

КАЗАНСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ им. А.Н. ТУПОЛЕВА-КАИ

На правах рукописи

Левшонков Никита Викторович

**МЕТОДИКА ПРОЕКТИРОВОЧНОГО РАСЧЁТА И
РАЦИОНАЛЬНЫЙ ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ ВОЗДУШНОГО
ВИНТА ПРИ РАЗРАБОТКЕ МНОГОРЕЖИМНЫХ
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

05.07.02 – Проектирование, конструкция и производство
летательных аппаратов

ДИССЕРТАЦИЯ
на соискание ученой степени кандидата технических наук

Научный руководитель:
д.т.н., проф. Гайнутдинов В.Г.

Казань 2015

СОДЕРЖАНИЕ

	Стр.
Введение	4
ГЛАВА 1 ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ О ВОЗДУШНЫХ ВИНТАХ И ТЕОРИИ ИХ ИССЛЕДОВАНИЯ	14
1.1 Основные сведения о воздушных винтах	14
1.1.1 Описание воздушного винта	14
1.1.2 Классификация воздушных винтов	15
1.1.3 Геометрические характеристики воздушного винта	16
1.1.4 Винтовые профили	19
1.1.5 Скорость движения и угол атаки элемента лопасти воздушного винта	20
1.1.6 Режимы тяги воздушного винта	22
1.1.7 Воздушные винты изменяемого шага	23
1.1.8 Действие на лопасть винта собственных центробежных сил	26
1.1.9 Балансировка воздушных винтов	28
1.2 Основные теории воздушного винта	34
1.2.1 Основные положения импульсной теории воздушного винта	35
1.2.2 Основные положения элементарной теории воздушного винта	40
1.2.3 Основные положения теории идеального пропеллера	42
1.2.4 Основные положения вихревой теории воздушного винта	46
1.2.4.1 Определение циркуляции по теореме Жуковского	46
1.2.4.2 Взаимодействие воздушного винта с воздушной струей	49
1.2.4.3 Скорости, индуцируемые вихрями воздушного винта	51
1.2.4.4 Основные положения теории Жуковского-Ветчинкина	53
1.2.4.5 Осевая индуцированная скорость в плоскости винта	54
1.2.4.6 Основное уравнение вихревой теории винта	57
1.2.4.7 Основные формулы теории воздушного винта в безразмерном виде	59
1.2.4.8 Задача о наивыгоднейшем распределении циркуляции вдоль лопасти воздушного винта	60
1.2.4.9 Рациональный воздушный винт	61
ГЛАВА 2 МЕТОДИКА РАСЧЕТА ПАРАМЕТРОВ ВОЗДУШНОГО ВИНТА ПОВЫШЕННОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ	63
2.1 Постановка задачи определения проектных параметров воздушного винта	63
2.2 Определение геометрии проектируемого воздушного винта	65
2.3 Определение величины ζ	70
2.4 Безразмерная форма представления основных уравнений расчета	71
2.5 Анализ результатов сравнительных расчетов	72
2.6 Оценка влияния сжимаемости воздуха на проектные параметры	73

2.7	Проектировочный расчет	78
ГЛАВА 3 МЕТОДИКА РАСЧЕТА РАЦИОНАЛЬНОГО ВОЗДУШНОГО ВИНТА ДЛЯ МНОГОРЕЖИМНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ		80
3.1	Конвертопланы	80
3.2	Дирижабль с поворотным крылом	83
3.3	Проектирование воздушного винта в процессе расчета летных характеристик многорежимных аппаратов	87
3.4	Методика проектирования воздушного винта с рациональным диапазоном изменения углов установки лопастей	92
ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ И ВЫВОДЫ		98
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ		99

ВВЕДЕНИЕ

Воздушные винты известны с первых шагов в воздухоплавании. Их постепенное развитие можно разделить на несколько этапов.

Первое практическое применение воздушного винта для полета было осуществлено русским ученым М.В. Ломоносовым, который 4 февраля 1754 г. сделал сообщение на заседании Академии наук об изобретении машины для подъема на высоту метеорологических приборов. В 1851 г. Н. Архангельским был разработан проект дирижабля с паровой машиной, приводящей в движение 6 винтов, составленных из полного витка винтовой поверхности. В 1870 г. М.А. Рыкачев провел опыты для определения возможности постройки вертолета. 14 февраля 1877 г. А.Ф. Можайский представил программу опытов для определения наилучшей формы для воздушного винта. В 1894 г. К.Э. Циолковский в статье «Аэроплан или птицеподобная (авиационная) летательная машина» дал описание самолета с соосными винтами [1].

В эпоху создания новой техники вопросы «как работает винт» относились к разряду умозрительных заключений.

Для второго этапа характерна научная направленность в изучение принципа работы винта. В конце 19 века стали появляться научные работы по винтам, которые относились к двум изолированным направлениям исследований – теоретическому и опытному. В 1882-1886 гг. Н.Е. Жуковский в своих статьях «О реакции вытекающей и втекающей жидкости» заложил начало теории идеального пропеллера. Эта теория была развита работами Н.Е. Жуковского, В.П. Ветчинкина, Б.Н. Юрьева и Г.Х. Сабина.

В период с 1902 по 1911 гг. начали появляться первые аэродинамические лаборатории. В 1906-1908 гг. были проведены первые систематические исследования воздушных винтов. Появление первых лабораторий, а далее институтов, стали предпосылками для разработки

общей теории воздушного винта по опыту воздухоплавания и по накопленным исследовательским материалам.

Первой попыткой создать общую теорию воздушных винтов предпринял в 1910 г. С.К. Джевецкого. В его книге «Теория воздушных винтов» была сделана попытка приложить элементарную теорию крыла к воздушному винту. Однако физической сущности работы воздушного винта эта теория не раскрыла. Ученики Н.Е. Жуковского Б.Н. Юрьев и Г.Х. Сабинин создали новую оригинальную теорию воздушного винта, которая в отличие от теории С.К. Джевецкого учитывала вызванные воздушными винтами скорости [2].

В 1911 г. после выхода книги Н.Е. Жуковского «Теоретические основы воздухоплавания» начала формироваться русская школа по теории воздушных винтов.

В 1912 г. Н.Е. Жуковским была опубликована «Вихревая теория гребного винта» [3]. В 1913 г. В.П. Ветчинкин выпустил свою работу «Расчет гребного винта», в которой на основе вихревой теории Н.Е. Жуковского дается практический метод расчета винтов [4]. Методы расчета В.П. Ветчинкина получили повсеместное распространение в авиа- и судостроении. В дальнейшем эта теория была углублена и расширена. По теории решеток С.А. Чаплыгина были исследованы многолопастные винты.

В 1913 г. Ф.А. Брикс дал интересное графическое построение коэффициентов полезного действия винта, принимая линейную зависимость тяги и мощности от поступи винта. В этом случае построение коэффициента полезного действия по поступи будет представлять собой гиперболу.

В 1915 г. под руководством Н.Е. Жуковского студентами В.Л. Александровым, И.Н. Веселовским, М.И. Данилевским и П.С. Всесвятским были получены экспериментальные подтверждения теории Н.Е. Жуковского по многолопастным винтам.

Развитие теории винта в Центральном аэрогидродинамическом институте (ЦАГИ) были сделаны В.П. Ветчинкиным, который создал теорию так называемого вариационного, т.е. наивыгоднейшего винта. В 1930 г.

Г.И. Кузьминым была проведена работа по сравнению результатов расчета винтов по вихревой теории с опытными данными серии испытательных винтов.

Д.В. Халезовым и Г.И. Майкапаром в ЦАГИ была развита лопастная теория винта, в которой в отличие от вихревой теории Н.Е. Жуковского вихревое поле рассматривается не в абсолютном, а в относительном движении и определяется поле скоростей, вызываемое отдельными вихрями, сходящими с лопастей [5].

Одновременно с развитием аэродинамических теорий расширилось опытное исследование винтов. Были созданы оригинальные методы построения аэродинамических характеристик и методика подбора винтов по этим характеристикам.

Исследование взаимного влияния винта и самолета было сначала проведено Г.И. Кузьминым и В.Л. Александровым, а затем усовершенствовано И.В. Остославским и Д.В. Халезовым [6,7,8,9,10]. Д.В. Халезов разработал метод расчета поправки на работу воздушного винта на больших скоростях.

В.П. Ветчинкин является основоположником разработки методики расчета воздушного винта, в которой связана аэродинамика с прочностью. В частности была исследована работа воздушного винта в воздухе при нулевом шаге [10].

П.М. Риз исследовал вопросы: флаттера саблевидного воздушного винта, динамической прочности воздушных винтов, а также колебаний лопастей воздушного винта ([12,13,14]).

В ЦАГИ в разные годы исследованием воздушных винтов занимались А.М. Лепилкин [15], К.Е. Богословский [16], В.В. Келдыш [17], Е.Б. Левенталь [18], Н.Н. Фадеев [19] и другие.

В Московском авиационном университете (МАИ) на основе классической теории были выпущены учебные пособия по проектированию воздушных винтов В.И. Шайдакова [20] и С.Г. Бурого [21]. Также этими

авторами были проведены исследования воздушного винта в кольце [22] и воздушных винтов аэродинамических труб [23]. Б.Л. Артамонов разработал метод расчета аэродинамических характеристик многорежимных воздушных винтов в режимах осевого обтекания [24].

В Самарском государственном аэрокосмическом университете работу воздушных винтов рассматривали Ю.М. Морозов [25] и К.А. Жуков [26].

После рассмотрения результатов исследований по теме диссертации в зарубежной литературе, можно отметить публикации следующих авторов:

- общими вопросами работы воздушного винта занимались А. Betz [27], Н. Glauert [28], S. Goldstein [29], Т. Theodorsen [30].

- вопросы улучшения характеристик воздушных винтов рассматривались в работах А.А. Bolonkin [31], Н. Zimmer [32] и др.

- вопросы проектирования воздушных винтов изложены в работах С.Н. Adkins [33], W. Amatt [34], Н.В. Borst [35], А. Colozza [36], L.D. Koch [37], W.A. Welch [38] и др.

- работа воздушных винтов на летательных аппаратах рассмотрена в работах J. Rochz [39] и D. Schawe [40]. Проектирование втулки, силового привода и системы управления воздушным винтом изложено в работе E. Sand [41].

Отдельно стоит выделить работы E.E. Larrabee [42] и J.S. Monk [43], в которых изложены теория и расчет воздушных винтов для высотных беспилотных летательных аппаратов, а также результаты исследований изменения характеристик аппарата и воздушного винта от высоты полета.

Подбор первых деревянных винтов к двигателю делался без всякого расчета, интуитивно. Главные требования - с данным воздушным винтом двигатель на месте и в воздухе давал необходимое число оборотов. Однако с увеличением мощности двигателей и увеличении скоростей полета потребовалось не только подобрать воздушный винт к двигателю, но также сделать его наилучшим.

Увеличивший диапазон скоростей самолетов потребовал применения винтов изменяемого шага (ВИШ):

- на всех малых самолетах с маломощными поршневыми двигателями;
- на транспортных самолетах средней величины, от которых не требуется большая скорость, а главным образом экономичность;
- на больших мощных транспортных самолетах.

Дальнейшее увеличение скоростей полета для летательных аппаратов с винтовым движителем потребовало конструктивных изменений воздушного винта и силовой установки. Исследованиями воздушных винтов изменяемого диаметра занимается Р.С. Турманидзе из Грузинского политехнического университета, где создана экспериментальная установка для исследования аэродинамических характеристик воздушного винта изменяемого диаметра и геометрической кривки лопастей [44,45].

Следует отметить, что при всех разработанных теориях, большинство авиаконструкторов применяют оригинальные методики для подбора воздушного винта к летательному аппарату. Это связано с желанием получить результат быстро и без громоздких теоретических расчетов.

В настоящее время интенсивно разрабатываются методики автоматизированного расчета летно-технических характеристик летательных аппаратов. Однако в отличие от ракетных и воздушно-реактивных двигателей с известными эмпирическими формулами расчета тяги, которые можно включить в алгоритмы расчета летно-технических характеристик, расчет тяги воздушного винта затруднительно включить в алгоритм расчета летно-технических характеристик. Главная проблема с воздушным винтом – это эффективное использование полной мощности, развиваемой двигателем, на всех этапах полета. Расчетный режим, на который выбирается воздушный винт, зависит от типа и назначения самолета. Для спортивного скоростного самолета расчетным является максимальной скорости на полной мощности двигателя. Для легких туристических, учебных, сельскохозяйственных самолетов расчетным будет режим взлета или режим горизонтального полета

на скорости, обеспечивающей минимальный расход топлива на километр пути. Воздушный винт сохраняет эффективность только на расчетном режиме полета.

С появлением высотных, низкоскоростных самолетов для разведки и атмосферных исследования обновился интерес к теме проектирования воздушного винта, эффективного на больших высотах. Такие винты были выбраны для силовых установок высотных самолетов, таких как the Egrett (1987), Condor (1988), Pathfinder (1993) and Strato 2C (1995). В середине 90х годов были спроектированы высотные самолеты Pathfinder Plus (1998), Centurion (1998) and Helios (1999) с воздушными винтами, приводимыми в движение электрическими двигателями [43].

Воздушные винты для Pathfinder, Centurion and Helios UAVs были спроектированы с фиксированным шагом для соответствия строгим требования минимальной массы конструкции, поднимаемой в воздух двигателями с питанием от солнечных батарей. Требуемая производительность была достигнута с помощью лопастей с большой шириной и относительно малой толщины секций профилей. При работе воздушного винта на больших высотах через ширину лопасти связаны потребная мощность двигателя и значения коэффициентов подъемной силы для профилей лопасти.

Проектирование воздушных винтов проводилось с компромиссом между низкими коэффициентами полезного действия (к.п.д.) на нерасчетных режимах полета и получения меньшей массы воздушных винтов. Для проектных значений на больших высотах, эти воздушные винты имеют низкие к.п.д. и малое время работы на малых высотах.

Высотный самолет Strato 2C изначально проектировался для полетов на высоте до 24 000 метров. Однако совершил подъем только до высоты 18 500 метров. Аэродинамические исследования показали, что на высоте более 18 500 м к.п.д. воздушных винтов сильно снижается за счет срыва потока на 60% радиуса лопасти. Соответственно, на больших высотах срыв потока

достигает 80% радиуса лопасти. Это означает, что к.п.д., равный для высоты 18 500 метров 91%, будет уменьшаться до 66% на высоте 24 000 метров. Низкий к.п.д. является основным фактором низких летно-технических характеристик высотного самолета.

Также исследования показали, что аэродинамические профили не соответствовали условиям полета (большие числа Маха и малые числа Рейнольдса), соответствующих высоте 24 000 метров. Было установлено, что данные о числах Маха и Рейнольдса, на которые опирались при проектировании воздушных винтов, отличались на 20-30% от действительных значений для высоты 24 000 метров. Оценки ухудшения аэродинамики и уменьшение производительности профиля при переходе от высоты 15 000 к высоте 24 000 были сделаны методом прогнозирования.

Как видно из примеров проектирования высотных летательных аппаратов, на работу воздушного винта оказывают влияние большое число факторов. Однако, учитывая сложность задачи, принимаются во внимание лишь факторы, имеющие наибольшее значение: мощность, высота полета, скорость и обороты. Таким образом, в общем случае задача по подбору винта сводится к следующему: зная расчетные величины мощности, оборотов и расчетный режим полета, подобрать такой винт, который обеспечил бы наибольшую полезную отдачу двигателя и воздушного винта на данном режиме [46].

В настоящее время проблема эффективного использования полной мощности, развиваемой двигателем на всех этапах полета, остается частично решенной. То есть, нет надежных методик, позволяющих спроектировать воздушный винт, равноэффективный на всех этапах полета. При этом предстоящей задачей конструкторов и инженеров является создание «умных» летающих роботов, простого и эффективного управления ими, что недостижимо без рациональных воздушных винтов.

Цель работы: Целью настоящего исследования является создание математических моделей, алгоритмов и программных комплексов для

решения задач проектирования воздушных винтов для летательных аппаратов повышенной эффективности, автоматизации расчета летно-технических характеристик самолетов с винтовыми двигателями, получение рациональных характеристик воздушного винта для различных режимов полета скоростных и высотных самолетов, в том числе беспилотных.

Поставленная цель достигается путем решения следующих задач:

1. Разработка методики проектировочного расчета геометрических характеристик лопасти винтов (распределение хорды и геометрической крутки) повышенной эффективности.
2. Разработка методики автоматизированного проектировочного расчета летных характеристик самолета с винтовым двигателем и рациональных режимов работы, углов установки и коэффициента полезного действия воздушного винта на всех режимах полета
3. Проведение расчетных исследований и определение параметров рационального воздушного винта в зависимости от требуемых летных характеристик летательного аппарата на различных режимах полета.

Научная новизна:

Разработана методика проектирования воздушного винта повышенной эффективности, позволяющая определить геометрическую крутку винта, обеспечивающую минимальные потери для многорежимных летательных аппаратов.

Разработан алгоритм расчета рационального угла установки лопастей винта в зависимости от потребной тяги для обеспечения заданного режима полета самолета.

Достоверность основных научных положений обеспечивается строгим математическим обоснованием математических подходов; результаты расчетов проанализированы с точки зрения их физической достоверности, сравнены в некоторых случаях с аналогами из действующей авиации, а также решениями на основе других методов и с данными экспериментальных исследований.

Практическая ценность работы заключается в разработке и реализации на ПЭВМ алгоритмов расчета летно-технических характеристик самолетов с винтовым двигателем, расчета основных параметров воздушного винта, расчета параметров воздушного винта с учетом изменения углов установки в полете.

На защиту выносятся:

1. Методика численного решения по определению проектных параметров воздушного винта повышенной эффективности для многорежимных летательных аппаратов, основанная на расчете рациональной геометрии лопастей;

2. Алгоритм расчета рациональных значений углов установки лопастей несущего винта изменяемого шага на заданных режимах полета многорежимного конвертируемого летательного аппарата, позволившие обеспечить необходимую тягу при вертикальном взлете и на режиме максимальной скорости для выбранного двигателя и аэродинамического качества ЛА в горизонтальном полете;

3. Алгоритм решения задач проектировочного расчета параметров воздушного винта повышенной эффективности с учетом сжимаемости воздуха при околосвуковой местной скорости на конце лопасти воздушного винта, учитывающий эффект резкого увеличения сопротивления при превышении критической скорости;

4. Модели и алгоритмы, позволяющие проектировать воздушные винты повышенной эффективности для обеспечения заданных летных характеристик высотных летательных аппаратов, а также многорежимных конвертопланов.

Апробация работы. Основные результаты работы обсуждались на:

Международной научно-практической конференции «Современные технологии и материалы – ключевое звено в возрождении отечественного авиастроения», Казань, 2010, 2012; Международной молодежной научной конференции «XIX Туполевские чтения», Казань, 2011; VI и VII

Всероссийской научно-технической конференции Проблемы и перспективы развития авиации, наземного транспорта и энергетики «АНТЭ-2011» и «АНТЭ-2013», Казань, 2011, 2013.

Публикации. Основные результаты исследований опубликованы в 2 научных статьях, в журналах, входящих в перечень ВАК: Известия ВУЗов «Авиационная техника», «Вестник КГТУ им. А.Н.Туполева» и в 5 трудах научных конференций.

Структура и объем работы. Работа состоит из введения, трех глав, заключения и списка литературы. Основная часть работы изложена на 107 страницах машинописного текста, включает 4 таблицы и 56 рисунков. Библиографический список содержит 87 наименований литературных источников отечественных и зарубежных авторов.

