серий воздушных винтов, закон изменения углов установки сечений лопастей которых был привязан к скорости полёта по закону

$$\varphi(\bar{r}, \bar{V}) = (180 / \pi) \arctg((\bar{V} + 0.0806) / \bar{r}), \quad \bar{V} = 30V / (\pi n R). \quad (12)$$

Обороты винта n были равны 3000 об/мин, число лопастей $k=2$, радиус $R = 0.395$ м. Профиль и форма лопасти в плане совпадают с экспериментальным винтом, рассмотренным далее. На Рисунке 3 изображена относительная разница коэффициентов силы тяги и крутящего момента, рассчитанных по дисковой теории, по отношению к лопастной теории, в зависимости от относительной скорости набегающего потока. Видно существенное отличие от лопастной теории результатов, полученных по дисковой теории на средних и больших скоростях полета.

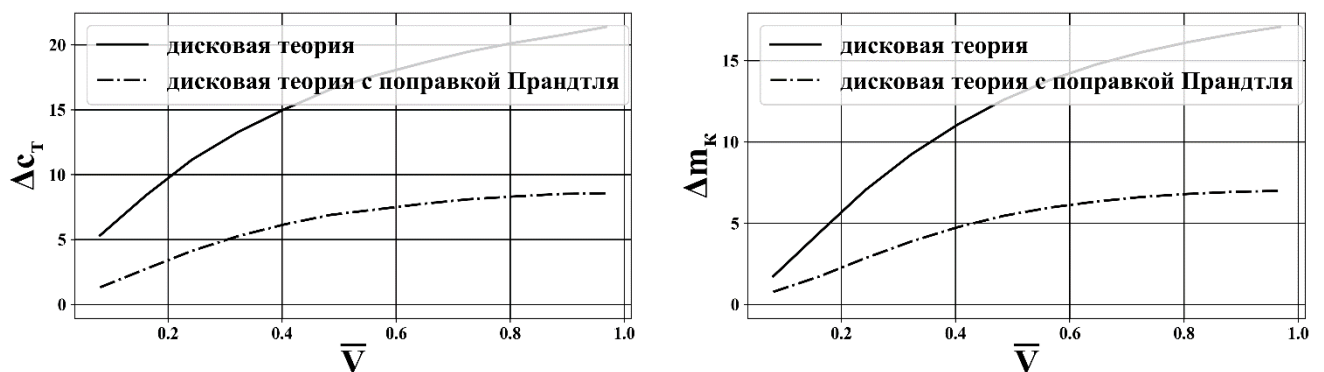


Рисунок 3 – Сравнение аэродинамических характеристик винта, рассчитанных по дисковой и лопастной вихревым теориям

Имитационная модель аэродинамических характеристик профиля лопасти

Для расчёта воздушного винта БПЛА необходимы аэродинамические характеристики профиля лопасти. Результаты экспериментальных исследований в не-

обходимом для БПЛА диапазоне углов атаки, чисел Рейнольдса и Маха отсутствуют. Прямой расчёт аэродинамических характеристик по *CFD*-моделям не гарантирует достаточной точности. Поэтому был разработан комбинированный подход, в котором за основу берутся экспериментальные данные, корректируемые с помощью универсальной поправки, вычисленной по *CFD*-моделям:

$$F_{ya/xa/m}^{(CFD)}(\alpha, M, Re, \bar{c}, \bar{d}) = \frac{C_{ya/xa/m}^{(CFD)}(\alpha, M, Re, \bar{c}, \bar{d})}{C_{ya/xa/m}^{(CFD)}(\alpha, M_*, Re, \bar{c}_*, \bar{d}_*)}, \quad (13)$$

где в числителе - аэродинамические коэффициенты при потребных значениях $\alpha, M, Re, \bar{c}, \bar{d}$, в знаменателе - те же коэффициенты при экспериментальных значениях величин $M_*, \bar{c}_*, \bar{d}_*$, обозначенных символом "*".

Скорректированные аэродинамические коэффициенты с учётом (13) вычисляются по формуле:

$$C_{ya/xa/m}(\alpha, M, Re, \bar{c}, \bar{d}) = C_{ya/xa/m}(\alpha, M_*, Re, \bar{c}_*, \bar{d}_*) F_{ya/xa/m}^{(CFD)}(\alpha, M, Re, \bar{c}, \bar{d}), \quad (14)$$

где коэффициенты $C_{ya/xa/m}(\alpha, M_*, Re, \bar{c}_*, \bar{d}_*)$ берутся из эксперимента.

На Рисунке 4 приведены единые *CFD*-поправки на сжимаемость и увеличение толщины задней кромки профиля лопасти, обусловленное технологией изготовления, а также поправка Прандтля-Глауэрта на сжимаемость. Заметно их существенное отличие по углам атаки и числам Маха.

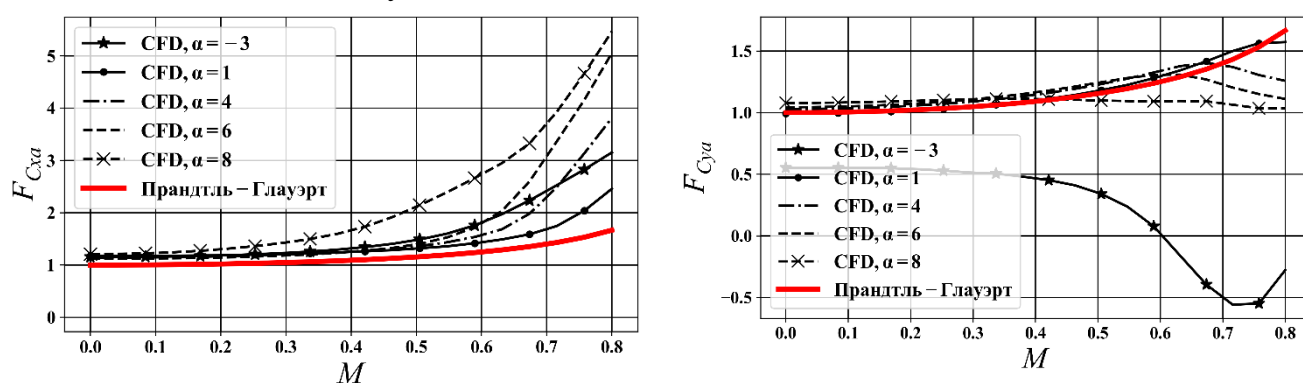


Рисунок 4 – Предложенная *CFD*-поправка по сравнению с поправкой Прандтля-Глауэрта для профиля Eppler 387 с утолщённой задней кромкой