В первой главе рассмотрены общие сведения о воздушных винтах и основные теории расчета воздушных винтов. Приведена классификация воздушных винтов по количеству лопастей, формы лопасти в плане и другим параметрам. Рассмотрена конструкция воздушного винта, его геометрические и аэродинамические параметры. Приведены основные уравнения и зависимости, описывающие работу воздушного винта. Рассматриваются импульсная теория, элементарная теория, теория идеального пропеллера и вихревая теория воздушного винта.

Во второй главе описывается методика проектирования воздушных винтов на основе постоянства индуктивной скорости вдоль радиуса лопасти. Проведен сравнительный расчет по описанной методике. Показан расчет параметров воздушного винта с учетом сжимаемости воздуха.

В третьей главе для воздушных винтов изменяемого шага описана методика расчета рационального диапазона углов установки лопастей. Приведен показательный расчет на примере 4х воздушных винтов.

ГЛАВА 1 ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ О ВОЗДУШНЫХ ВИНТАХ И ТЕОРИИ ИХ ИССЛЕДОВАНИЯ

1.1 Основные сведения о воздушных винтах

1.1.1 Описание воздушного винта

Воздушный винт - лопастный агрегат, вращаемый валом двигателя, создающий тягу в воздухе, необходимую для движения самолета.

В настоящее время в транспортной и военной авиации широко распространены турбореактивные и турбовинтовые двигатели. В спортивной, сельскохозяйственной и различного назначения вспомогательной авиации пока еще применяются силовые установки с поршневыми авиационными двигателями внутреннего сгорания [47].

Работа воздушного винта основана на тех же принципах, что и крыло самолета [48].

Основной рабочей частью воздушного винта является лопасть («перо»), переходящая в комлевую часть, или комель. Для крепления воздушного винта на валу двигателя служит втулка. Внутренняя часть втулки выполнена по носку коленчатого вала двигателя. На внешней части расположены конструктивные элементы для установки лопастей. Через втулку крутящий момент двигателя передается воздушному винту. Втулка жестко закреплена на валу двигателя.

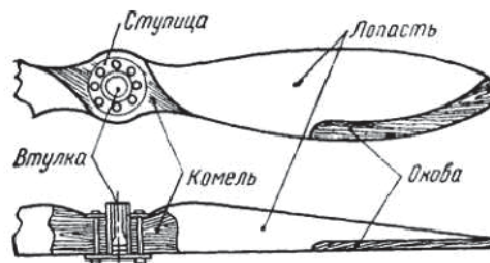


Рис. 1.1 Воздушный двухлопастной винт неизменяемого шага

К воздушным винтам предъявляются следующие требования:

1. воздушный винт должен быть прочным и мало весить;
2. должен обладать весовой, геометрической и аэродинамической симметрией;

3. должен развивать необходимую тягу при различных условиях полета;
4. должен работать с наибольшим коэффициентом полезного действия.

1.1.2 Классификация воздушных винтов

Воздушные винты классифицируются:

1. по числу лопастей - двух-, трех-, четырех- и многолопастные;
2. по материалу изготовления - деревянные, металлические;
3. по направлению вращения (смотреть из кабины самолета по направлению полета) - левого и правого вращения;
4. по расположению относительно двигателя - тянущие, толкающие;
5. по форме лопастей - обычные, саблевидные, лопатообразные;
6. по типам - фиксированные, неизменяемого и изменяемого шага.

Простой, неразъемный деревянный воздушный винт имеет металлическую втулку с двумя фланцами. Втулка прикреплена к ступице болтами, входящими в отверстия ступицы. Лопасть деревянного воздушного винта снабжается защитной металлической оковкой.

Простой, разъемный металлический винт имеет съемные лопасти, которые крепятся комлевой частью непосредственно к втулке. У корня лопасти имеются заплечники, воспринимающие центробежные силы лопасти. Втулку делают разъемной в плоскости перпендикулярной к валу, и после вставки лопастей стягивают обе ее половины хомутами. Лопасти можно таким образом закреплять наглухо под любым углом.

У воздушного винта изменяемого шага (ВИШ) лопасти поворачиваются в полете вокруг своей оси и, поэтому не закрепляются наглухо, а сцепляются с поворотным механизмом втулки.

По диапазону углов установки лопастей воздушные винты подразделяются:

1. на обычные, у которых угол установки изменяется от 13 до 50°, они устанавливаются на легкомоторных самолетах;
2. на флюгерные - угол установки меняется от 0 до 90°;
3. на тормозные или реверсные винты, имеют изменяемый угол установки от -15 до +90°, таким винтом создают отрицательную тягу и сокращают длину пробега самолета.

Формы лопасти в плане бывают довольно разнообразны и влияют как на аэродинамические, так и на прочностные характеристики воздушного винта. Наиболее распространены овальные формы с плавным контуром. Также получили распространение воздушные винты с лопастями, имеющими резкое расширение у комлевой части и почти трапециевидную форму, в плане закругленную сверху.

В зависимости от числа лопастей воздушные винты бывают двухлопастные, трехлопастные и четырехлопастные. В виде опыта был построен и испытан в полете однолопастный воздушный винт «Everel», но его точные характеристики неизвестны. Для двигателей малой и средней мощности применяют двухлопастные воздушные винты, а для двигателей большой мощности – трехлопастные. С увеличением мощности переходят на четырехлопастные воздушные винты.

В зависимости от положения на самолете воздушный винт может быть тянущим, если он расположен впереди двигателя, и толкающим, если он расположен позади двигателя.

Воздушным винт называется правым, если он вращается по часовой стрелке при наблюдении за ним с хвоста самолета, и левым, если он вращается против часовой стрелки.

1.1.3 Геометрические характеристики воздушного винта

Лопастей при вращении создают такие же аэродинамические силы, что и крыло. Точно также геометрические характеристики воздушного винта

вливают на его аэродинамику. Рассмотрим геометрические характеристики винта.

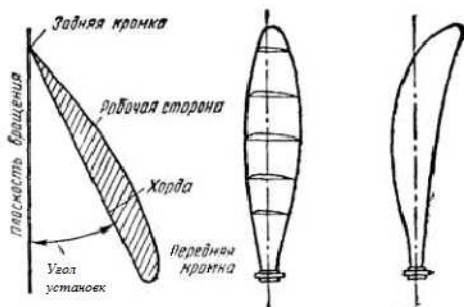


Рис. 1.2 Сечение и форма лопасти в плане: симметричная, саблевидная

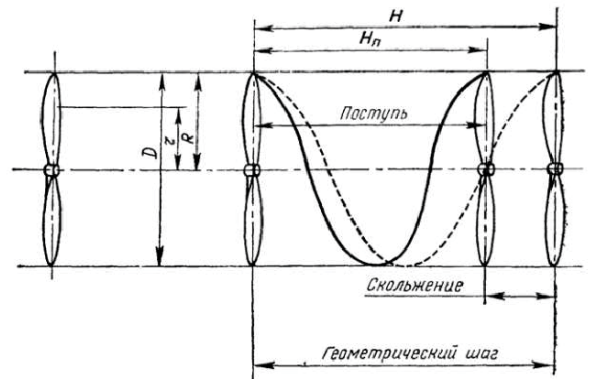


Рис. 1.3 Диаметр, радиус и геометрический шаг воздушного винта

Форма лопасти в плане - наиболее распространенная симметричная и саблевидная.

Сечения рабочей части лопасти имеют крыльевые профили. Профиль лопасти характеризуется хордой, относительной толщиной и относительной кривизной.

Для большей прочности применяют лопасти с переменной толщиной - постепенным утолщением к корню. Хорды сечений лежат не в одной плоскости, так как лопасть выполнена закрученной. Ребро лопасти, рассекающее воздух, называется передней кромкой, соответственно другая кромка - задней кромкой. Плоскость, перпендикулярная оси вращения винта, называется плоскостью вращения воздушного винта.

Диаметр окружности, описываемой концами лопастей вращающегося воздушного винта, называется диаметром воздушного винта D ; радиус воздушного винта соответственно $R = \frac{D}{2}$. Радиусом r какого-либо сечения называется расстояние от этого сечения до оси вращения. Относительным радиусом \bar{r} называется отношение $\bar{r} = \frac{r}{R}$, которое часто выражают в процентах. Диаметр современных воздушных винтов колеблется от 2 до 5 м.

Площадь диска, описываемого лопастями воздушного винта при вращении, называется площадью, ометаемой воздушным винтом, и

обозначается $F = \frac{\pi D^2}{4}$. Но рабочая область воздушного винта будет меньше.

Из полного радиуса в работе воздушного винта не участвует комлевая часть.

Если комлевою нерабочую часть диаметра обозначить ε , то рабочая площадь

будет $F_{раб} = \frac{\pi D^2}{4} (1 - \varepsilon^2)$.

Величину ε можно назвать коэффициентом нерабочей части воздушного винта, равную в среднем 0,2-0,25, т.е. около четверти диаметра воздушного винта не дает тяги. Однако на практике при различных сравнительных расчетах пользуются величиной полной ометаемой площади F .

Геометрический шаг воздушного винта - это расстояние, которое движущийся поступательно винт должен пройти за один свой полный оборот, если бы он двигался в воздухе как в твердой среде [49].

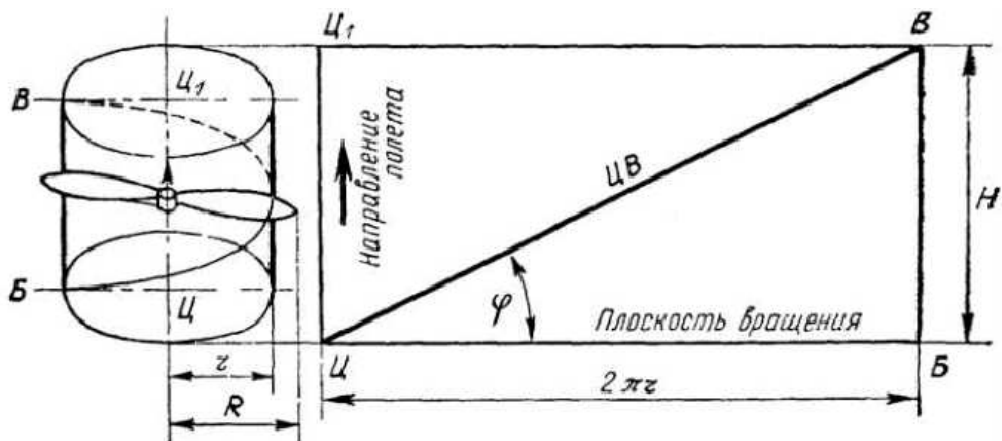


Рис. 1.4 Развертка винтовой линии

Угол установки лопасти винта ϕ - это угол наклона сечения лопасти к плоскости вращения винта.

Шаг винта будет тем больше, чем больше угол установки лопасти ϕ . Воздушные винты подразделяются на воздушные винты с постоянным шагом вдоль лопасти (все сечения имеют одинаковый шаг), переменным шагом (сечения имеют разный шаг). Переменный шаг вдоль лопасти выгоден с аэродинамической точки зрения, так как все сечения лопасти воздушного винта набегают на воздушный поток под одинаковым углом атаки.

Если все сечения лопасти винта имеют разный шаг, то за общий шаг винта считается шаг сечения, находящегося на расстоянии от центра вращения, равном $0,75R$, где R - радиус винта. Этот шаг называется номинальным, а угол установки этого сечения - номинальным углом установки.

Геометрический шаг винта отличается от поступи винта на величину скольжения винта в воздушной среде.

Поступь воздушного винта - это действительное расстояние, на которое движущийся поступательно винт продвигается в воздухе вместе с самолетом за один свой полный оборот. Если скорость самолета V выражена в км/ч, а n_s - число оборотов воздушного винта в секунду, то поступь воздушного винта можно найти по формуле:

$$H_n = \frac{V}{n}. \quad (1.1)$$

Поступь воздушного винта несколько меньше геометрического шага воздушного винта. Это объясняется тем, что воздушный винт как бы проскальзывает в воздухе при вращении ввиду низкого значения плотности его относительно твердой среды.

Разность между значением геометрического шага и поступью воздушного винта называется скольжением воздушного винта и определяется по формуле:

$$S = H - H_n. \quad (1.2)$$

1.1.4 Винтовые профили

Сечения рабочей части лопасти имеют такие же профили, как и крылья. Нижняя (рабочая) сторона винтового профиля обычно плоская или почти плоская с небольшим закруглением у передней кромки.

Основные геометрические характеристики винтового профиля хорда и максимальная толщина определяются аналогично как ось у крыла. Ширина и толщина сечений непрерывно изменяются вдоль лопасти.

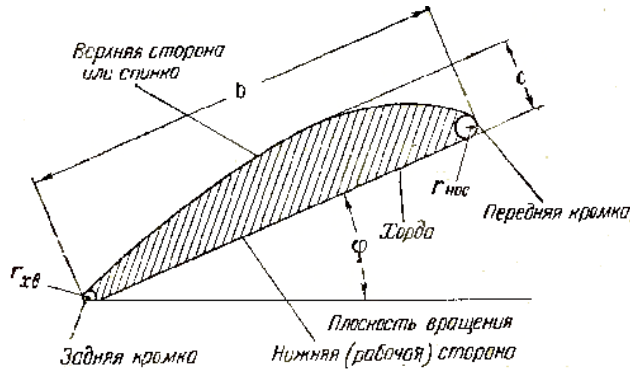


Рис. 1.5 Профиль сечения лопасти

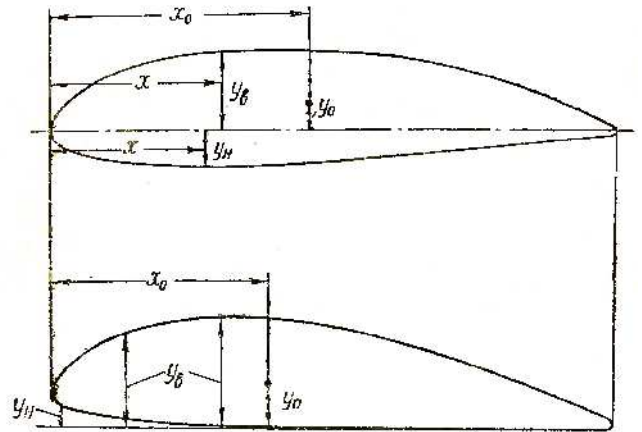


Рис. 1.6 Система координат сечения

Задается винтовой профиль в такой же системе координат, как и профиль крыла. Абсцисса x , выражаемая в частях или процентах хорды, отсчитывается от носика профиля к хвосту. Ординаты верхние и нижние (y_n и y_v) отсчитываются у двояковыпуклых профилей от внутренней хорды, а плосковыпуклых – от наружной. Кроме того указываются координаты центра тяжести сечения (x_0 и y_0), а также радиусы закругления (кривизны) у носика и хвостика ($r_{нос}$ и $r_{хв}$).

С аэродинамической стороны профиль характеризуется кривыми коэффициента подъемной силы C_y и кривыми качества ($\frac{1}{\mu} = \frac{C_y}{C_x}$) по углу атаки α для нескольких максимальных толщин.

1.1.5 Скорость движения и угол атаки элемента лопасти воздушного винта

К аэродинамическим характеристикам воздушных винтов относятся угол атаки и тяга воздушного винта.

Углом атаки элементов лопасти винта α называется угол между хордой элемента и направлением его истинного результирующего движения W .

Каждый элемент лопасти совершает сложное движение, состоящее из вращательного и поступательного. Вращательная скорость равна:

$$U = 2\pi r n_s \quad (1.3)$$

Поступательная скорость-это скорость самолета V . Чем дальше элемент лопасти находится от центра вращения воздушного винта, тем больше вращательная скорость U .

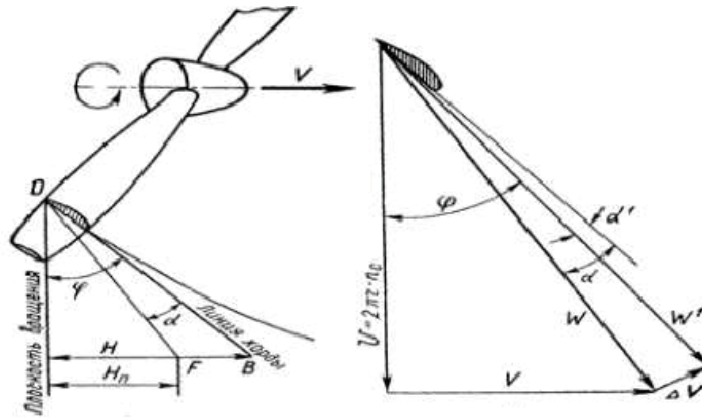


Рис. 1.7 Углы и скорости элемента лопасти

При вращении винта каждый элемент лопасти будет создавать аэродинамические силы, величина и направление которых зависят от скорости движения самолета (скорости набегающего потока) и угла атаки [50]:

1. когда воздушный винт вращается, а поступательная скорость равна нулю ($V=0$), то каждый элемент лопасти винта имеет угол атаки, равный углу установки элемента лопасти ϕ ;
2. при поступательном движении воздушного винта угол атаки элемента лопасти воздушного винта меньше угла наклона элемента лопасти воздушного винта;
3. угол атаки тем больше, чем больше угол установки элемента лопасти воздушного винта;
4. результирующая скорость вращения элемента лопасти винта W равна геометрической сумме поступательной и вращательной скоростей и находится по правилу прямоугольного треугольника;
5. чем больше вращательная скорость, тем больше угол атаки элемента лопасти воздушного винта.

Анализируя вышесказанное, можно сделать выводы:

1. при поступательной скорости $V=0$ угол атаки максимальный и равен углу установки лопасти винта;
2. при увеличении поступательной скорости угол атаки уменьшается и становится меньше угла установки;
3. при большой скорости полета угол атаки лопастей может стать отрицательным;
4. чем больше скорость вращения воздушного винта, тем больше угол атаки его лопасти;
5. если скорость полета неизменна и обороты двигателя уменьшаются, то угол атаки уменьшается и может стать отрицательным.

1.1.6 Режимы тяги воздушного винта

Рассмотренный режим называется режимом положительной тяги винта, так как эта тяга тянет самолет вперед (Рис. 1.8, а). При уменьшении угла атаки лопастей уменьшаются силы P и X (уменьшается тяга винта и тормозящий момент). Можно достичь такого режима, когда $P=0$ и $X=R$. Это режим нулевой тяги (Рис. 1.8, б).

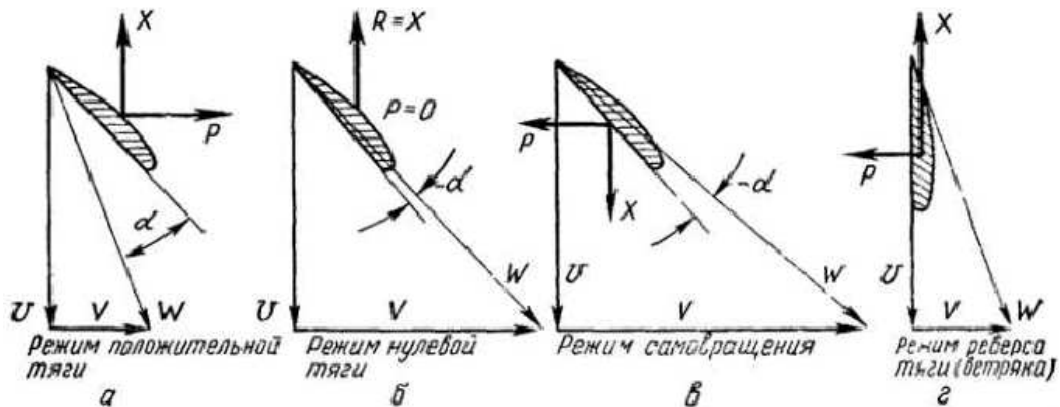


Рис. 1.8 Режимы воздушного винта

При дальнейшем уменьшении угла атаки достигается режим, когда винт начнет вращаться не от двигателя, а от действия сил воздушного потока.