Сравнение расчётных и экспериментальных характеристик воздушного винта

Для проверки разработанной методики расчёта был изготовлен и испытан на стенде двухлопастный воздушный винт радиусом $R=0.395$ м. Лопастей винта имели модифицированный профиль Eppler 387 с утолщённой задней кромкой. Геометрия лопастей и испытательный стенд изображены на Рисунке 5.

На Рисунке 6 изображены зависимости аэродинамических коэффициентов винта по оборотам, полученные с применением разработанной *CFD*-поправки и

поправки Прандтля-Глауэрта, а также экспериментальные данные. Заметно существенное уменьшение погрешности по коэффициенту крутящего момента при использовании предложенной поправки.

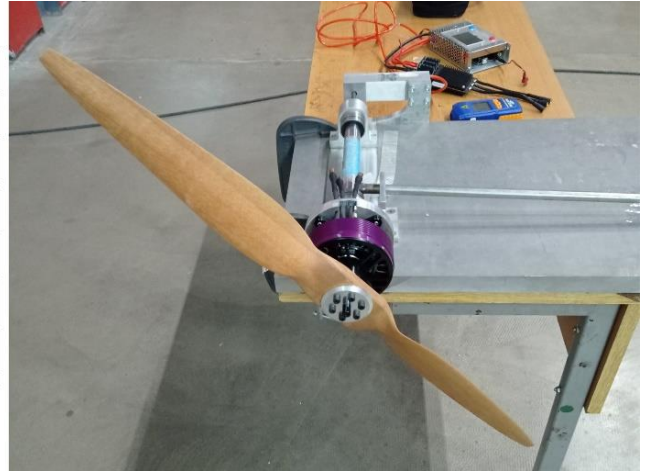
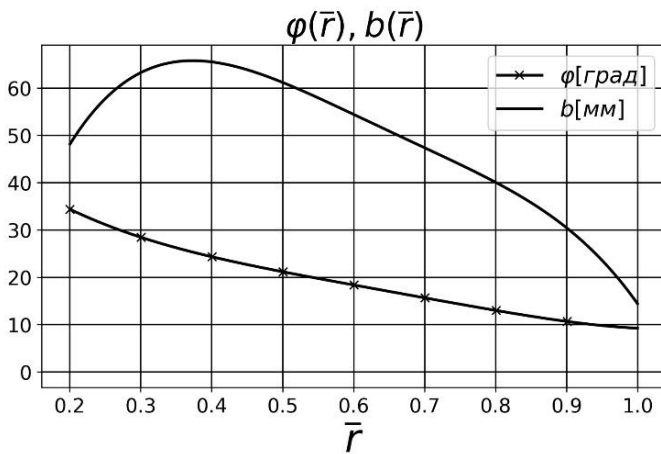


Рисунок 5 – Геометрия экспериментального винта и испытательный стенд

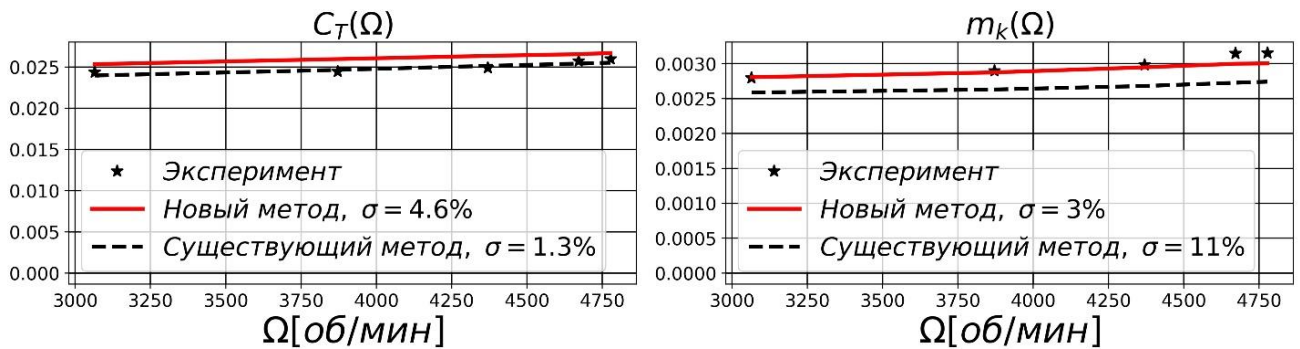


Рисунок 6 – Сравнение расчётных характеристик воздушного винта с экспериментальными

В Главе 2 приведена математическая модель электродвигателя, рассмотрены вопросы его совместной работы с воздушным винтом с учётом ограничений.

Математическая модель электропривода

Связь между электрической и механической мощностями электродвигателя задаётся двумя известными уравнениями, в которые входят четыре конструктивных параметра:

$$U = \frac{30\omega}{\pi K_V} + (R_a + \Delta R_K)I, \quad (15)$$

$$I = \frac{\pi K_V M_{ЭД}}{30} + I_0, \quad (16)$$

где U и I – напряжение и ток на обмотках, ω и $M_{ЭД}$ – обороты и крутящий момент на валу, K_V – скоростная постоянная, I_0 – ток холостого хода, R_a и ΔR_K – сопротивления обмоток и контроллера.