Такой режим называется самовращением винта или авторотацией (Рис. 1.8, в).

При дальнейшем уменьшении угла атаки элементов лопасти винта получим режим, на котором сила сопротивления лопасти винта X будет направлена в сторону вращения винта, и при этом винт будет иметь отрицательную тягу. На этом режиме винт вращается от набегающего воздушного потока и вращает двигатель. Происходит раскрутка двигателя, этот режим называется режимом ветряка (Рис. 1.8, г).

Режимы самовращения и ветряка возможны в горизонтальном полете и на пикировании.

1.1.7 Воздушные винты изменяемого шага

Для устранения недостатков воздушных винтов неизменяемого и фиксированного шага применяется воздушный винт изменяемого шага [51],[52],[53],[54]. Основоположником теории ВИШ является В.П. Ветчинкин.

К ВИШ предъявляются следующие требования:

1. ВИШ должен устанавливать на всех режимах полета наивыгоднейшие углы атаки лопастей;
2. снимать с двигателя номинальную мощность на всем рабочем диапазоне скоростей и высот;
3. сохранять максимальное значение коэффициента полезного действия на возможно большем диапазоне скоростей.

Лопастей ВИШ либо управляются специальным механизмом, либо устанавливаются в нужное положение под влиянием сил, действующих на воздушный винт. В первом случае это гидравлические и электрические воздушные винты, во втором - аэродинамические.

Гидравлический винт - воздушный винт, у которого изменение угла установки лопастей производится давлением масла подаваемого в механизм, находящийся во втулке винта.

Электрический винт - воздушный винт, у которого изменение угла установки лопастей производится электродвигателем, соединенным с лопастями механической передачей.

Аэромеханический винт - воздушный винт, у которого изменение угла установки лопастей производится автоматически - аэродинамическими и центробежными силами [55],[56].

Наибольшее распространение получили гидравлические ВИШ. Автоматическое устройство в ВИШ предназначено для сохранения постоянными заданных оборотов воздушного винта (двигателя) путем синхронного изменения угла наклона лопастей при изменении режима полета (скорости, высоты) и называется регулятором постоянства оборотов (РПО).

РПО совместно с механизмом поворота лопастей изменяет шаг воздушного винта (угол наклона лопастей) таким образом, чтобы обороты, заданные летчиком с помощью рычага управления ВИШ, при изменении режима полета оставались неизменными (заданными).

При этом обороты будут сохраняться до тех пор, пока эффективная мощность на валу двигателя N_e будет больше мощности, потребной для вращения воздушного винта при установке лопастей на самый малый угол наклона (малый шаг).

При изменении скорости полета от взлетной до максимальной в горизонтальном полете угол установки лопастей ϕ возрастает от своего минимального значения $\phi_{мин}$ до максимального $\phi_{макс}$ (большой шаг). Благодаря этому углы атаки лопасти изменяются мало и сохраняются близкими к наивыгоднейшим.

Работа ВИШ на взлете характерна тем, что на взлете используется вся мощность двигателя - развивается наибольшая тяга. Это возможно при условии, что двигатель развивает максимальные обороты, а каждая часть лопасти воздушного винта развивает наибольшую тягу, имея наименьшее сопротивление вращению.

Для этого необходимо, чтобы каждый элемент лопасти воздушного винта работал на углах атаки, близких к критическому, но без срыва воздушного потока. Угол атаки лопасти перед взлетом ($V=0$) за счет перетекания воздуха со скоростью ΔV немного отличается от угла наклона лопасти на величину $\phi_{мин}$. Угол атаки лопасти соответствует величине максимальной подъемной силы.

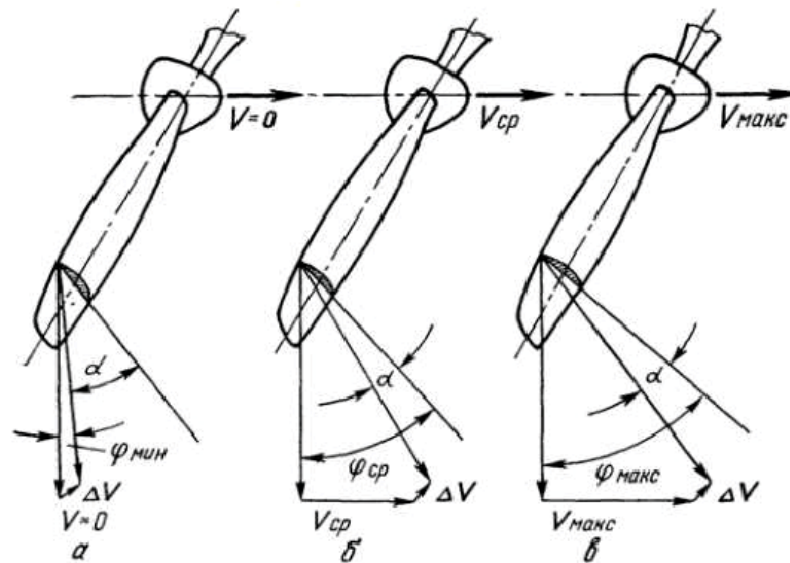


Рис. 1.9 Работа ВИШ при разных скоростях полета

Сопротивление вращению достигает в этом случае величины, при которой мощность, расходуемая на вращение винта, и эффективная мощность двигателя сравниваются и обороты будут неизменными. С увеличением скорости угол атаки лопастей воздушного винта уменьшается. Уменьшается сопротивление вращению и воздушный винт как бы облегчается. Обороты двигателя должны возрасти, но РПО удерживает их за счет изменения угла атаки лопастей постоянными. По мере увеличения скорости полета лопасти разворачиваются на больший угол ϕ_{cp} .

При выполнении полета на максимальной скорости ВИШ также должен обеспечивать максимальное значение тяги. При полете на максимальной скорости угол наклона лопастей имеет предельное значение $\phi_{макс}$. Следовательно, при изменении скорости полета происходит изменение

угла атаки лопасти, при уменьшении скорости полета угол атаки увеличивается - винт затяжелется, при увеличении скорости полета угол атаки уменьшается - винт облеγχается. РПО автоматически переводит лопасти винта на соответствующие углы.

При увеличении высоты полета мощность двигателя уменьшается и РПО уменьшает угол наклона лопастей, чтобы облеγχить работу двигателя, и наоборот. Следовательно, РПО удерживает обороты двигателя с изменением высоты полета постоянными.

При заходе на посадку воздушный винт устанавливается на малый шаг, что соответствует оборотам взлетного режима. Это дает возможность летчику при выполнении всевозможных маневров на глиссаде посадки получить взлетную мощность двигателя при увеличении оборотов до максимальных.

1.1.8 Действие на лопасть винта собственных центробежных сил

При рассмотрении действия на лопасть воздушного винта собственных центробежных сил выделим в поперечном сечении элемента лопасти два небольших объема, расположенных в передней и задней частях сечения (Рис. 1.10).

Во время вращения воздушного винта на массы, заключенные в этих объемах, действуют центробежные силы $P_{ц1}$ и $P_{ц2}$, приложенные к их центрам тяжести и направленные по радиусам вращения $r1$ и $r2$.

Раскладывая эти центробежные силы на составляющие, направленные параллельно и перпендикулярно оси поворота лопасти, проанализируем их взаимодействие.

Продольная сила X , направленная параллельно оси поворота лопасти, стремится вырвать лопасть из лопастного стакана, вызывая растяжение лопасти. Поперечная сила T , направленная перпендикулярно оси поворота лопасти, стремится повернуть лопасть в сторону уменьшения угла установки ϕ (Поперечные силы $T1$ и $T2$ создают моменты $Mл1$ и $Mл2$ лопасти, которые

зависят от их массы, числа оборотов воздушного винта и установочного угла лопасти ϕ , а также от расстояния объемов от оси поворота лопасти h_1 и h_2 . Максимальное значение его соответствует 0 или 90° .

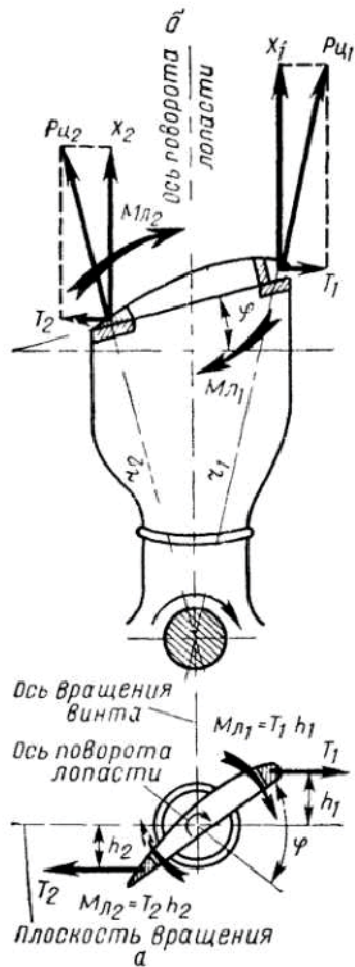
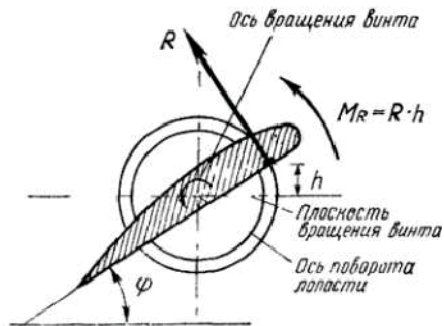


Рис. 1.10

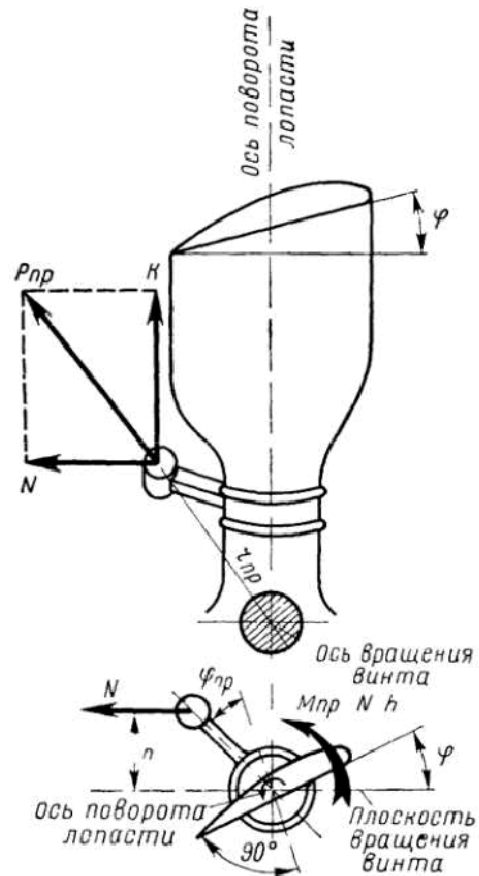


Рис. 1.11

Рассмотрим действие на лопасть винта центробежных сил противовеса (Рис. 1.11).

Центробежные силы противовесов лопастей $P_{пр}$ приложены в центре тяжести противовесов и направлены по радиусам их вращения.

При анализе действия центробежной силы противовеса P_{np} раскладываем ее на две составляющие: силу K , направленную параллельно оси лопасть, которая стремится изогнуть кронштейн противовеса, и силу N , направленную перпендикулярно оси поворота лопасти, которая стремится повернуть лопасть в сторону увеличения ее угла установки ϕ

Момент противовеса $M_{np} = Nh(Kz_c)$ зависит от величины массы противовеса, радиуса его вращения, числа оборотов воздушного винта, угла установки лопасти и угла установки противовеса ϕ_{np} .

Аэродинамическая сила R (Рис. 1.10, б), приложенная в центре давления профиля, создает момент, поворачивающий лопасть в сторону увеличения шага.

При увеличении угла установки лопасти ϕ увеличивается и момент аэродинамической силы, но его абсолютное значение в диапазоне рабочих углов поворота рабочих лопастей небольшое по сравнению с величинами аэродинамических центробежных моментов лопастей и противовесов.

Автоматические воздушные винты с гидравлическим управлением работают по прямой, обратной или двусторонней схеме.

Лопастей винтов, работающих по прямой схеме, на малый шаг переводятся действием давления масла и центробежных сил лопастей, на большой шаг - центробежными силами противовесов лопастей и аэродинамическими силами лопастей.

Воздушные винты, работающие по двусторонней схеме, переводятся на малый шаг давлением масла, центробежными силами лопастей, на большой шаг - давлением масла, центробежными силами противовесов и аэродинамическими силами лопастей.

1.1.9 Балансировка воздушных винтов

Дисбаланс воздушного винта, который является источником вибрации в летательном аппарате, может быть статическим или динамическим. Статический дисбаланс воздушного винта возникает, когда центр масс (ц.м.)

воздушного винта не совпадает с осью вращения. Динамический дисбаланс возникает, когда ц.м. элементов, например гребного винта, таких как лопасти или противовесы, находятся в разных плоскостях вращения. Конструктивно, длина коленчатого вала двигателя летательного аппарата является малой величиной по сравнению с его диаметром. Лопасти воздушного винта прикреплены к ступице (втулке; п. 1.1.2), так что они лежат в одной плоскости, перпендикулярной продольной оси. Таким образом, динамический дисбаланс воздушного винта, в отличие от гребного, как результат неправильного распределения масс, является незначительным [84].

Отдельно следует рассматривать аэродинамический дисбаланс воздушного винта как случай, когда лопасти создают неэквивалентную друг другу тягу. Это тип дисбаланса в значительной степени устраняется путем проверки геометрии лопастей и регулировки угла установки лопастей.

Наибольшее влияние на сбалансированность оказывает весовая несбалансированность винтов и в эксплуатационных условиях выполняется именно весовая балансировка винтов.

Практика показывает, что в подавляющем большинстве случаев допущения о линейности колебательной системы относительно воздействия на нее корректирующих масс достаточно точно описывает свойства колебательных систем роторных механизмов. В данной работе это допущение принимается основным.

Статическая балансировка воздушных винтов является решенной задачей и не требует дополнительных исследований, однако в случае соосных винтов задача весовой балансировки усложняется. Рассмотрим две методики для весовой балансировки соосных винтов.

Соосная система состоит из двух роторов, вращающихся в противоположных направлениях. Лопасти верхнего и нижнего воздушных винтов, совершая один оборот, дважды выстраиваются в линию в двух взаимно перпендикулярных плоскостях 1 и 2 (Рис. 1.12).

Плоскости сложения дисбалансов 2 и вычитания – 1 определяются по значению замеренных амплитуд вибраций в плоскости 1 и 2. Балансировке подлежит верхний и нижний воздушный винт. Наилучших результатов по сбалансированности ротора можно добиться динамической балансировкой его в собственных опорах в составе конкретного механизма.

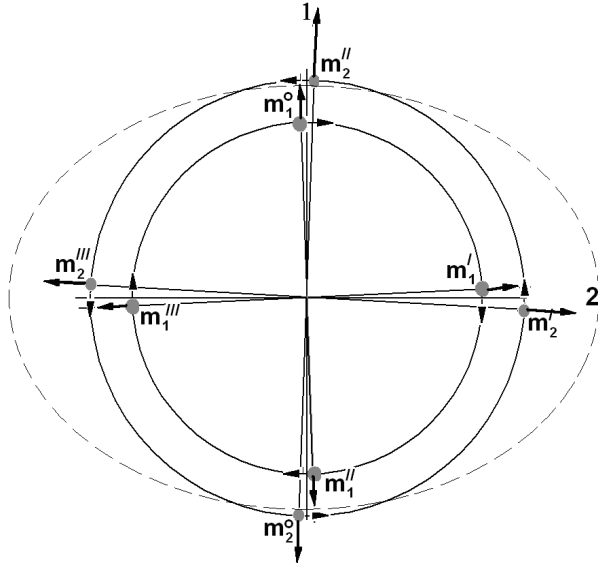


Рис. 1.12 Схема сложения дисбалансов при вращении верхнего и нижнего винта

Редуктор является тем узловым элементом, на который приходят все возмущения, возникающие в роторе. Оба воздушных винта размещены консольно относительно опор. Если при балансировке ротора датчик уровня вибраций установлен на редукторе, то его показания при одинаковом дисбалансе в плоскости верхнего винта и в плоскости нижнего винта будут отличаться.

Уровень вибраций Δ_0 и общий дисбаланс ротора $m_0 r_0(x, y)$ связаны пропорциональной зависимостью. Эти величины можно связать следующим уравнением

$$[m_0 r_0 \cos \varphi (1 + \alpha \cdot z_0)]^2 = k^2 \Delta_0^2, \quad (1.4)$$

где z_0 - расстояние «несбалансированной» массы ротора от плоскости установки датчиков уровня вибраций; α - коэффициент, учитывающий влияние расстояния z_0 на уровень вибраций в точке замера; k - коэффициент соотношения между величиной дисбаланса и уровнем измеряемой

датчиками вибрации, φ - угол между вектором $\mathbf{r}_0(x, y)$ и плоскостью установки датчика уровня вибраций.

Таким образом, была сформирована модель для балансировочных расчетов ротора ультралегкого вертолета. Рассмотрим первую методику, базирующуюся на принципе измерения в одном направлении. Датчик установлен на редукторе. На роторе устанавливаются пробные грузы в плоскостях сложения и вычитания. Датчик замеряет амплитуду колебаний.

При установке на роторе пробного груза m_i на радиусе-векторе $\mathbf{r}_i(x, y)$ и на расстоянии z_i от датчика вибраций уравнение (1) в скалярной форме примет следующий вид:

$$\left[A_0 (1 + \alpha z_0) \cos \varphi \right]^2 + 2A_0 A_i \cos \varphi (1 + \alpha z_0)(1 + \alpha z_i) + A_i^2 (1 + \alpha z_i)^2 = k^2 \Delta_i^2, \quad (1.5)$$

где A_0 и A_i - модули векторных величин $\mathbf{A}_0 = m_0 \mathbf{r}_0(x, y)$ и $\mathbf{A}_i = m_i \mathbf{r}_i(x, y)$, причем $A_0 (1 + \alpha z_0) \cos \varphi = k \Delta_0$.

Из уравнения (1.5) через некоторые преобразования можно получить:

$$\begin{cases} A_i (1 + \alpha z_{i(B)}) = k \sqrt{\left(\frac{\Delta_{i(B+)}^2 + \Delta_{i(B-)}^2}{2} - \Delta_0^2 \right)} \\ A_i (1 + \alpha z_{i(H)}) = k \sqrt{\left(\frac{\Delta_{i(H+)}^2 + \Delta_{i(H-)}^2}{2} - \Delta_0^2 \right)}, \end{cases} \quad (1.6)$$

и

$$\cos \varphi = \frac{\Delta_{i(+)}^2 - \Delta_{i(-)}^2}{4\Delta_0 \sqrt{\frac{\Delta_{i(+)}^2 + \Delta_{i(-)}^2}{2} - \Delta_0^2}}, \quad (1.7)$$

где $\Delta_{i(k+)}$ и $\Delta_{i(k-)}$ – показания датчика в случае установки пробного груза на верхнем/нижнем винте и на радиус-векторе r и $-r$. Формулы (1.6) и (1.7) позволяют определить неизвестные α, k, φ .

После вычисления коэффициентов α и k можно приступить к расчету балансировочной массы верхнего винта:

$$A_B^2(1 + \alpha z_B)^2 + 2A_B(1 + \alpha z_B)k\Delta_0 - k^2(\Delta^2 - \Delta_0^2) = 0. \quad (1.8)$$

Для контроля корректности уравнения (1.8) можно задать значение желаемого уровня вибраций Δ , например $\Delta = 0,5\Delta_0$, вычислить балансировочную массу m_B и провести контрольный замер уровня вибраций с этой массой.

После балансировки верхнего винта можно произвести балансировку нижнего винта, определяя расчетную массу груза по той же схеме

$$A_H^2(1 + \alpha z_H)^2 + 2A_H(1 + \alpha z_H)k\Delta_0 - k^2(\Delta^2 - \Delta_0^2) = 0, \quad (1.9)$$

с той лишь разницей, что уровень начальных вибраций Δ_0 в этом случае определяется после балансировки верхнего винта.

В любом случае процесс балансировки является итерационным. Полученные соотношения представляют собой необходимый набор расчетных формул для практической организации процесса эффективной балансировки ротора с соосными винтами.

Таким образом, первая методика последовательным приближением позволяет установить величину и расположение корректирующей массы для устранения дисбаланса.

Рассмотрим вторую методику: это измерения в двух выделенных направлениях (плоскостях) – “плюс” и ”минус”.

Вначале проводим измерения исходной вибрации в двух избранных направлениях и определяем направление с максимумом вибраций.

Получаем два уравнения:

$$X_{10} = A_{11} * M_1 + A_{12} * M_2, \quad (1.10)$$

$$X_{20} = A_{21} * M_1 + A_{22} * M_2. \quad (1.11)$$

где X_{ik} – вибрация в этих направлениях, M_1 и M_2 – дисбалансы, A_{ik} – характеристики механизма, в общем случае разные в разных направлениях

измерения вибрации. Устанавливаем пробную массу $Mn1$ в первую плоскость. Получаем два уравнения:

$$X11=A11*(M1+Mn1)+A12*M2, \quad (1.12)$$

$$X12=A21*(M1+Mn1)+A12*M2. \quad (1.13)$$

Ставим пробную массу $Mn2$ во вторую плоскость. Получаем два уравнения:

$$X21=A11*M1+A12*(M2+Mn2), \quad (1.14)$$

$$X22=A21*M1+A12*(M2+Mn2). \quad (1.15)$$

На этом этапе определяем “тяжелую лопасть”. Необходимо добиться увеличения вибрации в направлении суммы при установке пробной массы на каждой из лопастей. Это и будут тяжелые лопасти.

Вычитая (1.10) из (1.12), определяем $A11$, а (1.10) из (1.14) – $A12$. Пары (1.11) и (1.13) и (1.11) и (1.15) дают значение $A21$ и $A22$. Подставляя полученные величины в уравнения (1.10) и (1.11), получаем систему из 2 уравнений с двумя неизвестными, из которой определяем величины $M1$ и $M2$ - балансирующие массы, установленные на “легких” плоскостях.

Таким образом, вторая методика позволяет сбалансировать винты, установив на «легких» лопастях корректирующие массы.

Как видно, обе методики позволяют устранить дисбаланс, используя различные способы замера вибраций. Преимуществом первой является то, что установка датчика на редукторе позволяет снизить вибрации на редукторе и подмоторной раме, что выразится в более длительной живучести всего аппарата, но предлагает установить балансирующий груз вне лопастей, что конструктивно затруднительно. Плюсом второй методики является техническая простота балансировки, но при этом вызывает вопросы расположения датчиков на вращающихся лопастях.

1.2 Основные теории воздушного винта

Работа воздушного винта представляет собой сложное явление, точный математический анализ которого очень труден. Существует несколько теорий работы воздушного винта, которые в основном могут быть разделены на струйную и вихревую теории.

Струйная теория рассматривает поток воздуха, проходящий через ометаемую воздушным винтом площадь, как однородную струю, засасываемую и отбрасываемую воздушным винтом, как насосом.

Вихревая теория, как и при анализе работы крыла, исходит из циркуляции скоростей вокруг винтового профиля и системы вихрей, сбегających с лопастей.

Струйная теория дает более или менее близкую к действительности картину работы воздушного винта и применяется для сравнительных расчетов и учета влияния различных факторов на работу воздушного винта. Проектирование и точный расчет воздушного винта ведут по вихревой теории [57],[58],[59],[60],[61],[62],[63],[64].

Для упрощения расчетов параметров воздушного винта созданы отвлеченные схемы совершенного и идеального винтов.

Совершенным называют воздушный винт, не имеющий никаких потерь. Он ввинчивается в воздух без скольжения, как в твердую гайку. К. п. д. его равен 1.

Идеальный винт имеет потери, вызываемые податливостью воздуха, который он отбрасывает. Но воздушный винт не теряет мощности на закручивание струи и на трение лопастей о воздух, так как предполагается, что он работает в идеальной жидкости, лишенной вязкости.

В последующих пунктах рассмотрены основные теории, описывающие работу воздушного винта.

1.2.1 Основные положения импульсной теории воздушного винта

Воздушный винт в этой теории рассматривается в обращенном движении: он вращается с числом оборотов n_s в секунду, но не летит вперед, а обдувается потоком воздуха, имеющим скорость, равную, но противоположную скорости полета [2].

Для изучения работы лопастей винта, на радиусе r мы будем вырезать из него элементы лопасти с помощью двух бесконечно близких цилиндрических сечений: одного с радиусом r и другого с радиусом $r+dr$. При k -лопастном винте у нас получится k таких элементов (Рис. 1.13). Эти k элементов будут развивать общую тягу dP и требовать на вращение общее окружное усилие dQ .

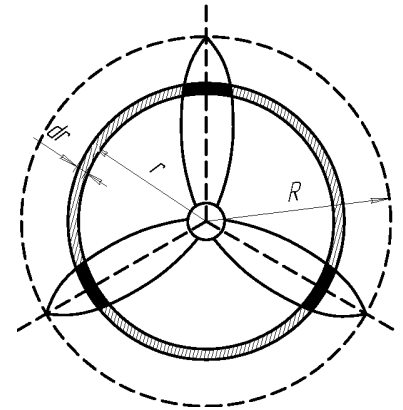


Рис. 1.13

Во время работы эти сечения будут ометать заштрихованную кольцевую площадку (Рис. 1.13) и заставят окружающий воздух протекать через это кольцо. В результате возникает элементарная кольцевая струя воздуха, имеющая, как показывают опыты, воронкообразную форму.

Первой и основной задачей излагаемой теории является нахождение скоростей течения воздуха в кольцевой струйке. Проведем три нормальных к оси винта сечения: 0, 1 и 2 (Рис. 1.14).

Сечение 0 выберем так далеко от винта, что там не будет сказываться влияние винта. Скорость набегающего потока будет там равна скорости полета V_0 , но направлена в противоположную сторону.

Сечение 1 проведем через плоскость вращения винта. В этом сечении, благодаря подсасывающему эффекту винта, скорость потока будет больше скорости потока в сечении 0. Обозначим осевую составляющую этой скорости через V_1 . Тогда можно написать:

$$V_1 = V_0 + v_1. \quad (1.16)$$

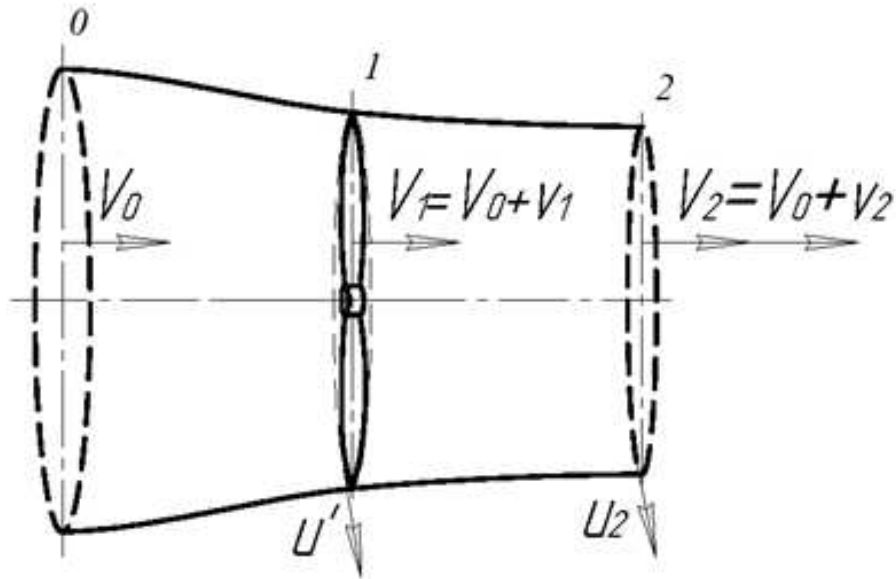


Рис. 1.14.

Скорость V_1 называется скоростью подходящего воздуха, а добавочная скорость v_1 называется скоростью подсосывания.

Кроме подсосывания, винт будет еще закручивать струю в сторону своего вращения. Обозначим скорость вращения струи в сечении 1, т.е. - скорость, перпендикулярную к оси винта и к оси лопасти, через u_1 . Заметим еще, что перед сечением 1 струя не будет вращаться, так как никаких вращательных импульсов к ней приложено не было. После же прохождения через сечение 1 струя будет вращаться со скоростью u' , так как к ней был приложен окружной импульс от силы dQ .

Сечение 2 проведем далеко за винтом, в том месте, где струя перестает сжиматься и делается цилиндрической. Осевая скорость в этом сечении будет больше, чем в сечении 1. Обозначив ее через V_2 , можем написать:

$$V_2 = V_0 + v_2. \quad (1.17)$$

Струя в этом сечении будет вращаться со скоростью u . Эта скорость в обычных условиях работы винтов близка к скорости u' .

Давление воздуха в сечении 0 равно атмосферному, так как до него не доходит влияние винта. Давление воздуха в сечении 2 также можно принять равным атмосферному, так как струйка там имеет цилиндрическую форму и разность давлений на разных радиусах может получиться там лишь за счет

центробежных сил вращающейся струи. Вследствие того, что скорость закручивания u_2 в обычных условиях работы винта очень мала, то изменением давления воздуха в сечении 2 можно во многих случаях пренебречь.

Вывод из вышеизложенного - на воздух, заключенный в воронкообразную кольцевую струйку, будут действовать по закону действия и противодействия элементарная сила тяги dP и окружное усилие dQ , взятые в обратную сторону. Воздух действует на лопасти, вызывая силы dP и dQ , а лопасти с равными, но обратно направленными силами действуют на воздух.

Напишем равенство импульса силы, действующей на воздух и обратной тяге, приросту осевой составляющей количества движения воздуха, проходящего через нашу струйку. Пусть масса воздуха, протекающего через кольцевые сечения винта в секунду, будет равна, dm . Эта масса, или точнее, массовый расход струи, будет в силу неразрывности потока одинаковым в сечениях 0, 1 и 2. Количество движения приходящего через сечение 0 воздуха будет тогда равно $dm \cdot V_0$, а количество движения, уходящего через сечение 2 воздуха, будет равно $dm \cdot V_2$. Интервал времени возьмем в одну секунду. Тогда импульс силы dP будет равен самой силе.

В этих условиях уравнение импульсов напишется в таком виде:

$$dP = dm \cdot V_2 - dm \cdot V_0 = dm \cdot (V_2 - V_0), \quad (1.18)$$

при $V_2 = V_0 + v_2$:

$$dP = dm \cdot v_2. \quad (1.19)$$

Таким образом, тяга винта равна количеству движения, соответствующего скорости отбрасывания v_2 .

Силу окружного сопротивления dQ мы вычислим по теореме о равенстве момента импульса силы приросту момента количества движения в струе. Так как до винта струя не вращается, то секунднй прирост момента количества движения будет равен $dm \cdot u'$, где u' - скорость вращения струи непосредственно за сечением 1. Беря для импульса интервал времени в одну секунду, получим:

$$rdQ = rdm \cdot u', \quad (1.20)$$

или

$$dQ = dm \cdot u'. \quad (1.21)$$

Скорость u' , соответствующая радиусу r при переходе к сечению 2, изменится, так как вследствие воронкообразной формы струи радиус струйки изменится и будет равен уже r_2 . Обозначив эту скорость через u_2 и применяя теорему о постоянстве секториальной скорости, можем написать:

$$u'r = u_2r_2. \quad (1.22)$$

У обычных винтов сжатие струи мало. Кроме того, в центре струи обычно находится фюзеляж или мотогондола, расширяющие струю. Поэтому, в обычных случаях можно с достаточной точностью считать, что $r \approx r_1$ и тогда из предыдущего выражения получим:

$$u' = u_2. \quad (1.23)$$

Теперь формула (1.21) примет вид:

$$dQ = dm \cdot u_2. \quad (1.24)$$

Напишем теперь закон сохранения энергии применительно к нашей кольцевой струйке. Работа, полученная струей в сечении 1 от лопастей винта, вызовет прирост в струйке кинетической энергии.

Полученная струей в секунду энергия будет, очевидно, равна:

$$dP \cdot V_1 + dQ \cdot u_1. \quad (1.25)$$

Пользуясь уже найденными выражениями для dP и dQ , можно полученному выражению придать такой вид:

$$dm \cdot v_2 V_1 + dm \cdot u_2 u_1. \quad (1.26)$$

Для подсчета возьмем два поперечных сечения струи: нулевое — далеко перед винтом и второе — далеко за винтом, там, где давление воздуха можно принять равным атмосферному. В нулевом сечении:

$$\frac{1}{2} dm \cdot V_0^2. \quad (1.27)$$

Во втором сечении струя будет иметь скорость W_2 , полученную векторным сложением скоростей V_2 и u_2 радиальной скорости вследствие цилиндричности струи во втором сечении не будет. Тогда мы сможем написать:

$$\frac{1}{2} dm \cdot W_2^2 = \frac{1}{2} dm \cdot V_2^2 + \frac{1}{2} dm \cdot u_2^2. \quad (1.28)$$

Пользуясь найденными выражениями (1.26) и (1.28), можно теперь написать уравнение живых сил в таком виде:

$$dm \cdot u_2 V_1 + dm \cdot u_2 u_1 = \frac{1}{2} dm (V_2^2 + u_2^2) - \frac{1}{2} dm \cdot V_0^2. \quad (1.29)$$

Сокращая это уравнение на dm и вводя обозначения $V_2 = V_0 + v_2$ и $V_1 = V_0 + v_1$, получим:

$$v_2(V_0 + v_1) + u_2 u_1 = \frac{1}{2} [(V_0 + v_2)^2 + u_2^2 - V_0^2]. \quad (1.30)$$

Раскрывая скобки, перегруппировав члены, найдем:

$$v_1 v_2 + u_1 u_2 = \frac{1}{2} (v_2^2 + u_2^2), \quad (1.31)$$

или:

$$u_2 \left(u_1 - \frac{u_2}{2} \right) = -v_2 \left(v_1 - \frac{v_2}{2} \right). \quad (1.32)$$

Полученное уравнение выражает одновременно и закон импульса и закон сохранения энергии. Оно должно всегда соблюдаться для рассматриваемой кольцевой струйки воздуха. Однако скорости v_2 и u_2 ни чем друг с другом не связаны. Для соблюдения условия (1.32) для любых значений v_2 и u_2 необходимо, чтобы выражения в скобках равнялись бы нулю, т. е.:

$$\begin{aligned} v_1 &= \frac{v_2}{2}, \\ u_1 &= \frac{u_2}{2}, \end{aligned} \quad (1.33)$$

или:

$$\begin{cases} v_2 = 2v_1 \\ u_2 = 2u_1 \end{cases} \quad (1.34)$$

Этот вывод можно сформулировать кратко так: у воздушного винта скорость отбрасывания в два раза больше скорости подсасывания и скорость вращения струи далеко за воздушным винтом в два раза больше скорости вращения в плоскости воздушного винта.

Вывод этой зависимости был основан на предположении, что давления в далеком сечении 2 сравнялись с атмосферным. На самом деле отходящая от винта струя медленно вращается и от действия центробежных сил давление воздуха в сечении 2 несколько изменяется вдоль по радиусу. Однако эта разность давлений обычно очень мала и, как показывают многочисленные лабораторные исследования винтов, ею можно вполне пренебрегать.

Соотношения (1.34) можно считать доказанными прямыми опытами по изучению струи винта. В настоящее время этим соотношением пользуются во всех теориях воздушных винтов.

1.2.2 Основные положения элементарной теории воздушного винта

Рассмотрим скорости элемента лопасти пропеллера, вращающегося со скоростью n_s об/сек. Винт засасывает и вращает воздух, сообщая ему таким образом некоторую дополнительную скорость, называемую индуктивной. Рассмотрим истинный многоугольник скоростей воздуха относительно элемента лопасти (Рис. 1.15) [48].

Вектор w означает дополнительную, вызванную винтом, индуктивную скорость подсасывания воздуха в плоскости вращения. Проекция на оси U (окружная скорость) и V (поступательная скорость) будут ее составляющими: составляющая v_l (осевая) представляет собой так называемую скорость подсасывания, а u_l (окружная) - это окружная скорость вращения струи.

Результирующая W есть истинная относительная скорость воздуха. Точно так же угол α является истинным углом атаки и угол β - истинным углом подхода струи. Разность между истинным и кажущимся углами атаки:

$$\Delta\alpha = \alpha_k - \alpha. \quad (1.35)$$

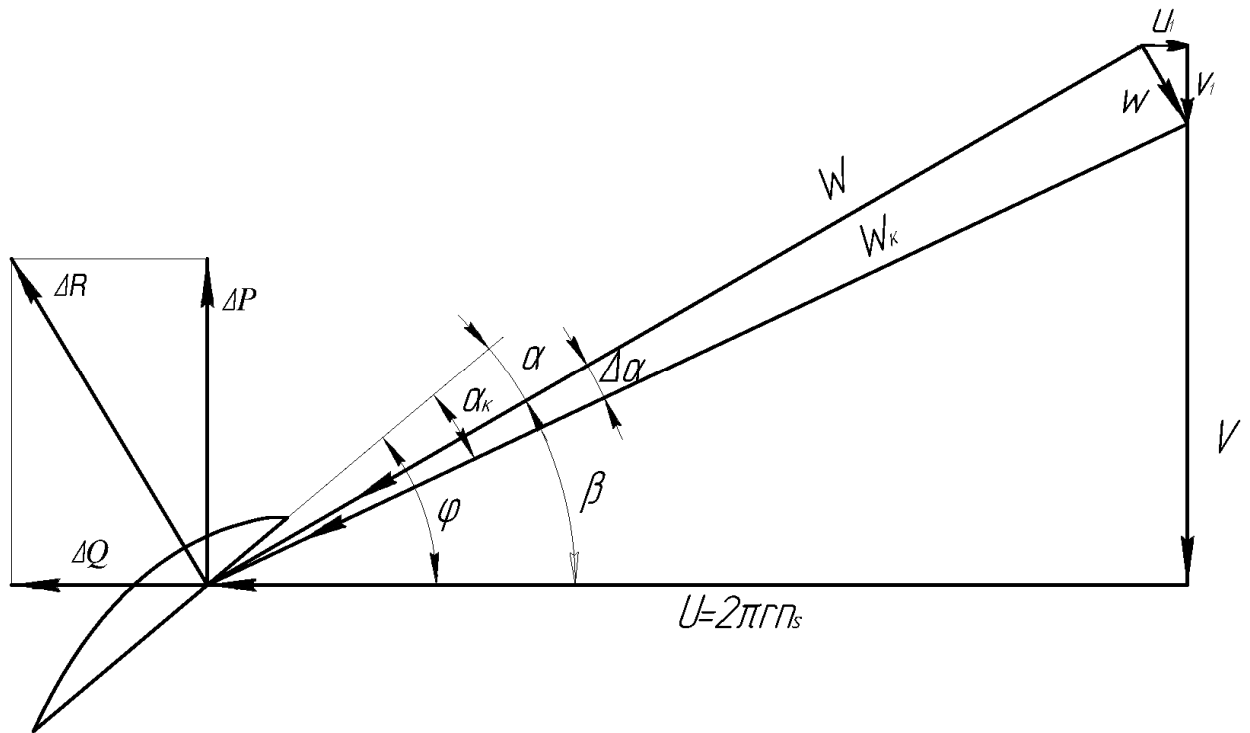


Рис. 1.15

φ – угол установки элемента лопасти,
 W_k – результирующая кажущаяся скорость,
 r – «местный» радиус лопасти.