Данная математическая модель была дополнена двумя уравнениями, позволяющими рассчитать ток, потребляемый контроллером $I_{АБ}$ (17) при заданном

напряжении аккумуляторной батареи (АБ) U_{AB} , и максимально допустимый ток на обмотках I_{max} при различных напряжениях (18). Дополненная математическая модель позволяет учитывать ограничения на всех элементах силовой установки при напряжениях, отличных от номинального.

$$I_{AB} = UI / U_{AB}, \quad (17)$$

$$I_{max} = 0.5I_0 + 0.5\sqrt{I_0^2 - 4C}, \quad C = [I_0U - (t_{max} - t_{окр})KF] / R_a, \quad (18)$$

где коэффициент KF находится из решения уравнения теплового баланса электродвигателя:

$$t_{max} - t_{окр} = \frac{I_{max_т}^2 R_a + I_0 (U_{ном} - I_{max_т} R_a)}{KF} \left(1 - \exp\left(-\frac{KF \tau_{max}}{m_{ЭД} c_{ЭД}}\right) \right) \rightarrow KF, \quad (19)$$

где t_{max} - максимально допустимая температура изоляции обмоток, $t_{окр}$ - температура окружающей среды, $U_{ном}$ - номинальное напряжение, $I_{max_т}$ - максимальный кратковременный ток, допустимый в течение времени τ_{max} , $m_{ЭД}$ - масса обмоток, $c_{ЭД}$ - удельная теплоёмкость материала обмоток.

С учётом падения напряжения на выводах АБ, обусловленного его внутренним сопротивлением R_{AB} , при заданной электрической мощности IU напряжения и ток АБ определяется по формулам:

$$U_{AB} = \frac{U_{AB_0} + \sqrt{U_{AB_0}^2 - 4R_{AB}UI}}{2}, \quad (20)$$

$$I_{AB} = \frac{U_{AB_0} - \sqrt{U_{AB_0}^2 - 4R_{AB}UI}}{2R_{AB}}, \quad (21)$$

где U_{AB_0} - напряжение АБ при $I_{AB} = 0$.

Совместная работа электропривода и винта

Условие совместной работы электропривода и винта заключается в равенстве их оборотов $\omega_{BB} = \omega_{ЭД}(U, I)$ и крутящих моментов $M_{BB} = M_{ЭД}(I)$. Это равенство обеспечивается следующим образом: из условия равенства потребной и располагаемой тяги (22) находятся обороты винта, по найденным оборотам определяется крутящий момент на валу (24), по моменту и оборотам вычисляется ток (16) и напряжение на обмотках (15), по найденной электрической мощности определяется напряжение АБ (20) и сила тока, потребляемого силовой установкой (21). Если напряжение источника питания постоянно, используется формула (17).

Условие равенства потребной и располагаемой сил тяги:

$$T_{BB}(\omega, V) - T_{потр} = 0, \quad (22)$$

где, $T_{\text{потр}}$ - потребная сила тяги, $T_{BB}(\omega, V)$ - сила тяги воздушного винта

$$T_{BB}(\omega, V) = c_T(\bar{V}) \frac{\rho}{2} (\omega R)^2 \pi R^2, \bar{V} = \frac{V}{\omega R}, \quad (23)$$

определяется через коэффициент силы тяги $c_T(\bar{V})$ по формуле (7).

Потребный крутящий момент на валу винта M_{BB} , также является функцией V и ω

$$M_{BB}(\omega, V) = m_k(\bar{V}) \frac{\rho}{2} (\omega R)^2 \pi R^3, \bar{V} = \frac{V}{\omega R}, \quad (24)$$

где m_k - коэффициент крутящего момента определяется по формуле (8).

На Рисунке 7 изображены расчётные и экспериментальные зависимости КПД электродвигателя, работающего на месте с воздушным винтом $\eta_{\text{ЭД}}$, относительного КПД воздушного винта η_0 , а также всей силовой установки в целом $\eta_{\text{осу}}$ в зависимости от оборотов. Наблюдается удовлетворительное совпадение результатов расчета с экспериментом.

$$\eta_{\text{осу}} = \eta_0 \eta_{\text{ЭД}}, \eta_0 = \frac{T_{BB} v_{\text{ср}}}{M_{BB} \omega_{BB}}, \eta_{\text{ЭД}} = \frac{M_{\text{ЭД}} \omega_{\text{ЭД}}}{U_{\text{АБ}} I_{\text{АБ}}}, v_{\text{ср}} = \sqrt{\frac{T_{BB}}{2\rho\pi R^2}}, \quad (25)$$

где $v_{\text{ср}}$ - средняя по диску осевая индуктивная скорость.

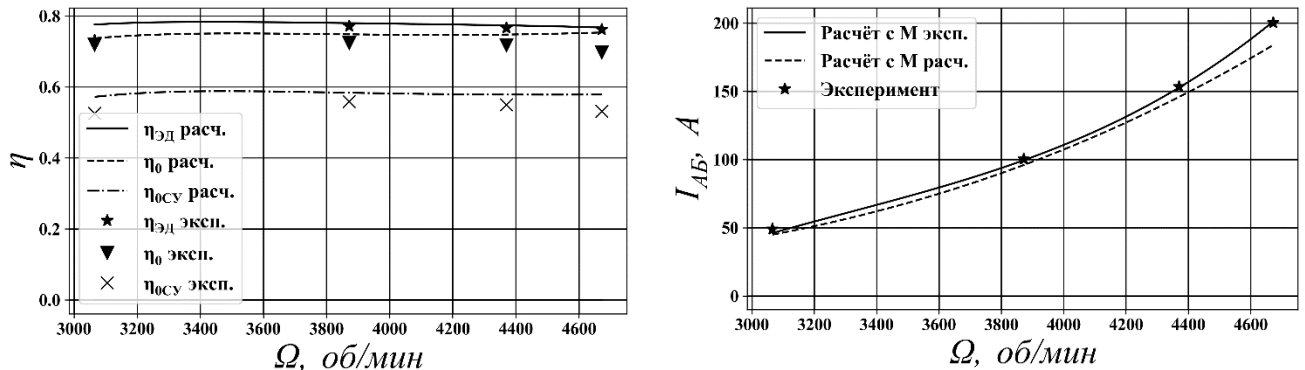


Рисунок 7 – Сравнение расчётных характеристик электрической силовой установки с экспериментальными

В Главе 3 проанализированы способы параметрического представления геометрии лопастей воздушного винта БПЛА, а также методы её оптимизации по выбранному критерию с учетом ограничений. Изложены результаты применения разработанной методики на примере оптимизации воздушных винтов двухрежимного электрического БПЛА по критериям максимальной дальности полёта и максимальной скорости при заданных взлётно-посадочных ограничениях.