Вырежем из лопасти элемент шириной dr (Рис. 1.13). На него будет действовать результирующая аэродинамическая сила ΔR (Рис. 1.15), выражаемая согласно общему закону сопротивления:

$$\Delta R = c_R \Delta S \frac{\rho W^2}{2}, \quad (1.36)$$

где c_R – соответствующий профилю аэродинамический коэффициент, зависящий от угла атаки, ΔS – площадь взятого элемента. Силу ΔR на две составляющие: окружную ΔQ – силу сопротивления вращению и осевую ΔP – силы тяги элемента.

Сила тяги всего воздушного винта равна сумме элементарных сил тяги по всем лопастям:

$$P = \sum \Delta P. \quad (1.37)$$

Сила ΔQ дает элементарный момент сопротивления:

$$\Delta M = \Delta Q r. \quad (1.38)$$

Момент сил сопротивления для воздушного винта будет:

$$M = \sum \Delta Q r. \quad (1.39)$$

Мощность воздушного винта как вращающегося тела равна:

$$T = M\omega = M2\pi n_s. \quad (1.40)$$

Это мощность на валу двигателя поглощаемая воздушным винтом.

Полезная мощность, отдаваемая воздушным винтом на продвижение самолета:

$$T_e = PV. \quad (1.41)$$

Коэффициент полезного действия воздушного винта:

$$\eta = \frac{PV}{T}, \quad (1.42)$$

1.2.3 Основные положения теории идеального пропеллера

Теория идеального винта, основанная на применении общих законов механики и развитая во второй XIX века английскими учеными Рэнкином и Р. Флудом в применении к судовым винтам, дает возможность установить верхний предел коэффициента полезного действия винта при тех или иных условиях его работы, а также определить продольные (осевые) скорость в его струе в зависимости от нагружения винта [59].

Эта теория исходит из общих, известных из опыта представлении о работе винта в жидкости, согласно которым форма струи обыкновенного тянущего или толкающего винта-пропеллера (в отличие от ветряков, вертолетов и других разновидностей винтов), имеет вид показанные на Рис. 1.14.

При своем вращении лопасти захватывают воздух спереди и отбрасывают его назад, в силу чего перед винтом создается пониженное давление, а за ним – повышенное давления.

Если набегающий со скоростью V_0 поток направлен на винт спереди, точно в направлении оси винта или под пренебрежительно малым углом к ней, то эта скорость будет непрерывно нарастать по мере приближения к

плоскости вращения винта, где она примет значение $V_1 = V_0 + v_1$ и далее до тех пор, пока она не примет максимального значения $V_2 = V_0 + v_2$ на некотором небольшом расстоянии за винтом.

Струя, имеющая перед винтом форму цилиндра, постепенно сужается по мере увеличения скорости и за винтом снова становится цилиндрической, но уже меньшего диаметра.

Дополнительные осевые скорости, сообщаемые винтом проходящей через него жидкости, называется v_1 – скоростью подсосывания, v_2 – скорость отбрасывания.

Тяга винта создается благодаря сообщению этих дополнительных скоростей массам жидкости, протекающим через винт (реакция жидкости).

Таким образом, при работе винта мы всегда имеем дело с потерями энергии, которые называются «осевыми» потерями, так как связаны с возникновением дополнительных осевых скоростей.

В данной теории не рассматриваются потери за счет закручивания струи вращающимися лопастями («окружные» потери) и потери вследствие трения лопастей о жидкость («механические» потери). Поэтому рассматриваемый винт принято называть «идеальным».

Дополнительные осевые скорости в струе винта меняются вдоль диаметра струи, однако в силу малой величины этого изменения в первом приближении принято считать эти скорости одинаковыми во всех точках данного сечения струи и равными их средними значениями по сечению.

В этих условиях, прилагая закон количества движения к массе жидкости $\rho F V_1$, протекающей за одну секунду через площадь F , ометаемую винтом, импульс силы, взятый за одну секунду и равный самой силе тяги P_i , приравнивается к полному изменению количества движения указанной секундной массы, т.е. написать:

$$P_i = \rho F V_1 (V_2 - V_0), \quad (1.43)$$

при:

$$V_1 = V_0 + v_1; V_2 = V_0 + v_2. \quad (1.44)$$

или, иначе:

$$P_i = \rho F(V_0 + v_1)v_2, \quad (1.45)$$

С другой стороны, мощность, затраченная винтом на сообщение дополнительной кинетической энергии секундной массе жидкости, протекающей через винт, по закону сохранения энергии равна:

$$T_i = \frac{\rho F V_1}{2} (V_2^2 - V_0^2), \quad (1.46)$$

или:

$$T_i = \frac{\rho F V_1}{2} (2V_0 v_2 + v_2^2), \quad (1.47)$$

Полезная мощность, отдаваемая винтом в виде секундной работы силы тяги, равна произведению тяги P_i на скорость относительного перемещения винта в жидкости V_0 .

Коэффициент полезного действия идеального винта – это отношение полезной мощности $P_i V_0$ к мощности, затрачиваемой на винте, т.е.

$$\eta_i = \frac{P_i V_0}{T_i} = \frac{2V_0}{2V_0 + v_2} = \frac{1}{1 + \frac{v_2}{2V_0}}, \quad (1.48)$$

Таким образом, коэффициент полезного действия идеального пропеллера зависит только от отношения $\frac{v_2}{V_0}$ скорости отбрасывания к скорости набегающего потока.

Мощность, затрачиваемая винтом, т.е. передаваемая винтом жидкости, проходящей через ометаемую им площадь:

$$T_i = P_i V_i, \quad (1.49)$$

Приравняв (1.49) к (1.46) и заменив тягу P_i по (1.43):

$$\rho F V_1^2 (V_2 - V_0) = \frac{\rho F V_1}{2} (V_2^2 - V_0^2), \quad (1.50)$$

или после сокращения:

$$V_1 = \frac{1}{2} (V_2 + V_0), \quad (1.51)$$

что при (1.44):

$$2v_1 = v_2 \quad (1.52)$$

или

$$v_1 = \frac{v_2}{2}. \quad (1.53)$$

Зависимость (1.52) носит название теоремы Фруда-Финстервальдера и формулируется: скорость подсосывания равна половине скорости отбрасывания.

Учитывая (1.41), можно получить:

$$P_i = 2\rho F v_1 (V_0 + v_1), \quad (1.54)$$

$$T_i = 2\rho F v_1 (V_0 + v_1)^2, \quad (1.55)$$

$$\eta_i = \frac{1}{1 + \frac{v_1}{V_0}}. \quad (1.56)$$

Формулы (1.54-1.56) позволяют определить тягу, мощность, и к.п.д. идеального пропеллера, если известна скорость подсосывания. Измерения этой скорости для некоторого винта при тех или иных условиях его работы и независимое от этого определение тяги и мощности показывают, что значение тяги винта, полученное по (1.54) оказывается очень близкой к измеренному значению тяги, а значение мощности из (1.55) всегда меньше измеренного значения мощности (в среднем на 10-15%).

Соответственно к.п.д. реального винта оказывается меньше, чем η_i , так как теория идеального пропеллера не учитывает все потери энергии на винте.

Коэффициентом нагрузки на ометаемую площадь принято называть:

$$B = \frac{P}{\frac{\rho V_0^2}{2} F}. \quad (1.57)$$

Разделив обе части формулы (1.54) на $\frac{\rho V_0^2}{2}$:

$$B = 4 \frac{v_1}{V_0} \left(1 + \frac{v_1}{V_0}\right). \quad (1.58)$$

Перенеся все в правую часть:

$$\left(\frac{v_1}{V_0}\right)^2 + \frac{v_1}{V_0} - \frac{B}{4} = 0. \quad (1.59)$$

Получили квадратное уравнение относительно $\frac{v_1}{V_0}$, решение которого:

$$\frac{v_1}{V_0} = \frac{\sqrt{1+B}-1}{2}. \quad (1.60)$$

Решение уравнения (1.59) с минусом перед корнем приводит к отрицательной скорости v_j , что не соответствует действительности. Формула (1.60) позволяет при заданном B определить скорость подсосывания, а вместе с ней и все остальные скорости в струе, а также к.п.д. воздушного винта.

1.2.4 Основные положения вихревой теории воздушного винта

Аналогия между лопастью и крылом дает основание применять метод замены лопасти системой вихрей, который с успехом используется в вихревой теории крыла (теория индуктивного сопротивления). В основе обеих теорий, как теории воздушного винта, так и теории крыла лежит идея о «присоединенном» вихре, предложенная Жуковским, как известно, еще в 1906 г. [66]

1.2.4.1 Определение циркуляции по теореме Жуковского

Для дальнейших выводов следует показать основные положения теоремы Жуковского [67]. Рассмотрим отрезок крыла бесконечного размаха длиной, равной единице. Крыло находится в потоке идеального несжимаемого газа, имеющего невозмущенную скорость V_∞ и направленного вдоль оси x . Опишем вокруг крыла контрольную поверхность в виде бесконечно длинного цилиндра с радиусом больше хорды крыла. Рассмотрим отрезок единичной длины этого цилиндра. На объем газа, ограниченного снаружи цилиндром радиуса R , а изнутри крылом, действуют силы: вызванные изменением количества движения при протекании газа через контрольную поверхность — N_j ; давления на поверхность цилиндра — N_p ; реакции крыла — N . Система находится в равновесии, поэтому проекция всех сил на любую ось должна равняться нулю. Спроектируем силы на ось y :

$$Y_j + Y_p + Y_a = 0 \quad (1.61)$$

или:

$$-Y_a = Y_j + Y_p \quad (1.62)$$

где Y_a — это воздействие крыла на поток; обратное воздействие потока на крыло, т. е. *подъемная сила*, равна $+Y_a$. Тогда:

$$Y_a = Y_j + Y_p \quad (1.63)$$

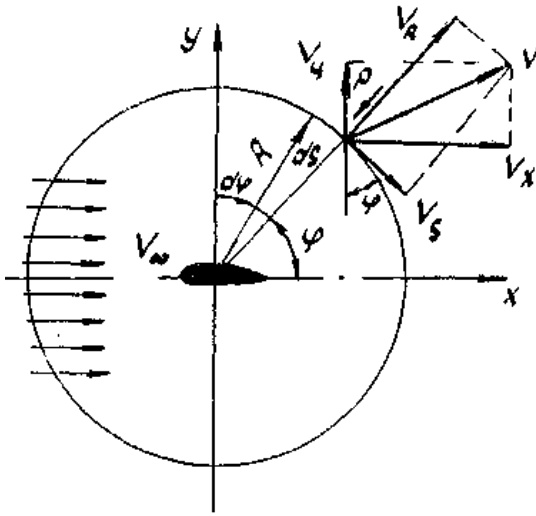


Рис. 1.16

Теперь рассмотрим элемент ds контрольной поверхности (рис. 1.16), Через него протекает за время dt масса $dm = \rho V_R ds \times 1$. Приращение количества движения вдоль оси y :

$$V_y dm = \rho V_R V_y ds \quad (1.64)$$

Через всю поверхность:

$$\int_S V_y dm = \int_S \rho V_R V_y ds \quad (1.65)$$

Согласно теореме импульсов:

$$Y_j = - \int_S \rho V_R V_y ds \quad (1.66)$$

Проекция силы давления Y_p определяется:

$$Y_p = - \int_S (p - p_\infty) \sin \varphi ds \quad (1.67)$$

Подставляя (1.65), (1.66) в (1.62), получим:

$$Y_a = - \int_S \rho V_R V_y ds - \int_S (p - p_\infty) \sin \varphi ds \quad (1.68)$$

Из уравнения Бернулли можно получить соотношение:

$$(p - p_\infty) = \frac{\rho V_\infty^2}{2} \left(1 - \frac{V^2}{V_\infty^2} \right). \quad (1.69)$$

С учетом которого формула (1.68) преобразуется к виду

$$Y_a = - \int_S \rho V_R V_y ds - \frac{\rho V_\infty^2}{2} \int_S \left(1 - \frac{V^2}{V_\infty^2} \right) \sin \varphi ds \quad (1.70)$$

Крыло вносит в поток возмущения, и скорости на элементе ds можно представить в виде $V_x = V_\infty + v_x$; $V_y = v_y$, где v_x и v_y - скорости, вызванные присутствием крыла.

Так как радиус R контрольной поверхности достаточно велик, то возмущение, вносимое крылом, мало, и индуцированные скорости v_x и v_y также малы по сравнению V_∞ . Тогда:

$$\begin{aligned} V^2 &= V_x^2 + V_y^2 = V_\infty^2 + 2V_\infty v_x + v_x^2 + v_y^2 \approx V_\infty^2 + 2V_\infty v_x \\ V_R &= V_x \cos \varphi + V_y \sin \varphi = V_\infty \cos \varphi + v_x \cos \varphi + v_y \sin \varphi \end{aligned} \quad , \quad (1.71)$$

Подставляя выражения для V^2 и V_R в формулу (1.70) и отбрасывая величины второго порядка малости, получим для каждого слагаемого:

$$\begin{aligned} -\int_S \rho V_R V_y ds &= -\int_S \rho v_y [V_\infty \cos \varphi + v_x \cos \varphi + v_y \sin \varphi] ds \approx -\rho V_\infty \int_S v_y \cos \varphi ds \\ &\quad - \frac{\rho V_\infty^2}{2} \int_S \left(1 - \frac{V^2}{V_\infty^2}\right) \sin \varphi ds = -\rho \frac{V_\infty^2}{2} \int_S \left[1 - \frac{V_\infty^2 + 2V_\infty v_x}{V_\infty^2}\right] \sin \varphi ds \end{aligned} \quad , \quad (1.72)$$

Тогда формула (1.70) для подъемной силы Y_a примет вид:

$$Y_a = -\rho V_\infty \int_S v_y \cos \varphi ds + \rho V_\infty \int_S v_x \sin \varphi ds = \rho V_\infty \int_S (v_x \sin \varphi - v_y \cos \varphi) ds, \quad (1.73)$$

Из математики определим циркуляцию скорости по контуру радиуса R :

$$\Gamma = \int_S V_s ds, \quad (1.74)$$

где V_s легко определяется из построений Рис. 1.16:

$$V_s = V_x \sin \varphi - V_y \cos \varphi = V_\infty \sin \varphi + v_x \sin \varphi - v_y \cos \varphi \quad (1.75)$$

Тогда выражение циркуляции будет иметь вид:

$$\Gamma = \oint_S (V_\infty \sin \varphi + v_x \sin \varphi - v_y \cos \varphi) ds = V_\infty \oint_S \sin \varphi ds + \oint_S (v_x \sin \varphi - v_y \cos \varphi) ds \quad (1.76)$$

Учитывая, что $ds = R d\varphi$, получим $\oint_S \sin \varphi ds = R \int_0^{2\pi} \sin \varphi d\varphi = 0$.

Окончательно:

$$\Gamma = \oint_S (v_x \sin \varphi - v_y \cos \varphi) ds \quad (1.77)$$

Сравнение формул (1.76) и (1.77) дает итоговую формулу Жуковского (1905г.)

$$Y_a = \rho V_\infty \Gamma \quad (1.78)$$

Теорема Жуковского. Подъемная сила крыла бесконечного размаха равна произведению плотности газа (жидкости), скорости набегающего потока,

циркуляции и длины выделенного отрезка крыла. Направление действия подъемной силы получается поворотом вектора скорости потока на прямой угол против циркуляции. Теорема Жуковского определяет связь между циркуляцией и аэродинамическими характеристиками крыла (лопасти), необходимую для дальнейших выводов.

1.2.4.2 Взаимодействие воздушного винта с воздушной струей

В вихревой теории воздушного винта движение жидкости рассматривается в осях координат, связанных с воздушным винтом и вращающихся вместе с ним ([29]). Это равносильно наложению на поток, набегающий на воздушный винт, вращательного, движения в сторону, обратную вращению воздушного винта. Такое относительное движение удобно рассматривать потому, что оно является установившимся.

При замене каждой лопасти воздушного винта присоединенным вихрем, необходимо учитывать, что согласно теореме Гельмгольца вихри не могут обрываться на конце лопасти и должны продолжаться в виде свободных вихрей аналогично как у крыла. Так как лопасть воздушного винта одновременно совершает поступательное и вращательное движение, то продолжающиеся за лопастью «свободные» вихри должны иметь вид соленоидов, т. е. винтовых спиралей. Форма спиральных вихрей подтверждается опытами, произведенные с винтами в воде (Флам, 1910 г.).

При исследовании взаимодействия воздушного винта и воздушной среды, необходимо, в первую очередь, рассмотреть, какие дополнительные скорости вызывают („индуцируют“) как присоединенные, так и свободные вихри в потоке, обтекающем воздушный винт. Эта задача была упрощена Жуковским:

- во-первых, рассматривается воздушный винт с постоянной циркуляцией вдоль лопасти;
- во-вторых, вычисляются не истинные скорости, индуцированные в любой точке струи воздушного винта, а осредненные по окружности

скорости. При этом эти скорости будут соответствовать действительными только в том случае, если бы воздушный винт имел бесчисленное количество лопастей, сплошь, заполняющих диск воздушного винта. Свободные вихри, сбегаящие с конца каждой лопасти, образовали бы в этом случае сплошную вихревую цилиндрическую поверхность за воздушным винтом. В этом случае нет необходимости рассматривать действие каждого спирального вихря в отдельности, так как можно рассматривать индукцию всего вихревого цилиндра в целом. Вдоль оси воздушного винта вихри, сходящие со всех лопастей, должны, по Жуковскому, образовывать прямолинейный вихревой жгут, являющийся осью цилиндра.

Теория Жуковского впоследствии была обобщена Ветчинкиным, который также рассматривал осредненную по окружности индукцию воздушного винта (воздушный винт с бесконечно большим числом лопастей). В отличие от Жуковского, Ветчинкин полагал, что циркуляция вдоль лопасти не остается постоянной, а меняется, т.е. свободные вихри сбегают не только с концов лопастей, но и по всей их длине, образуя вихревую пелену в виде винтовой поверхности. В этом случае за воздушным винтом должен образовываться сплошной вихревой цилиндр, т. е. как бы один сплошной вихрь с диаметром поперечного сечения, равным диаметру струи воздушного винта. Однако, интенсивность („плотность“) завихрения внутри этого вихря должна считаться переменной вдоль диаметра его поперечного сечения.

Пользуясь вихревой теорией воздушного винта по Жуковскому или по Ветчинкину, оказалось возможным получить простые формулы для скоростей, индуцированных винтом, на основе которых строился в дальнейшем весь расчет воздушного винта.

Однако сопоставление проделанных таким путем расчетов с экспериментами показало, как и следовало ожидать, что теория винта с бесконечно большим числом лопастей («дисковая» теория) дает завышенные значения коэффициентов тяги и мощности, а также к. п. д. воздушного винта.

Это объясняется тем, что суммарная индуцированная скорость w по этой теории оказывается меньше истинной на концевой части лопасти, т. е. именно там, где возникают основные силы, действующие на лопасть. За счет преуменьшения индуцированной скорости преувеличивается угол атаки и преуменьшаются потери на воздушном винте, что и вызывает вышеуказанный эффект роста тяги, мощности и к. п. д. воздушного винта.

С ростом шага и поступи воздушных винтов эта погрешность становится еще больше. Провести уточнение параметров воздушного винта позволяет переход к теории винта с конечным числом лопастей («лопастная» теория).

Попытки создания такой теории, равно как и попытки хотя бы косвенно ввести поправки на конечное число лопастей, были сделаны уже довольно давно, однако они не получили практического развития. Причинами стали значительная расчетная сложности новой теории и относительно небольшой погрешности, которую давали старые теории Жуковского, Ветчинкина и Глауэрта для воздушных винтов того времени. Впоследствии удалось преодолеть целый ряд как принципиальных математических, так и чисто расчетных трудностей на пути к применению новой «лопастной» теории воздушного винта.

1.2.4.3 Скорости, индуцируемые вихрями воздушного винта

Как известно из теоретической аэрогидродинамики, скорость в некоторой точке A , индуцируемая элементом dl , выделенным из произвольного криволинейного вихря (Рис 1.17), вычисляется по формуле Био-Савара:

$$dw = \frac{\Gamma}{4\pi\rho^2} \sin\varphi \cdot dl \quad (1.79)$$

где Γ - циркуляция вихря, ρ - расстояние от элемента до точки A , φ - угол между осью вихревого элемента и радиусом-вектором ρ .

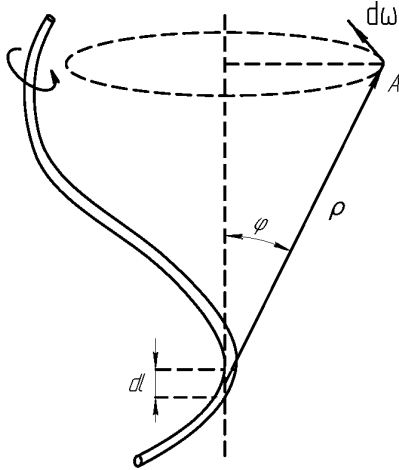


Рис. 1.17

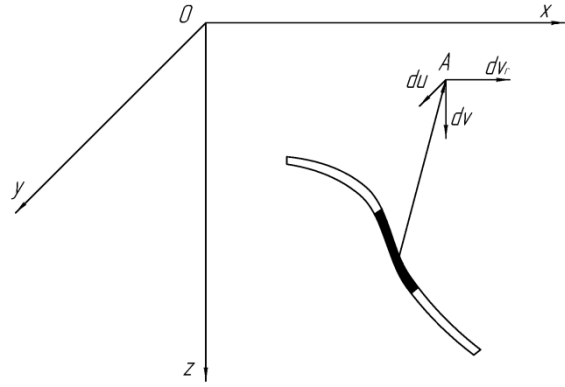


Рис. 1.18

При этом скорость dw лежит в плоскости, перпендикулярной оси вихревого элемента, перпендикулярна радиусу-вектору и направлена в сторону вращения вихря.

Получим проекции скорости dw на три взаимноперпендикулярные направления, взятые в произвольной точке струи воздушного винта: осевое, тангенциальное (касательное к окружности, описываемой каким-либо сечением лопасти) и радиальное. Расположим прямоугольную систему координат (Рис. 1.18): с осью x , параллельной радиальному, осью y - тангенциальному (окружному) и осью z - осевому направлению, мы получим следующие формулы для проекций скорости dw :

$$\begin{cases} dw_x = dv_r = \frac{\Gamma}{4\pi\rho^3} (dy \cdot \rho_z - dz \cdot \rho_y) \\ dw_y = du = \frac{\Gamma}{4\pi\rho^3} (dz \cdot \rho_x - dx \cdot \rho_z), \\ dw_z = dv = \frac{\Gamma}{4\pi\rho^3} (dx \cdot \rho_y - dy \cdot \rho_x) \end{cases} \quad (1.80)$$

где dx, dy, dz - представляют собой проекции вихревого элемента dl , а ρ_x, ρ_y, ρ_z - проекции радиуса-вектора.

Эти формулы можно получить через векторное произведение $[\bar{dl} \times \bar{d\rho}]$.

1.2.4.4 Основные положения теории Жуковского-Ветчинкина

Н.Е. Жуковский в своей вихревой теории воздушного винта допустил, что винтовые вихри, сходящиеся с лопастей, образуют сплошной вихревой цилиндр за воздушным винтом. Это допущение справедливо только при бесконечно большом числе лопастей, образующих сплошной диск. Однако при определении осредненных по окружности индуцированных скоростей, то вихревую схему воздушного винта с бесконечно большим числом лопастей можно применить к воздушному винту с любым (конечным) числом лопастей.

Примем, что на некотором произвольном радиусе r по всей окружности этого радиуса сбегают вихри, которые все вместе образуют вихревую цилиндрическую пелену. Определим осевую и окружную скорости dv и du , индуцируемые этой пеленой в некоторой точке A диска воздушного винта, находящейся на расстоянии r' от оси (Рис. 1.19).

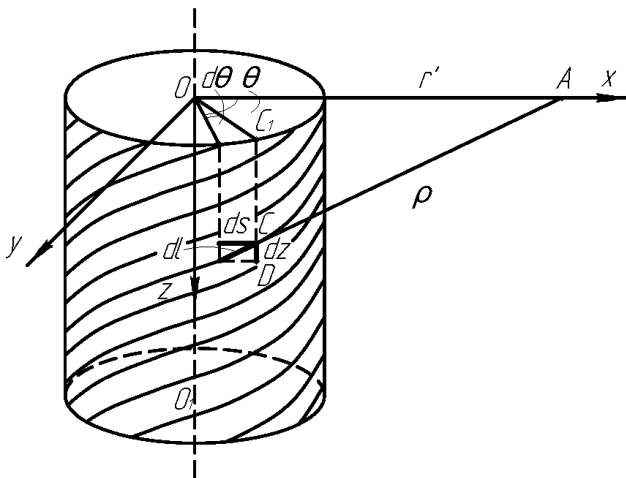


Рис. 1.19

Рассмотрим элемент одного из вихревых винтовых шнуров dl . Его действие на окружающий поток воздуха эквивалентно действию других двух взаимно перпендикулярных элементарных вихрей, которые можно рассматривать, как составляющие элемента dl . Один из них является

элементом окружности ds , другой dz - направлен вдоль образующей. Поступая аналогичным образом со всеми другими вихрями цилиндрической пелены, можно представить ее состоящей из двух наложенных друг на друга систем вихрей:

- 1) кольцевых вихрей радиуса r ;
- 2) прямолинейных вихрей, направленных вдоль образующих цилиндра.

Каждая из этих систем образует сплошную вихревую плену, покрывающую весь цилиндр. Следует иметь в виду, что верхнее основание цилиндра, составляющее часть диска воздушного винта, также должно рассматриваться покрытым системой радиальных «присоединенных» вихрей, соответствующих бесконечному количеству лопастей воздушного винта. У воздушного винта с постоянной циркуляцией вдоль лопасти, собираясь в точке O , эти вихри образуют один вихревой жгут, идущий вдоль оси цилиндра OO_1 . Необходимость введения этого вихревого жгута обусловлена тем, что, как известно из опыта, циркуляция Γ на каждой из лопастей вблизи оси воздушного винта круто падает до нуля, а это значит, что здесь с лопасти должен сходиться мощный вихрь, уносящий потерянную ею циркуляцию. У воздушного винта с переменной циркуляцией вдоль лопасти, обособленный вихревой жгут на оси винта - отсутствует.

1.2.4.5 Осевая индуцированная скорость в плоскости винта

В дальнейшем рассматривается, как более общий, случай воздушного винта с переменной циркуляцией.

Вычислим сначала осевую индуцированную скорость dv . Суммарная циркуляция, которая сходится со всех i лопастей воздушного винта по окружности радиуса r , равна $i \cdot d\Gamma = i \cdot \frac{\partial \Gamma}{\partial r} dr$. На долю элементарного отрезка вихря dl из этой величины придется $id\Gamma \frac{d\theta}{2\pi}$, т.е. - часть, пропорциональная углу $d\theta$, который соответствует элементу dl .

Система вихрей, расположенных вдоль образующих цилиндра, не дает скорости в осевом направлении, так как прямолинейные вихри индуцируют скорости только в плоскостях, перпендикулярных осям вихрей. Радиальные «присоединенные» вихри, расположенные в основании цилиндра, как увидим ниже, также не дают осевой скорости. Поэтому необходимо определить осевую скорость, вызванную только кольцевыми вихрями. Пользуясь третьей

из формул (1.80), мы получим осевую скорость, индуцируемую элементом кольца ds цилиндрического вихревого слоя радиуса r :

$$dw_z = \frac{i \cdot d\Gamma \cdot d\theta}{2\pi} \cdot \frac{1}{4\pi\rho^3} (dx \cdot \rho_y - dy \cdot \rho_x) \quad (1.81)$$

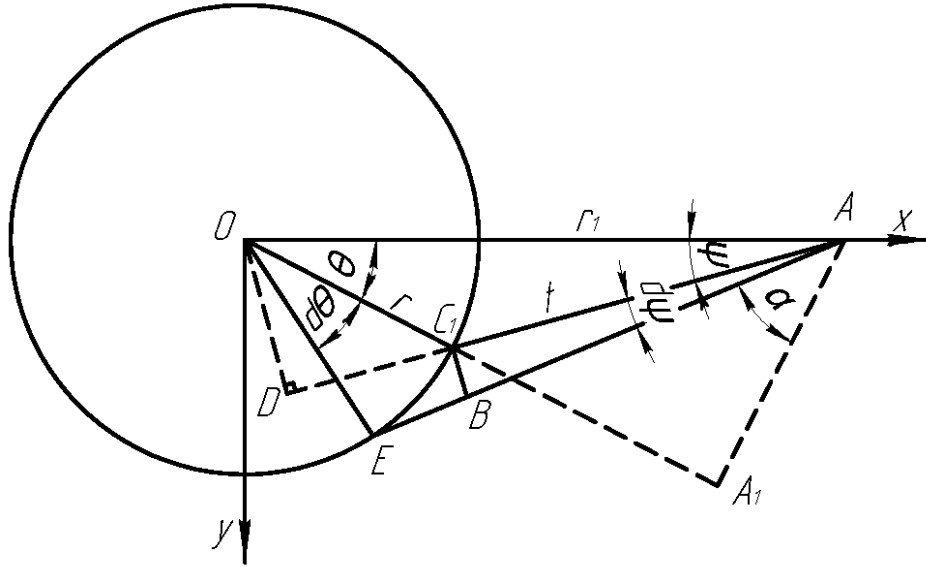


Рис. 1.20

Из Рис. 1.19 и 1.20:

$$\begin{aligned} dx &= -ds \cdot \sin\theta, \\ dy &= ds \cdot \cos\theta, \\ \rho_x &= r_1 - r \cdot \cos\theta, \\ \rho_y &= -r \cdot \sin\theta, \\ \rho &= \sqrt{t^2 + z^2}, \\ ds &= dz \cdot \operatorname{ctg}\beta. \end{aligned}$$

Подставляя в (1.81), получим:

$$dw_z = \frac{i \cdot d\Gamma}{8\pi^2} \cdot \frac{r - r_1 \cdot \cos\theta}{(t^2 + z^2)^{3/2}} dz \cdot d\theta \cdot \operatorname{ctg}\beta. \quad (1.82)$$

Осевая скорость, индуцируемая всей системой элементарных свободных вихрей, сбегающих на радиусе r , получится путем двойного интегрирования, сначала по z в пределах от 0 до ∞ затем по θ в пределах от 0 до 2π . При этом:

$$\int_0^{\infty} \frac{dz}{(t^2 + z^2)^{3/2}} = \frac{1}{t^2}. \quad (1.83)$$

Таким образом:

$$dv_1 = \frac{i \cdot d\Gamma}{8\pi^2} \cdot ctg\beta \cdot \int_0^{2\pi} \frac{r - r_1 \cdot \cos\theta}{t^2} d\theta. \quad (1.84)$$

Это выражение может быть упрощено. Из Рис. 1.20:

$$\begin{aligned} r_1 \cdot \cos\theta - r &= t \cdot \sin\alpha, \\ t \cdot d\psi &= r \cdot d\theta \cdot \sin\alpha, \end{aligned}$$

и:

$$dv_1 = -\frac{i \cdot d\Gamma}{8\pi^2 r} \cdot ctg\beta \cdot \int_{\psi_n}^{\psi_k} d\psi. \quad (1.85)$$

Если $r_1 > r$, т. е. точка A лежит вне вихревого цилиндра, то $\psi_n = \psi_k$ и $v_1 = 0$. Если же $r_1 < r$ и, следовательно, точка A лежит внутри цилиндра, то при изменении θ от 0 до 2π угол ψ , под которым проекция вихревого элемента ds видна из точки A , меняется также от 0 до 2π кроме того $r_1 \cdot \cos\theta - r > 0$:

$$dv_1 = -\frac{i \cdot d\Gamma}{8\pi^2 r} \cdot ctg\beta \cdot \int_0^{2\pi} d\psi = \frac{i \cdot ctg\beta}{4\pi r} \cdot \frac{\partial\Gamma}{\partial r} dr. \quad (1.86)$$

Для того, чтобы найти полную осевую скорость, индуцируемую всеми свободными вихрями, заполняющими цилиндрическую струю воздушного винта, необходимо, очевидно, проинтегрировать это выражение по r от 0 до r_1 . Тогда:

$$dv_1 = \frac{i}{4\pi} \cdot \int_0^{r_1} \frac{ctg\beta}{r} \cdot \frac{\partial\Gamma}{\partial r} dr. \quad (1.87)$$

Следует, однако, иметь в виду, что угол притекания струи β , определяющий наклон свободных вихрей к образующим цилиндра, зависит от соотношения окружной и осевой скоростей:

$$ctg\beta = \frac{U_1}{V_1} = \frac{\omega_0 r - u_1}{V_0 + v_1}, \quad (1.88)$$

Таким образом, формула (1.87) содержит в правой части искомые скорости v_1 и u_1 под знаком интеграла и является интегральным уравнением, которое не может быть разрешено обычными методами. Эту трудность можно обойти путем рассмотрения элементарного выражения осевой скорости dv_2 далеко за воздушным винтом. Пренебрегая влиянием сужения вихревого цилиндра на индуктивные осевые скорости, мы должны для

вывода формулы dv_2 интегрировать формулу (1.822) по z в пределах не от 0 до ∞ , как это делалось выше, а от $-\infty$ до $+\infty$, отчего правая часть формул (1.84) и (1.86), очевидно, удвоится. В остальном, выражение осевой скорости остается без изменения. Таким образом:

$$dv_2 = 2dv_1 = \frac{i \cdot ctg\beta}{2\pi r} \cdot \frac{\partial \Gamma}{\partial r} dr, \quad (1.89)$$

Дальнейшие преобразования этой формулы требуют предварительно вывести формулу окружной индуктивной скорости. После вывода получим:

- для точек, расположенных в плоскости воздушного винта: $u_1 = 0$;
- для точек, расположенных перед плоскостью воздушного винта: $u' = u_1 = 0$;
- для точек, расположенных за воздушным винтом: $u'' = u_1 + \frac{i\Gamma}{4\pi r_1}$.

Таким образом, в плоскости воздушного винта происходит скачкообразное изменение окружных скоростей.

1.2.4.6 Основное уравнение вихревой теории винта

Выше была выведена формула (1.89) для осевой индуктивной скорости далеко за винтом, причем указывалось, что $ctg\beta$, входящий в эту формулу, должен определяться с учетом влияния скоростей u и v на величину угла притекания струи β .

Далеко за винтом котангенс этого угла может быть представлен следующим образом:

$$ctg\beta_2 = \frac{U - u_2}{V_0 + v_2}, \quad (1.90)$$

Можно переписать формулу для окружной скорости так:

$$dv_2 = \frac{i}{2\pi} \cdot \frac{\partial \Gamma}{\partial r} \cdot \frac{\omega_0 r - \frac{i\Gamma}{2\pi r}}{V_0 + v_2} \cdot \frac{dr}{r}, \quad (1.91)$$

Откуда:

$$(V_0 + v_2)dv_2 = \frac{i\omega_0}{2\pi} \cdot \frac{\partial \Gamma}{\partial r} dr - \frac{i^2}{4\pi^2} \cdot \frac{\Gamma}{r^2} \cdot \frac{\partial \Gamma}{\partial r} dr. \quad (1.92)$$

Переменную часть второго члена правой части уравнения можно представить:

$$\frac{\Gamma}{r^2} \cdot \frac{\partial \Gamma}{\partial r} dr = \frac{1}{2} \cdot \frac{\partial}{\partial r} \cdot \left(\frac{\Gamma^2}{r^2} \right) dr + \frac{\Gamma^2}{r^3} dr, \quad (1.93)$$

Подставляя в уравнение (1.92):

$$(V_0 + v_2)dv_2 = \frac{i\omega_0}{2\pi} \cdot \frac{\partial \Gamma}{\partial r} dr - \frac{1}{2} \cdot \frac{\partial}{\partial r} \left(\frac{i\Gamma}{2\pi r} \right)^2 dr - \left(\frac{i\Gamma}{2\pi} \right)^2 \frac{dr}{r^3}. \quad (1.94)$$

Для определения скорости в точке, находящейся на расстоянии r_2 от оси струи воздушного винта, необходимо проинтегрировать уравнение (1.94) в пределах от $r = R_2$, т.е. от границы струи винта, где скорость $v_2 = 0$, до $r = r_2$, где $v_2 = v_2(r_2)$. Интегрирование при $r < r_2$ не имеет смысла, так как внутренняя по отношению к точке $r = r_2$, цилиндрическая вихревая пелена, как мы видели, не создает осевой скорости.

Таким образом:

$$v_2 \left(V_0 + \frac{v_2}{2} \right) = \frac{i\omega_0}{2\pi} \Gamma - \frac{1}{2} \left(\frac{i\Gamma}{2\pi r_2} \right)^2 - \int_{R_2}^{r_2} \left(\frac{i\Gamma}{2\pi} \right)^2 \cdot \frac{dr}{r^3}. \quad (1.95)$$

Разделив все члены уравнения (1.95) на 2 и полагая $\frac{v_2}{2} = v_1$, получим основное уравнение, связывающее осевую скорость в плоскости воздушного винта и циркуляцию вокруг лопасти на данном радиусе:

$$v_1(V_0 + v_1) = \frac{i\Gamma}{4\pi} \omega_0 - \left(\frac{i\Gamma}{4\pi r_2} \right)^2 + 2 \int_{r_2}^{R_2} \left(\frac{i\Gamma}{4\pi} \right)^2 \cdot \frac{dr}{r^3}. \quad (1.96)$$

Для упрощения расчетов отбрасывают два члена уравнения (1.96), зависящих от Γ^2 и представляющие собой величины второго порядка малости:

$$v_1(V_0 + v_1) \cong \frac{i\Gamma}{4\pi} \omega_0 \quad (1.97)$$

Это уравнение ничем не отличается от уравнения в струйной теории воздушного винта.