Алгоритм разработки воздушного винта БПЛА с электрической силовой установкой

Алгоритм разработки воздушного винта электроприводного БПЛА, предложенный в рамках диссертационного исследования, изображён на Рисунке 8. Ал-

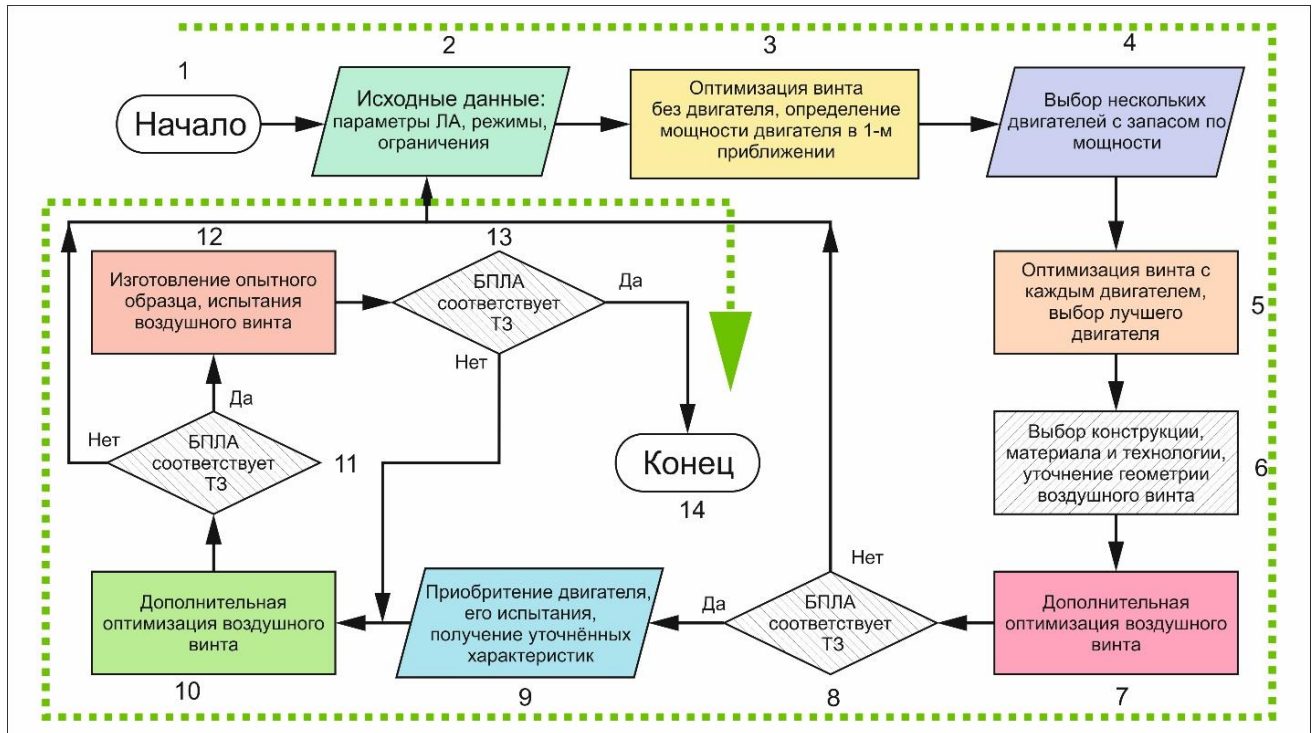


Рисунок 8 – Алгоритм разработки воздушного винта

горитм разработан с учётом возможности его интеграции с алгоритмом общего проектирования БПЛА на всех его этапах.

Алгоритм начинается с ввода исходных данных на проектирование силовой установки (блок 2), которыми являются ЛТХ проектируемого аппарата, заданные в ТЗ, режимы полёта и ограничения. На первом этапе воздушный винт оптимизируется с учётом только характеристик ЛА, без учёта электропривода (блок 3). В результате определяются мощности, потребляемые винтом на различных режимах полёта, из которых выбирается максимальное значение. Начиная с этого значения, рассматриваются различные двигатели в порядке возрастания их мощности, при этом воздушный винт оптимизируется с каждым из них (блоки 4 и 5). Увеличение мощности рассматриваемых двигателей прекращается в тот момент, когда рост целевой функции прекращается. Из рассмотренных двигателей выбирается тот, с которым значение целевой функции максимально. Далее в алгоритме предусмотрен блок выбора материала, конструкции и технологии изготовления воздушного винта (блок 6), данный этап в рамках диссертационного исследования не рассматривается подробно.

После выбора конструкции и технологии осуществляется дополнительная оптимизация воздушного винта с учётом ограничений на геометрию лопасти (блок 7). На следующих этапах, кроме расчётных предусматриваются экспериментальные исследования, поэтому перед их началом осуществляется проверка на возможность достижения заданных в ТЗ характеристик БПЛА с учётом найденных параметров силовой установки (блок 8). Если ТЗ не выполняется, производится возврат к формированию исходных данных (блок 2). Если ТЗ выполняется,

осуществляется переход к этапу приобретения и испытаний выбранного электропривода и дополнительной оптимизации воздушного винта с учётом экспериментальных характеристик электропривода (блоки 9 и 10).

Далее осуществляется проверка на соответствие БПЛА ТЗ с учётом уточнённых характеристик силовой установки (блок 11). В случае прохождения проверки изготавливается и испытывается опытный образец воздушного винта (блок 12). По результатам испытаний выполняется финальная проверка на соответствие БПЛА ТЗ с учётом экспериментальных характеристик силовой установки (блок 13). Если проверка пройдена, проектирование воздушного винта завершается.