1.2.4.7 Основные формулы теории воздушного винта в безразмерном виде

Таблица 1

Безразмерная осевая скорость воздушного винта	$\bar{V}_0 = \frac{V_0}{\omega_0 R} = \frac{\lambda}{\pi}$
Безразмерная окружная скорость перед воздушным винтом	$\bar{U}_0 = \frac{U_0}{\omega_0 R} = \frac{\omega_0 r}{\omega_0 R} = \bar{r}$
Безразмерная сила тяги воздушного винта	$\bar{P} = \frac{P}{2\pi\rho\omega_0^2 R^4} = \frac{2}{\pi^3}\alpha$
Безразмерная мощность воздушного винта	$\bar{T} = \frac{T}{2\pi\rho\omega_0^3 R^5} = \frac{2}{\pi^4}\beta$
Безразмерная хорда лопасти воздушного винта	$\bar{b} = \frac{ib}{4\pi R}$
Безразмерная циркуляция	$\bar{\Gamma} = \frac{i\Gamma}{4\pi\omega_0 R^2}$
Безразмерная индуктивная окружная скорость	$\bar{u}_1 = \frac{\bar{\Gamma}}{\bar{r}_1}$
Безразмерная окружная скорость в плоскости воздушного винта	$\bar{U}_1 = \bar{r}_1 - \frac{\bar{\Gamma}}{\bar{r}_1}$
Безразмерная циркуляция (по теории крыла)	$\bar{\Gamma} = \frac{C_y \bar{b} \bar{W}_1}{2}$
Полная безразмерная тяга воздушного винта	$\bar{P} = 2 \cdot \int_{\xi}^1 \bar{\Gamma} (\bar{U}_1 - \mu \bar{V}_1) d\bar{r}_1$
Производная коэффициента тяги воздушного винта	$\alpha' = \pi^3 \bar{\Gamma} (\bar{U}_1 - \mu \bar{V}_1)$
Полная потребная безразмерная мощность воздушного винта	$\bar{T} = 2 \cdot \int_{\xi}^1 \bar{\Gamma} \bar{r}_1 (\bar{V}_1 + \mu \bar{U}_1) d\bar{r}_1$

Производная коэффициента мощности воздушного винта	$\beta' = \pi^4 \bar{\Gamma} \bar{r}_1 (\bar{V}_1 + \mu \bar{U}_1)$
Аксиальный к.п.д. по вихревой теории	$\eta_a = \frac{\bar{V}_0}{\bar{V}_1} = \frac{2}{1 + \sqrt{1 + \frac{4\pi^2}{\lambda^2} \bar{\Gamma}}}$
Полная безразмерная тяга воздушного винта типа НЕЖ	$\bar{P}_N = \bar{\Gamma}$

1.2.4.8 Задача о наивыгоднейшем распределении циркуляции вдоль лопасти воздушного винта

Расчет лопасти воздушного винта по вихревой теории требует задания распределения циркуляции по длине лопасти. При этом возникает вопрос, какое распределение $\Gamma(r)$ следует признать наилучшим.

Наивыгоднейшим распределением циркуляции следует считать такое, которое при заданной мощности, потребляемой воздушным винтом, дает наибольшую тягу или, наоборот, при заданной тяге обуславливает наименьшую затрату мощности на вращение воздушного винта, так как в обоих случаях это обеспечивает наивысшее значение к.п.д. воздушного винта при заданных условиях его работы. В идеальной жидкости наивыгоднейшим распределением циркуляции является такое, которое приводит к постоянству к. п. д. вдоль лопасти винта. Для крыла наивыгоднейшим распределением циркуляции является эллиптическое.

В общем случае вихри за воздушным винтом образуют не сплошную цилиндрическую пелену (воздушные винты с бесконечно-большим числом лопастей), а отдельные винтовые поверхности (воздушные винты с конечным числом лопастей). Такое обтекание очень заметно у края поверхности и почти не ощущается на оси воздушного винта. Благодаря обтеканию краев винтовой пелены у воздушного винта с конечным числом лопастей, меньшая масса воздуха будет отбрасываться назад. С точки зрения индукции это равносильно тому, как если бы уменьшилась средняя относительная скорость

отбрасывания пелены a . Приближенное вычисление величины уменьшения этой средней скорости было произведено Прандтлем.

Наивыгоднейший закон распределения циркуляции по Прандтлю будет выражаться:

$$\text{- без учета профильного сопротивления: } \gamma = \frac{i\omega_0\Gamma}{2\pi V_0^2} = a \cdot \chi \frac{\chi^2}{1+\chi^2}, \quad (1.98)$$

где $\chi = \frac{2}{\pi} \arccos(e^{-f})$ и $f = \frac{i}{2} \cdot \frac{R-r_1}{R} \cdot \frac{\sqrt{\pi^2+\lambda^2}}{\lambda}$, при $\lambda = \frac{V_0}{n_s D}$;

$$\text{- с учетом профильного сопротивления: } \gamma = \frac{(a \cdot \chi - \mu X) \chi^2}{1+\chi^2}. \quad (1.99)$$

Поправку Прандтля можно применять не только к вычислению рационального распределения циркуляции $\Gamma(r)$, но и вообще при переходе от формул теории винта с бесконечным числом лопастей к формулам, соответствующим винту с конечным числом лопастей.

1.2.4.9 Рациональный воздушный винт

В предыдущих разделах была рассмотрена работа воздушного винта в разных теориях, но во всех теориях рассматривался воздушный винт фиксированного шага (ВШФ). Однако практика показывает, что ВИШ с постоянным числом оборотов выгоднее любого ВФШ. Рациональный будет такой ВИШ, который при каждом угле установки дает максимальный к.п.д. Рассмотрим уравнение баланса располагаемой мощности двигателя и потребной мощности на воздушном винте:

$$75N = \beta \rho n_s^3 D^5, \quad (1.100)$$

где N – мощность двигателя, л.с., β – коэффициент мощности, ρ – плотность воздуха, кг/м^3 , n_s – обороты двигателя в сек., D – диаметр воздушного винта, м.

В уравнении (1.100) имеются три постоянные величины N , ρ , и n_s . Отсюда $D = f(\beta)$. В отличие от воздушного винта постоянного числа оборотов у рационального воздушного винта величина β переменная. Следовательно для рационального воздушного винта требуется переменный

диаметр. Воздушный винт переменного диаметра не вошел в авиационную практику, но исследовательская и изобретательская деятельность в этом направлении продолжается ([44,45,69]). Другим конструкторским решением, направленным на повышение эффективности воздушного винта – является соосный воздушный винт [70]. Также продолжают исследования по классическим теориям [71].

Таким образом, исключая воздушный винт переменного диаметра, главной проектировочной задачей остается получения наилучших характеристик воздушного винта на всех этапах полета.

ГЛАВА 2 МЕТОДИКА РАСЧЕТА ПАРАМЕТРОВ ВОЗДУШНОГО ВИНТА ПОВЫШЕННОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ

2.1 Постановка задачи определения проектных параметров воздушного винта

В настоящее время не существует единого алгоритма определения параметров воздушного винта, который эффективно применялся к абсолютно всем воздушным винтам на всех существующих летательных аппаратах. Известно, что большое число факторов, оказывающих влияние на процесс проектирования воздушного винта, привело конструкторов к созданию как теоретических, так и практических методик расчета параметров воздушного винта. В большинстве случаев проектирование воздушного винта проводится методом подбора из числа известных воздушных винтов. Под известными подразумеваются как серии воздушных винтов, испытанных в аэродинамических лабораториях, так и оригинальные конструктивные решения отдельных исследователей. В основном исследуются воздушные винта для полетных диапазонов «большой» авиации. Для сверхлегких аппаратов и предназначенных для полетов на высотах более 12км, воздушные винты изготавливаются индивидуально для определенного летательного аппарата. Таким образом, для выбора воздушных винтов для беспилотных и высотных аппаратов конструкторы вынуждены перейти к проектированию воздушных винтов [46].

Основной задачей конструкторов и инженеров является проектирование рационального воздушного винта для определенного летательного аппарата для всех режимах полета. Следует отметить, что на разных режимах эффективность воздушного винта различная, однако в ходе проектирование необходимо стремиться к получению наилучших характеристик воздушного винта на каждом режиме полета.

Расчет параметров воздушных винтов проводят преимущественно по вихревой теории воздушного винта. Однако, ручной расчет по этой теории

занимает значительно время, и хотя существуют методики, ориентированные под численные методы ([57]), автоматизированный расчет воздушных винтов - это поле поисков конструкторов инженеров. Таким образом, скорость расчета и возможность определения параметров рационального воздушного винта являются главными свойствами специализированной методики для автоматизированного проектирования воздушного винта.

Задача определения параметров воздушного винта может быть сформулирована как:

- для проектируемого высотного летательного аппарата необходимо спроектировать воздушный винт, обеспечивающий рациональные ЛТХ. Геометрия летательного аппарата, условия эксплуатации и полетные задачи считаются известными.

Исходные данные (подробное описание характеристик в п 1.1):

-диаметр винта $D=2R$ (определяется под заданный летательный аппарат);

-частота вращения винта (вала двигателя) n_s ;

-располагаемая мощность P_p (на валу двигателя);

-начальные углы установки лопастей Θ_0 (устанавливаются в зависимости от полетных задач);

-проектная поступательная скорость воздушного винта V (указана в техническом задании);

-аэродинамические и геометрические данные применяемых аэродинамических профилей лопасти воздушного винта C_b, C_d, c, t (подобраны для обеспечения лучших характеристик тяги, мощности и к.п.д.), а также форма лопасти в плане [65],[72];

-атмосферные условия в предполагаемой зоне эксплуатации H, ρ, a, Re , [43],[73];

-воздушный винт с изменяемым шагом.

Качество спроектированного винта будет определяться в безразмерных величинах - к.п.д. воздушного винта на каждом этапе полета: разбеге – взлете

- наборе высоты - крейсерском режиме – снижении - заходе на посадку – посадке – пробеге. Лучший к.п.д. определяется из геометрии лопасти воздушного винта. Поэтому для успешного проектирования воздушного винта необходимо тщательно выбрать его диаметр.

Из других факторов эффективного определения параметров воздушного винта следует учесть:

- малые затраты ресурсов (материальные, технические, временные);
- методика должна содержать некоторый алгоритм самоконтроля, исключающий получение недопустимых значений параметров воздушного винта;
- направленность на решение актуальной задачи – проектирование воздушного винта;
- достоверность и апробация.

Решение задачи построения методики проектировочного расчета воздушного винта начнем определения геометрии лопасти.

2.2 Определение геометрии проектируемого воздушного винта

Общепринято определять геометрию лопасти, согласно вихревой теории воздушного винта, по величине циркуляции Γ из формулы Жуковского (подробно в п. 1.2.4.1):

$$Y_a = \rho V_\infty \Gamma = C_{ya} \rho \frac{V^2}{2} \int_{r_0}^R c dr. \quad (2.1)$$

Откуда при известной циркуляции Γ определяется хорды $c(r)$ всех сечений лопасти. Однако для определения величины циркуляции необходимо провести дополнительные расчетные процедуры и графические построения. Очевидно, что алгоритм расчета без вычисления циркуляции будет иметь преимущество для автоматизированных расчетов.

Рассмотрим картину обтекания цилиндрического сечения лопасти в обращенном движении, где показаны характерные углы и компоненты скоростей (Рис. 2.1).

Примем обозначения: y - размерная величина радиуса цилиндрического сечения; $r = y/R$ - относительный радиус (0...1 или 0...100%); V - поступательная скорость винта; Ω - угловая скорость вращения винта; v_a и v_t - осевая и тангенциальная составляющие индуктивной скорости v ; W - скорость притекания (W_a и W_t - ее составляющие); c - хорда сечения лопасти; α - угол атаки; α_i - угол индуктивного сроса потока; θ - угол установки сечения; δ - угол притекания невозмущенного потока; ϕ - угол притекания возмущенного потока. Индуктивная скорость v перпендикулярна результирующей скорости W .

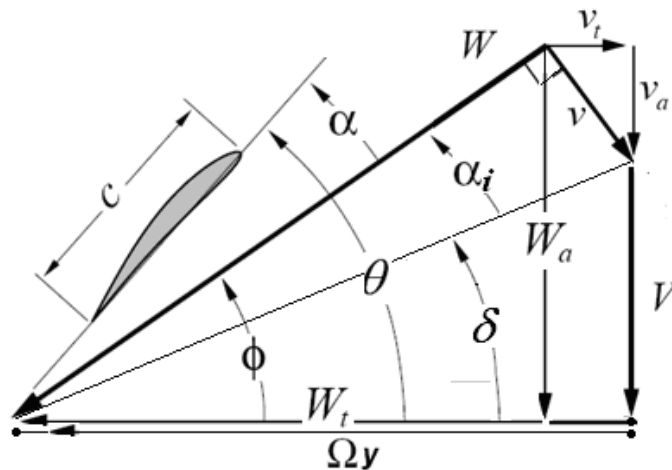


Рис. 2.1 Схема обтекания лопасти

Отношение индуктивной скорости v к поступательной скорости V обозначим символом ζ . Тогда из Рис. 2.1 можно получить следующее соотношение:

$$\cos \phi + \zeta = x \sin \phi, \quad (2.2)$$

где
$$x = \frac{\Omega y}{V} = \frac{\Omega R}{V} \frac{y}{R} = \frac{1}{\lambda_v} r,$$

с помощью которого будем вычислять угол ϕ при заданных остальных значениях величин, входящих в формулу. Если задаться проектным

значением угла атаки каждого сечения лопасти $\alpha(r)$, то можно вычислить угол установки $\theta(r)$ (геометрическую крутку) $\theta(r) = \phi(r) + \alpha(r)$.

Величина χ отображает связь между геометрическими (относительный радиус) и аэродинамическими характеристиками (относительная поступь) лопасти воздушного винта. Входящая в состав χ относительная поступь воздушного винта λ является важным параметром, во многом определяющим работоспособность воздушного винта. Суть величины λ - это расстояние, пройденное воздушным винтом на скорости V за один оборот, отнесенное к радиусу лопасти. Это расстояние показывает количество воздуха, захваченного воздушным винтом и отброшенного назад. Если $\lambda=0$ ($\chi=\infty$), то воздушный винт не продвигается вперед и вращается вхолостую. Если $\lambda=\infty$ ($\chi=0$), то воздушный винт не вращается и работает как флюгер. Таким образом, маленькие значения χ характеризуют режимы, на которых воздушный винт имеет большой момент сопротивления вращению, а большие значения χ характеризуют большое сопротивление продвижению вперед.

Величина χ также связана с углом притекания невозмущенного потока через формулу:

$$\operatorname{tg} \delta = \frac{1}{\chi}. \quad (2.3)$$

Через величину χ удобно накладывать ограничения на параметры воздушного винта, так как через нее связаны несколько величин.

Величина ζ является критерием эффективности воздушного винта. Физический смысл этой величины – это определение потерь мощности воздушного винта при его работе, отнесенных к скорости полета. Первоначально, величина ζ неизвестна. Если $\zeta=0$, то воздушный винт не отбрасывает воздух назад, т.е. работает флюгером, не вращаясь. Верхний предел ζ ограничен величиной располагаемой мощности P_p , которую двигатель передает воздушному винту.

Для определения геометрии лопасти воздушного винта необходимо знать углы ϕ , значение переменных χ и ζ .

Сравнивая выражения подъемной силы dY на элементе лопасти cdy (п. 1.2.2):

$$dY = C_Y \frac{1}{2} \rho W^2 c dy \quad (2.4)$$

и для сечения кольцевой струйки (Рис. 1.13):

$$dY = 4\pi y \rho v F (V + v \cos \phi) dy, \quad (2.5)$$

получим следующее соотношение:

$$N_b c C_Y W^2 = 8\pi y v F (V + v \cos \phi), \quad (2.6)$$

которое в безразмерной форме имеет вид:

$$N_b \bar{c} C_Y \bar{W}^2 = 8\pi r F (\zeta + \zeta^2 \cos \phi), \quad (2.7)$$

где N_b - число лопастей винта, $\bar{c} = c/R$ - относительная хорда лопасти, $\bar{W}^2 = 3\zeta^2 + x^2 + 1$, F - функция потерь Прандтля [74], которая вычисляется по формуле (значение функции Прандтля в п.1.2.4.8):

$$F = \frac{2}{\pi} \arccos(e^{-f}), \quad f = \frac{N_b(1-r)}{2 \sin \phi_T}, \quad (2.8)$$

где ϕ_T - значение угла ϕ на конце лопасти. Формула (5) в дальнейшем будет служить для вычисления относительной хорды сечений лопасти \bar{c} .

Предлагаемый вариант определения геометрии лопасти легко формализуется на языке Си++ и явно связан с осевой индуктивной скоростью, что позволяет анализировать картину обтекания, наиболее приближенную к реальной. Результат примерного расчета относительной хорды сечения лопасти в диапазоне $\bar{r} = \{0.2; 0.96\}$, разделенном на 100 точек представлен на Рис. 2.2.

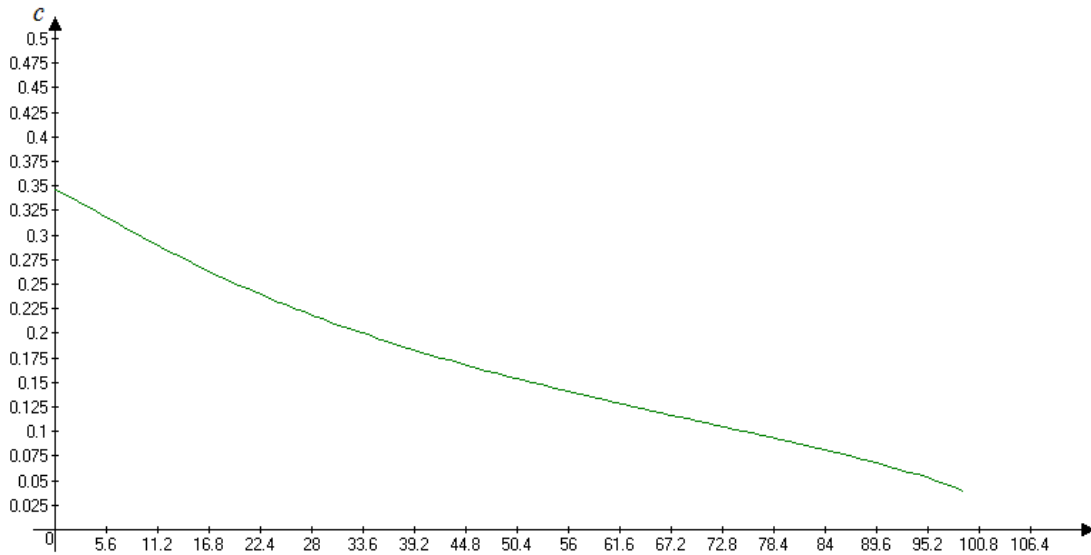


Рис. 2.2 Результат расчета хорд для диапазона $\bar{r} = \{0.2; 0.96\}$, разделенном на 100 точек

Если назначить профиль сечения лопасти, например, МН 114, постоянного для всего размаха, то можно построить 3D модель рассчитанной лопасти (Рис. 2.3).