Оптимизация параметров воздушного винта под заданный двигатель

В ходе описанного выше алгоритма разработки многократно осуществляется оптимизация воздушного винта на основе меняющихся исходных данных. Задача оптимизации параметров воздушного винта формулируется следующим образом:

$$\begin{cases} F(X) \rightarrow \min(\max) \\ a \leq X \leq b \\ c \leq G(X) \end{cases}, \quad (26)$$

где X – вектор конструктивных параметров (КП) воздушного винта, F – целевая функция; a и b – векторы прямых (геометрических) ограничений; c – вектор функциональных ограничений, определяемых функцией G . Первое условие означает, что необходимо найти такое значение вектора КП, при котором достигается минимум (максимум) функции F , и выполняются установленные ограничения.

В исследовании вектор конструктивных параметров состоял из следующих компонентов:

$$X = [R, b_0 \dots b_i \dots b_n, h_0 \dots h_i \dots h_n, \varphi_{0.7} \dots], \quad (27)$$

где R – радиус винта, b_i и h_i – хорда лопасти и геометрический шаг винта в i -м сечении, $\varphi_{0.7}$ – угол установки лопасти.

Целевой функцией, рассмотренной в исследовании, являлась максимальная скорость горизонтального полёта ЛА V_{\max} . Другими целевыми функциями могут выступать дальность L или продолжительность полёта t , потребляемая электрическая мощность $P_{\text{эл}}$ на заданной скорости (режиме).

В качестве геометрических ограничений рассматривались максимальный радиус винта R_{\max} , максимальное b_{\max} и минимальное b_{\min} значения хорды лопасти. В качестве функциональных ограничений рассматривались напряжение аккумулятора $U_{\text{АБ}}(V)$ и максимально допустимый ток $I_{\max_j}(V)$ на j -м элементе силовой установки на основных режимах полёта.

Рассматривались следующие режимы полёта БПЛА: висение, когда суммарная сила тяги двигателей равна весу ЛА ($T_{\Sigma} = mg$), а скорость равна нулю $V=0$;

взлет с максимальной силой тяги при $V=0$ при заданной тяговооружённости $f(T_{\Sigma} = fmg)$, горизонтальный полёт на максимальной скорости V_{\max} .

В качестве метода оптимизации был использован метод случайного поиска с возвратом при неудачном шаге, который показал свою эффективность и стабильную работу в ходе проведённых тестов. Данный метод позволяет осуществлять оптимизацию зашумлённых и негладких функций многих переменных с множественными ограничениями.

На основе метода случайного поиска был разработан и программно реализован на языке *Python 3.7* алгоритм оптимизации воздушного винта. На Рисунке 9 изображена блок-схема данного алгоритма на примере задачи максимизации скорости горизонтального полёта электроприводного БПЛА-перехватчика, разработанного в СКБ АМ МАИ по заказу концерна Алмаз-Антей.

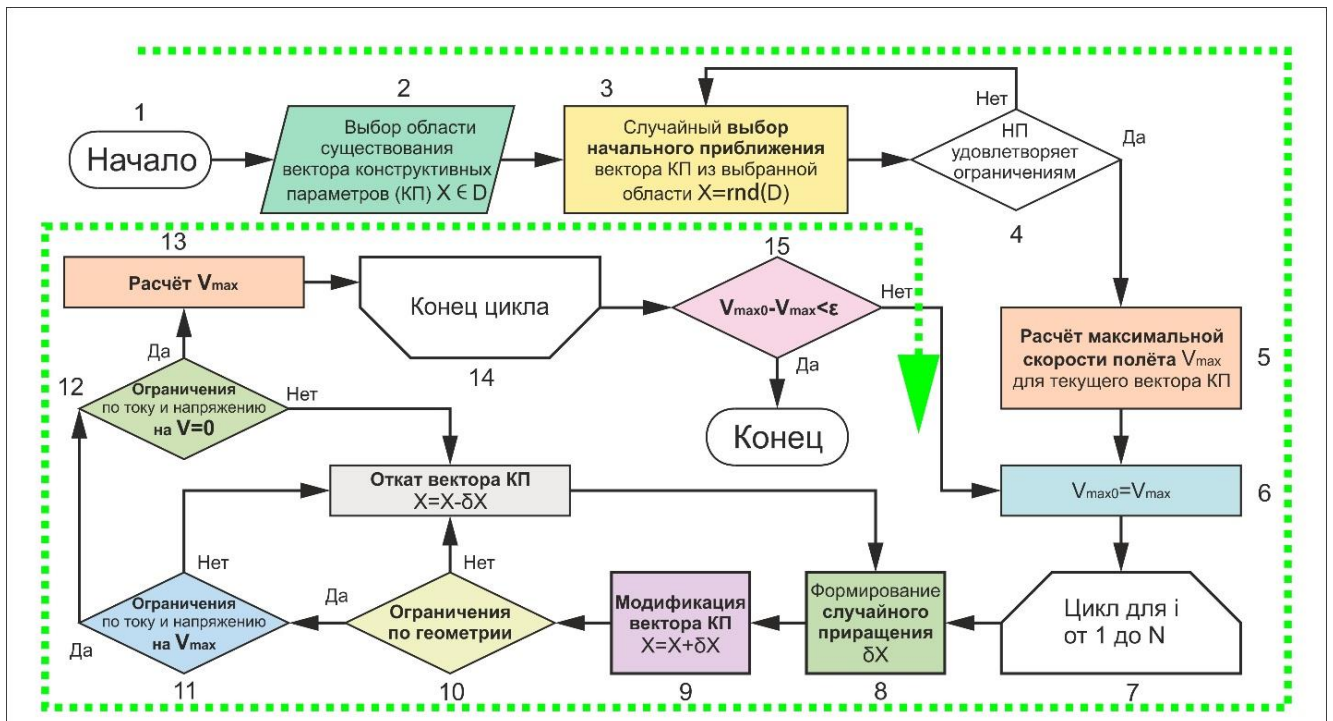


Рисунок 9 – Алгоритм оптимизации воздушного винта

На первом этапе алгоритма осуществляется выбор начального приближения, удовлетворяющего ограничениям, и рассчитывается начальное приближение максимальной скорости V_{\max} (блоки 2-6). На втором этапе работы алгоритма выполняется несколько циклов оптимизации винта до тех пор, пока происходит прирост скорости ($V_{\max 0} - V_{\max} > \epsilon$). Цикл оптимизации (блоки 7-14) состоит из N итераций в ходе которых осуществляется формирования случайного приращения вектора КП (блок 8), модификация вектора КП (блок 9), тест этой модификации на соответствие ограничениям (блоки 10-12) и вычисление нового приближения максимальной скорости (блок 13).

Определение максимальной скорости горизонтального полёта БПЛА вы-

полняется на основе ограничений по току и напряжению. На Рисунке 10 в качестве примера проиллюстрирован процесс нахождения максимальной скорости по максимальному току на контроллере двигателя и напряжению на обмотках. В качестве максимальной скорости полёта принимается минимальное значение из всех найденных по ограничениям.

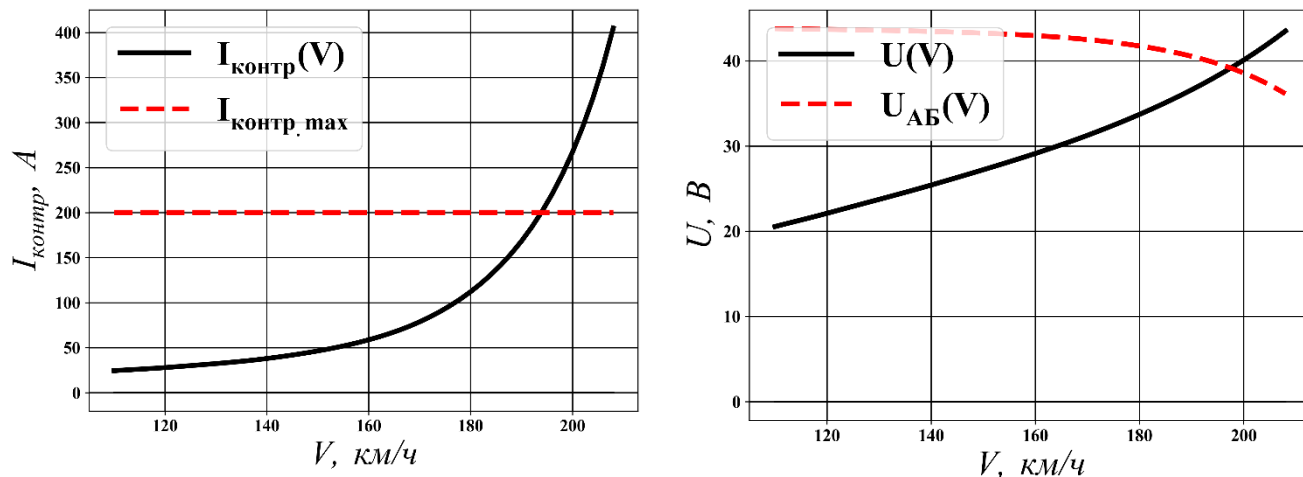


Рисунок 10 – Расчёт максимальной скорости полёта по ограничениям

Исследования двух вариантов движителя

Разработанная методика была применена для решения задачи оптимизации воздушного винта БПЛА-перехватчика с электроприводом, разработанного в СКБ АМ МАИ по заказу концерна Алмаз-Антей. Целевой функцией являлась максимальная скорость горизонтального полёта V_{\max} . В состав силовой установки входили два двигателя *Hacker Q100-6M* мощностью 9300 Вт в сочетании с контроллерами *MasterSpin 220*. В качестве ограничений выступали напряжение аккумулятора, кратковременные и долговременные токи на обмотках двигателя и контроллере, а также ограничения по геометрии винта. Ограничения по напряжению выполнялись на всех режимах полёта, по максимальным долговременным токам - на режиме висения с суммарной силой тяги, равной весу ЛА (40 кгс); по максимальным кратковременным токам - на взлётном режиме с суммарной силой тяги, равной 56 кгс и на режиме полёта с V_{\max} .

Исследовались два варианта движителя: винт фиксированного шага (ВФШ) и винт изменяемого шага (ВИШ). На Рисунке 11 изображены геометрии штатного винта и оптимизированного ВФШ, а также пересечение кривых потребного и располагаемого напряжений в зависимости от скорости полёта БПЛА со штатным ВФШ при $U_{\text{АБ}}=44.4$ В.

Со штатным винтом аппаратом была достигнута скорость $V_{\max} = 164$ км/ч, что хорошо коррелируется с результатами расчетов (Таблица 1). Максимальная скорость полета БПЛА, полученная с оптимизированным ВФШ, составила $V_{\max} = 203$ км/ч, с оптимизированным ВИШ - $V_{\max} = 283$ км/ч.

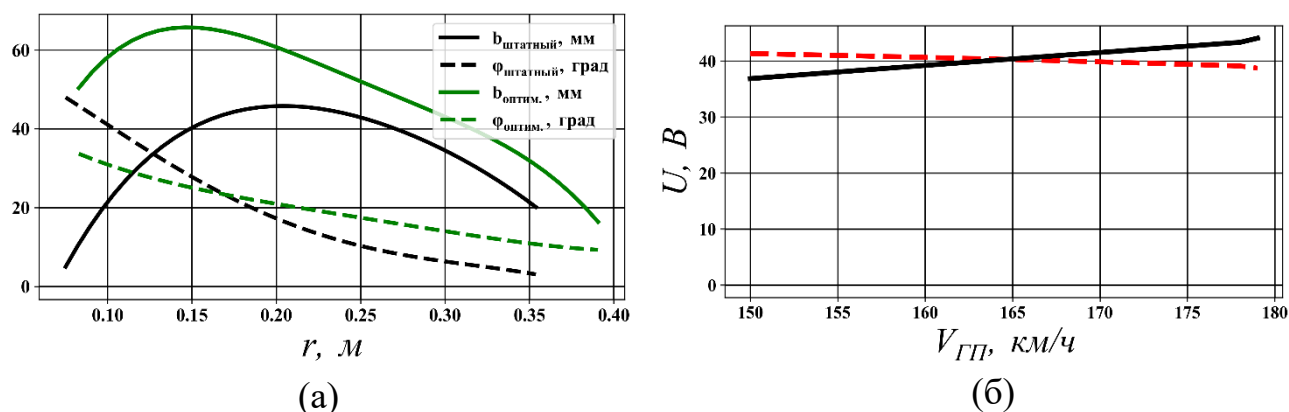


Рисунок 11 - БПЛА с винтом фиксированного шага:

а – геометрия штатного и оптимизированного ВФШ; б – пересечение кривых требуемого и располагаемого напряжений в зависимости от скорости полёта БПЛА со штатным винтом при $U_{AB}=44.4$ В.

Таблица 1 – Расчётные и экспериментальные значения максимальной скорости полёта БПЛА для различных воздушных винтов

Штатный ВФШ		Оптимизированные винты	
		ВФШ	ВИШ
$U_{ном}(I_{AB}=0), В$			
42-48		44.4	
$V_{max}, км/ч$			
Эксперимент		Расчёт	
164	156 - 177	204	283

В Главе 4 дан обзор технологий изготовления воздушных винтов и приведены связанные с ними требования к формированию имитационной модели аэродинамических характеристик профилей лопастей воздушного винта.

Утолщение задней кромки лопасти (Рисунок 12) часто применяется на воздушных винтах БПЛА для упрощения и удешевления технологии изготовления. Однако обычно его влияние при расчёте аэродинамических характеристик воздушного винта не учитывается.

В Главе 5 изложен процесс испытаний силовой установки БПЛА с электроприводом в целом, а также методика испытаний воздушного винта и электропривода в отдельности.

Методика испытаний электроприводов

Заявленные производителем характеристики электродвигателей часто отличаются от реальных. Поэтому в алгоритме разработки воздушного винта предусмотрена их коррекция по результатам испытаний.

Испытания делятся на два этапа. На первом двигатель испытывается на

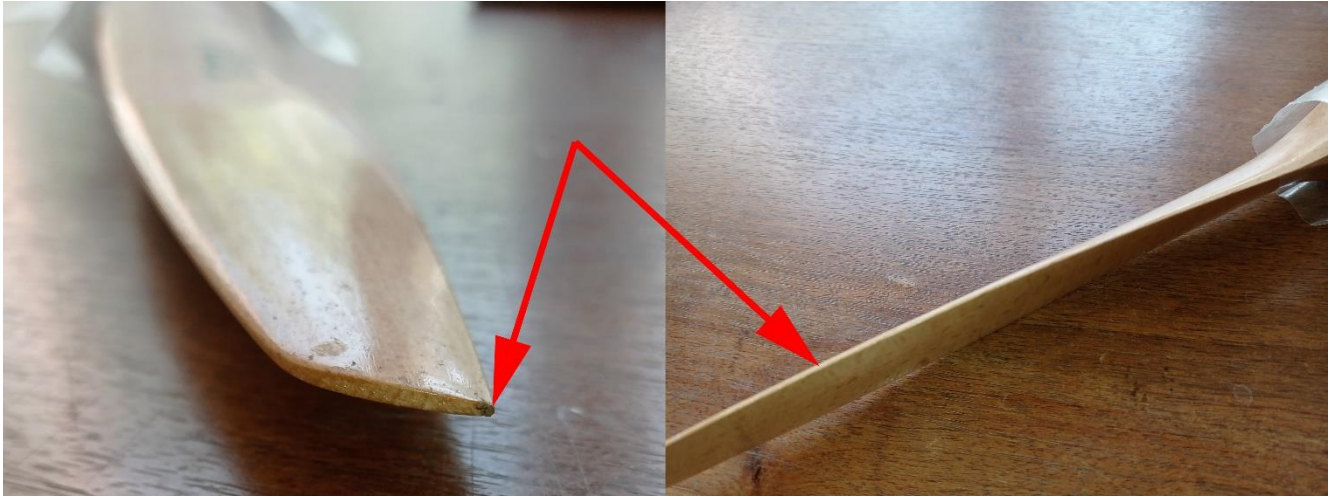


Рисунок 12 – Технологическое утолщение задней кромки лопастей винта

холостом ходу, в результате определяется ток холостого хода I_0 и скоростная постоянная K_V . На втором этапе осуществляются испытания под нагрузкой при этом определяется сопротивление обмоток R_a и контроллера ΔR_K .

Для загрузки двигателя по моменту предложена специальная загрузочная крыльчатка (Рисунок 13), позволяющая вычислять момент по оборотам, что не требует его измерения и специального стенда в отличие от существующих методов испытаний.

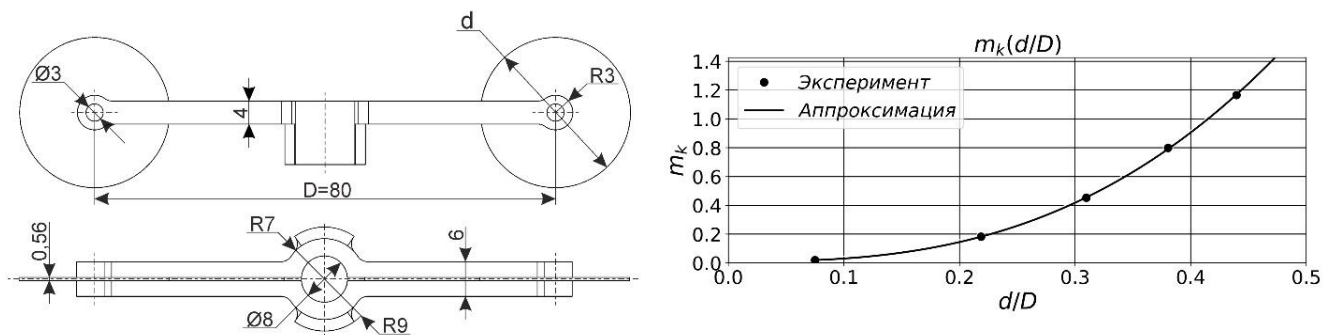


Рисунок 13 – Загрузочная крыльчатка электродвигателя

Зависимость коэффициента крутящего момента крыльчатки от относительного диаметра дисков (Рисунок 13), полученная по результатам проведённых экспериментов, аппроксимированы формулой:

$$m_k = 0.0106382 + 10.97(d/D)^{2.735} \quad (28)$$

Предложенная методика стендовых испытаний электроприводов, воздушных винтов и винтомоторных групп в целом позволяет существенно упростить и удешевить проведение экспериментальных исследований БПЛА. Она апробирована на электродвигателях E50-M 2,5D Kv1430 и Q100-6M Kv168, приводивших во вращение воздушные винты фиксированного шага, которые были использова-

ны для обоснования достоверности разработанных в диссертации методик расчета аэродинамических характеристик винтов на режимах осевого обтекания и выбора оптимальных параметров их лопастей.

Заключение

Разработана методика проектирования электроприводных воздушных винтов беспилотных летательных аппаратов с учётом технологии изготовления и стендовых испытаний.

Основные научные результаты работы заключаются в следующем:

1. Новые алгоритмы расчета индуктивных скоростей воздушного винта на режимах осевого обтекания позволили, в зависимости от числа лопастей и режима работы воздушного винта, в десятки раз уменьшить время, потребное для решения задач по выбору оптимальных параметров винтов по сравнению с существующими методами.

2. Предложенная имитационная модель аэродинамических характеристик профилей позволила на 7 - 10% уменьшить отклонение расчётных аэродинамических характеристик воздушного винта от экспериментальных за счёт корректного учёта влияния сжимаемости и вязкости обтекания, а также технологического утолщения задней кромки относительно теоретического контура лопасти.

3. Разработаны быстродействующие методы и алгоритмы расчета аэродинамических характеристик изолированного воздушного винта с произвольной геометрической и аэродинамической компоновкой лопастей на режимах осевого обтекания, работающего совместно с электродвигателем.

4. Разработана методика проектирования оптимального воздушного винта под заданный критерий с учётом параметров электропривода и аэродинамических характеристик планера летательного аппарата, а также отличий фактического контура профиля лопастей от заданного в атласе, обусловленных технологией изготовления лопастей.

5. Методы и быстродействующие алгоритмы вычисления индуктивной скорости на основе лопастной вихревой теории воздушного винта позволили получить решение однокритериальной оптимизационной задачи по формированию законов изменения хорды и геометрической крутки по радиусу лопасти на персональной ЭВМ средней производительности и обеспечить выполнение параметрических исследований на этапе проектирования БПЛА.

6. Разработанная методика стендовых испытаний электроприводов и летных испытаний воздушных винтов позволяет проводить их без непосредственного измерения крутящего момента.

7. Достоверность разработанных методик подтверждена результатами стендовых испытаний винтомоторных групп и летных испытаний БПЛА в целом.

8. Применение разработанной методики для решения задачи оптимизации формы лопастей воздушного винта электроприводного БПЛА-перехватчика по критерию максимальной скорости позволило при фиксированных характеристиках исследуемого аппарата параметрах электродвигателя увеличить скорость его полета со 164 км/ч до 203 км/ч с винтом фиксированного шага или до 283 км/ч с винтом изменяемого шага.

Перспективы дальнейшей разработки темы

Дальнейшее развитие предлагаемого подхода должно быть ориентировано на разработку эффективных методов расчёта воздушных винтов БПЛА на режиме косоугольного обдува, включение в состав разработанной методики блока расчёта воздушного винта на прочность с учётом аэроупругих явлений, разработку методов автоматизированного проектирования электроприводных винтокрылых БПЛА.

Список работ, опубликованных по теме диссертации

Основное содержание диссертации отражено в следующих публикациях.

Научные статьи в журналах, рекомендованных ВАК для публикации результатов диссертации на соискание ученой степени кандидата технических наук:

1. Луханин В.О. Простые соотношения для вычисления индуктивных скоростей в лопастной теории винта в осевом потоке // Общероссийский научно-технический журнал «Полёт». - 2018. - №10. - С.39-46

2. Луханин В.О. Теоретическое исследование концевых потерь Х-образного воздушного винта // Общероссийский научно-технический журнал «Полёт». - 2022. - №11-12. - С.38-42

3. Артамонов Б.Л., Луханин В.О. Математическое моделирование работы воздушного винта с электроприводом // Известия вузов. Авиационная техника. - 2023. - №2. - С. 28-35.

Прочие работы по теме диссертации:

1. Луханин В.О. Особенности проектирования воздушных винтов беспилотных летательных аппаратов с электрической силовой установкой // «Гагаринские чтения - 2020»: Сборник тезисов докладов. - М.: МАИ, 2020. - С.77-78.

2. Луханин В.О. Анализ технологий изготовления воздушных винтов сверхлёгких беспилотных летательных аппаратов // Сборник тезисов 19-й международной конференции «Авиация и Космонавтика». - М.: Издательство «Перо», 2020. - С.684-686.

3. Луханин В.О. Проблемы аэродинамического проектирования воздушных винтов, работающих на малых числах Рейнольдса // Сборник тезисов работ международной молодежной научной конференции XLVII Гагаринские чтения 2021. - М.: Издательство «Перо», 2021. - С.12.

4. Луханин В.О. Экспериментальное исследование характеристик электроприводов БПЛА // Сборник тезисов 20-й международной конференции «Авиация и Космонавтика». - М.: Издательство «Перо», 2021. - С.47-49.

5. Луханин В.О. Исследование зависимости крейсерского КПД электрической силовой установки и максимальной скорости БПЛА вертикального взлёта и посадки от стартовой тяговооружённости // Сборник тезисов работ международной молодежной научной конференции XLVIII Гагаринские чтения 2022. - М.: Издательство «Перо», 2022. - С.73.