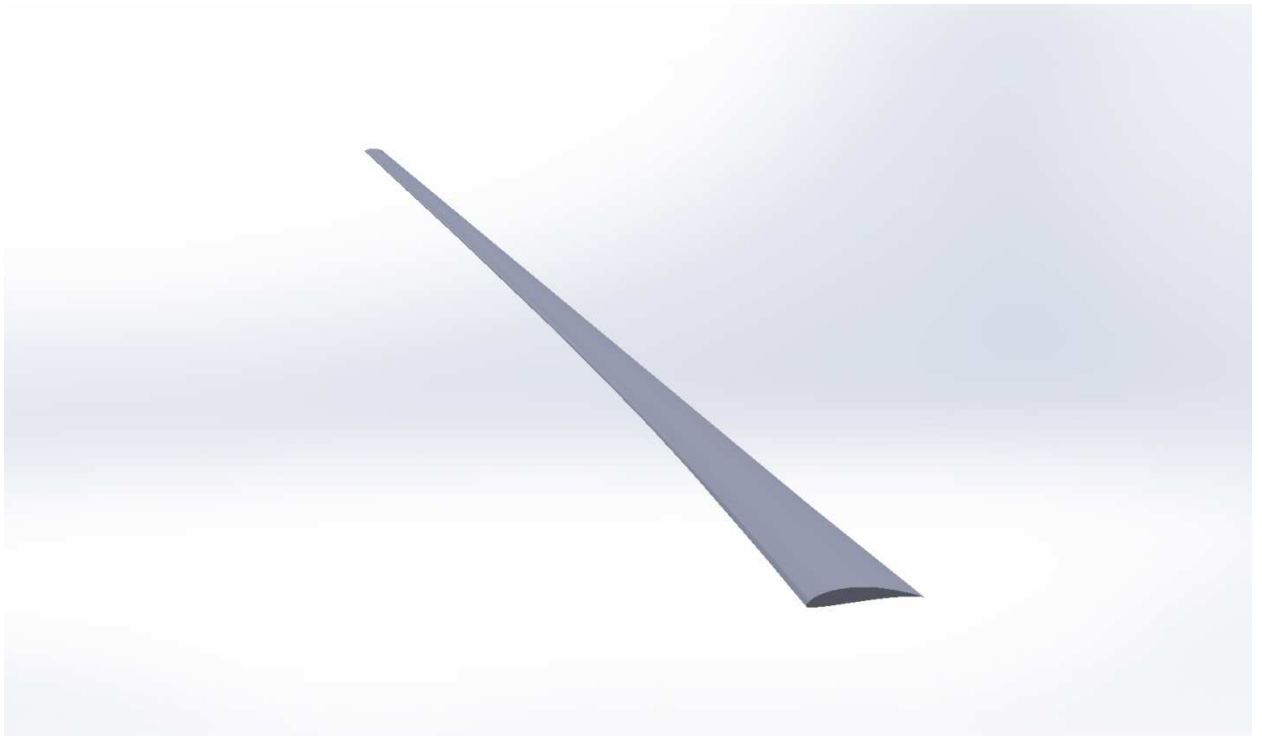


Рис. 2.3 Трехмерная модель лопасти по расчетным хордам

Форма в плане лопасти, показанной на Рис. 2.3 далека от рациональной, так как задача определения рациональной формы требует дополнительных исследований.

2.3 Определение величины ζ

Величина ζ определяется методом последовательных приближений, так как изначально она неизвестна. Перед расчетом необходимо задать одно из двух последующих:

- потребную тягу T , рассчитанную для выполнения полета на заданной скорости V и высоте (плотности);
- располагаемую мощность на валу двигателя P .

Выбор обусловлен тем, что при переходе с одного шага на другой при постоянной мощности на валу двигателя воздушный винт будет создавать разную тягу. И, наоборот, при неизменной создаваемой тяге будет требовать различную мощность на валу двигателя.

В ходе расчета задается величина ζ первого приближения.

По формулам (2.2) и (2.6-2.7) определяются углы ϕ и хорды s . Затем необходимо привязать задаваемые и получаемые в результате расчетов величины располагаемой мощности на валу P . Для этого используются уравнения (2.9) или (2.10) и поясняющий их Рис. 2.4:

$$dT = dY \cos \phi - dX \sin \phi = dY \cos \phi (1 - \varepsilon \operatorname{tg} \phi); \quad (2.9)$$

$$\frac{dQ}{y} = (dY \sin \phi + dX \cos \phi) y = dY \sin \phi \left(1 + \frac{\varepsilon}{\operatorname{tg} \phi}\right), \quad (2.10)$$

где $\varepsilon = \frac{dX}{dY} = \frac{C_x}{C_y}$; dQ - осевой момент, создаваемый аэродинамическими силами элемента лопасти.

После подстановки в уравнение (2.9) или (2.10) соотношений (2.4) и (2.7) и интегрирования по радиусу лопасти:

$$T - \int_0^R dT = 0 \quad \text{или} \quad P - \int_0^R \Omega dQ = 0 \quad (2.11)$$

получаем квадратное уравнение вида:

$$A\zeta^2 + B\zeta + C = 0, \quad (2.12)$$

решение которого даст некоторое значение ζ .

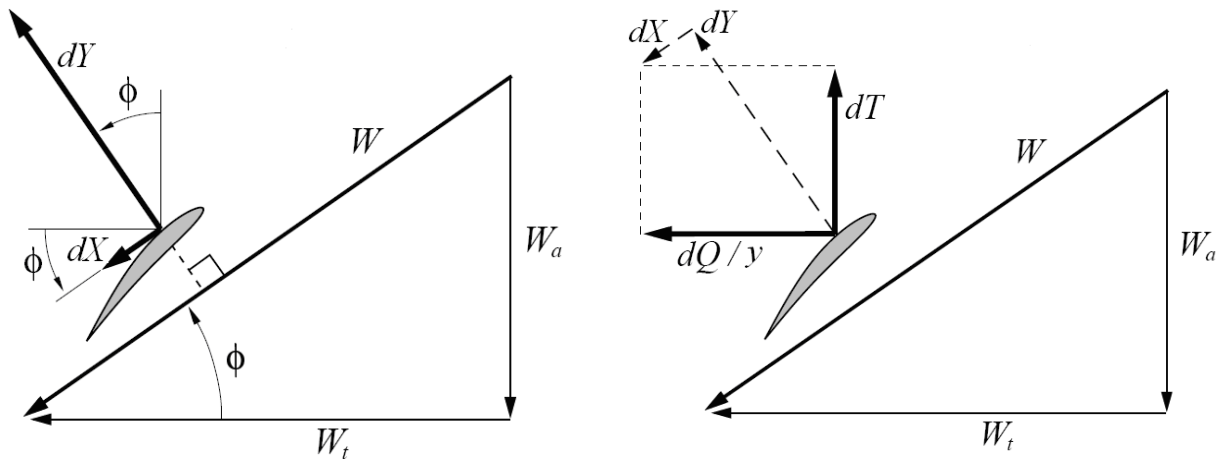


Рис. 2.4

Полученное значение ζ не будет совпадать с заданным в начале вычислений. Поэтому проводим серию итерационных расчетов ζ , пока задаваемая и получаемая из уравнения (2.12) величины ζ не окажутся равными.

Заметим, что по условию рациональности винта величина ζ должна быть постоянной по радиусу лопасти [42].

2.4 Безразмерная форма представления основных уравнений расчета

Уравнения (9) можно представить в безразмерной форме. Для этого используются выражения для коэффициента тяги или мощности C_T или C_P

$$C_T - \int_0^r dC_T = 0 \quad \text{или} \quad C_P - \int_0^r dC_P = 0; \quad (2.13)$$

$$dC_T = \frac{dT}{\rho(\pi R^2)(\Omega R)^2} = \frac{1}{2} N_b \bar{c} C_Y \bar{W}^2 \lambda_v^2 \cos \phi (1 - \varepsilon \operatorname{tg} \phi) dr; \quad (2.14)$$

$$dC_P = \frac{dP}{\rho(\pi R^2) \Omega^3 R^3} = \frac{1}{2} N_b \bar{c} C_Y \bar{W}^2 \lambda_v^2 \sin \phi \left(1 + \frac{\varepsilon}{\operatorname{tg} \phi}\right) r dr. \quad (2.15)$$

После подстановки (2.7) в уравнения (2.14), (2.15) окончательно получим

$$dC_T = 4\pi r F \lambda_v^2 (\zeta + \zeta^2 \cos \phi) \cos \phi (1 - \varepsilon \operatorname{tg} \phi) dr, \quad (2.16)$$

$$dC_P = 4\pi r^2 F \lambda_v^2 (\zeta + \zeta^2 \cos \phi) \sin \phi \left(1 + \frac{\varepsilon}{\operatorname{tg} \phi}\right) r dr. \quad (2.17)$$

Безразмерная форма необходимо для простого изложения алгоритма на машинном языке. Алгоритмы расчета величины ζ , углов ϕ и хорды c реализованы в программах на языках Visual Fortran и C++. Программы позволяют получить рациональный воздушный винт по геометрической крутке и хордам вдоль размаха лопасти.

2.5 Анализ результатов сравнительных расчетов

Проведем сравнительные расчеты рациональных лопастей винта по изложенной выше схеме для проекта легкого самолета с двигателем ROTAX 914 UL: проектная скорость - 216 км/ч; располагаемая мощность на валу $P = 74,5$ кВт; обороты вала $n_m = 2550$ об/мин; плотность воздуха $\rho = 1,225$ кг/м³, число лопастей $N_b = 3$; диаметр воздушного винта $2R = 1,7$ м; профиль НАСА 0009 для всех сечений лопасти (между $r = r_0$ и $r = 1$); проектный угол атаки $\alpha_{\Pi} = 5^\circ$; внутренний радиус лопасти $r_0 = 0.2$.

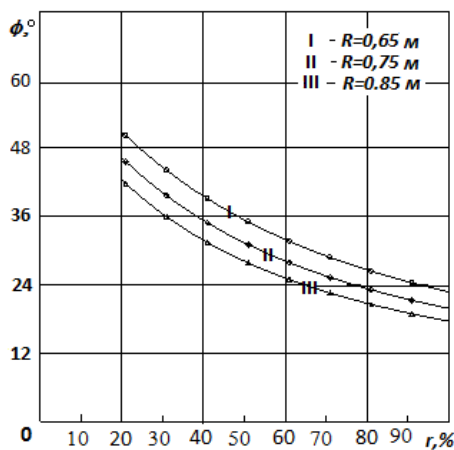


Рис. 2.5

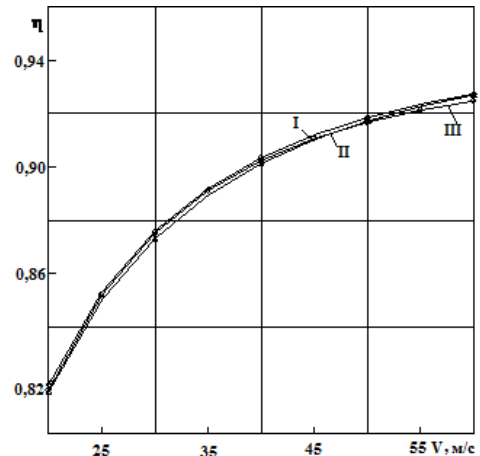


Рис. 2.6

На Рис. 2.5 приведены графики изменения угла $\phi(r)$ по размаху лопасти для трех проектных значений радиуса R , а на Рис. 2.6 – изменение эффективности воздушного винта η . Видно, что рациональный воздушный

винт незначительно снижает свою эффективность при меньших скоростях полета, относительно того значения, на которое он проектировался.

2.6 Оценка влияния сжимаемости воздуха на проектные параметры

Эффект сжимаемости воздуха может оказывать большое влияние на характеристики воздушного винта. Локальное число Маха вдоль лопасти воздушного винта может меняться значительно. Если аэродинамические характеристики профилей включают зависимости от числа Маха, то их необходимо интерполировать по длине лопасти (как и характеристики по числу Рейнольдса). Если исходные данные имеются только для малых чисел Маха, то можно использовать их для уточнения коэффициентов C_Y и C_X с учетом сжимаемости.

Проектировочный расчет базируется на определении локального критического числа Маха M_{cr} и числа Маха резкого увеличения сопротивления M_{dr} . Критическое число M_{cr} связано с минимальным коэффициентом давления профиля $C_{p,min}$ для несжимаемого потока соотношением [74],[75]:

$$C_{p,min} = \frac{2\sqrt{1-M_{cr}^2}}{\frac{1.4M_{cr}^2}{\left(\frac{1+0.2M_{cr}^2}{1.2}\right)^{3.5}} + \sqrt{1-M_{cr}^2} - 1} - 1 \quad (2.18)$$

При угле нулевой подъемной силе для профилей могут быть составлены эмпирические зависимости коэффициента $C_{p,min0}$ от относительной их толщины t . Например, для профилей серии НАСА 0006 - 0018 имеется следующая зависимость [76]:

$$C_{p,min0} = -4,764t^2 - 2,266t - 0,070. \quad (2.19)$$

При наличии подъемной силы уравнение для определения M_{cr}

представляется в следующем виде:

$$-4,764t^2 - 2,266t - 0,070 - 0,75 \frac{C_y^2}{t} = \frac{2\sqrt{1-M_{cr}^2}}{\frac{1,4M_{cr}^2}{\left(\frac{1+0,2M_{cr}^2}{1,2}\right)^{3,5}} + \sqrt{1-M_{cr}^2} - 1}}, \quad (2.20)$$

На Рис. 2.7 показана зависимость между c_p и \bar{t} при постоянном C_y , имеющую форму параболы. При возрастании C_y парабола, как видно, становится более пологой и плавной в зоне максимума. Одновременно максимум перемещается в сторону возрастания \bar{t} .

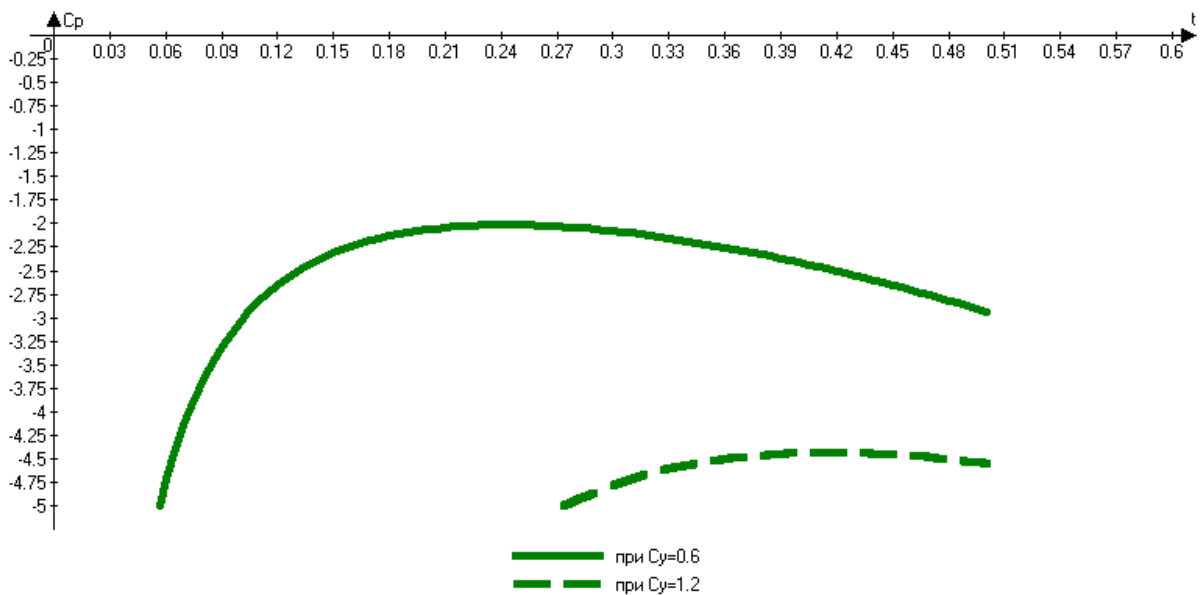


Рис. 2.7 Зависимость коэффициента c_p от относительной хорды сечения лопасти \bar{t}

На Рис. 2.8 показана зависимость между c_p и M_{cr} , имеющую форму параболы с точкой минимума на оси c_p . Увеличение M_{cr} будет сопровождаться ростом величины c_p до значения $M_{cr}=1,0$. Значения c_p по (2.18) не могут быть вычислены в области действительных чисел, если подкоренное выражение в $\sqrt{1-M_{cr}^2}$ будет отрицательным. Таким образом, предложенная зависимость (2.18) будет пригодной для любого воздушного винта при $M_{cr}<1,0$.

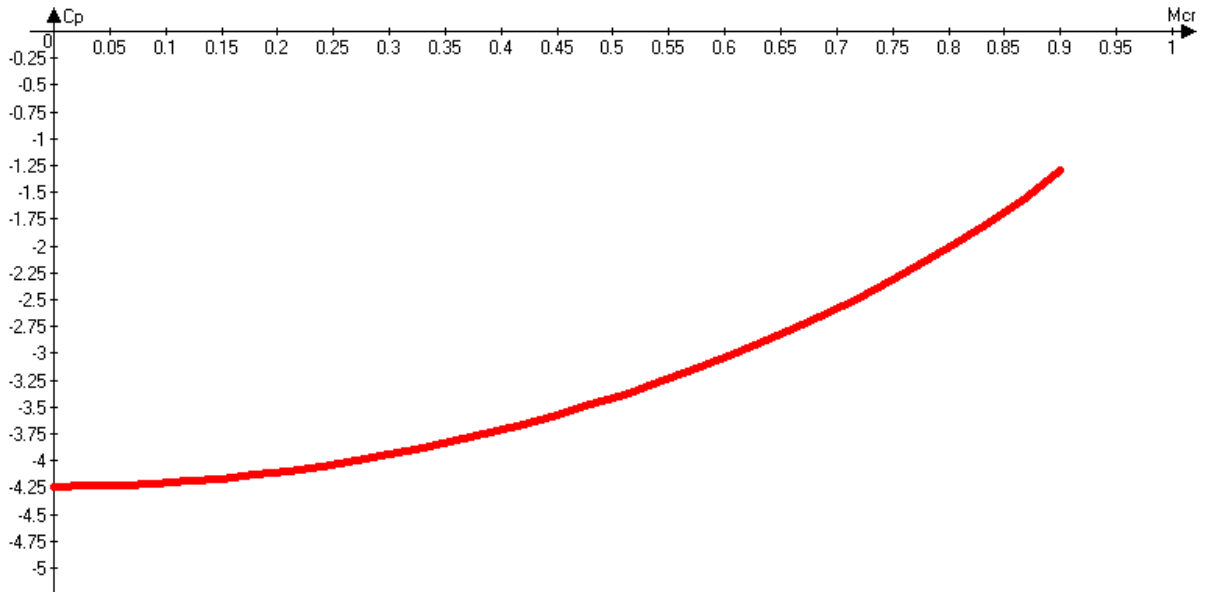


Рис. 2.8 Зависимость коэффициента c_p от относительной хорды сечения лопасти M_{cr}

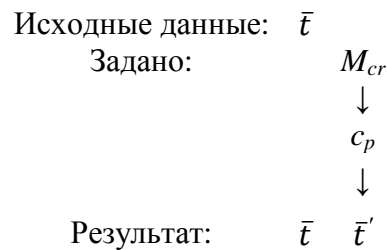


Рис. 2.9 Схема расчета M_{cr}

Алгоритм определения M_{cr} по формуле (2.20) осуществляется методом последовательных приближений (Рис. 2.9). Перед расчетом необходимо указать требуемую величину \bar{t} . При этом предполагается, что данная величина \bar{t} обеспечивает некоторую величину C_y некоторого элемента лопасти. Далее назначается M_{cr} первого приближения. После этого определяется расчетная величина \bar{t}' , которая сравнивается с величиной \bar{t} . При значительном расхождении между \bar{t} и \bar{t}' назначается M_{cr} второго или последующего приближения и расчет повторяется. Если расхождение между \bar{t} и \bar{t}' невелико, то расчет останавливается, а M_{cr} принимается за действительную величину.

Стоит отметить, что указанные алгоритм определения M_{cr} в виду экономии вычислительных мощностей может вырождаться в простой

перебор значений M_{cr} , который будет остановлен при равенстве левой и правой части формулы (2.20).

Во многих случаях M_{cr} определяет порог, за которым влиянием сжимаемости нельзя пренебречь. Однако, когда отношение M/M_{cr} находится в пределах 1,04...1,20, сопротивление нарастает весьма значительно (величина M , для которого $dC_d/dM=0,1$ является числом Маха резкого роста сопротивления M_{dr} , определяет границу, за которой аэродинамические характеристики значительно ухудшаются). Между M_{cr} и M_{dr} существует эмпирическая зависимость [75]:

$$M_{dr} = M_{cr} (1,04 + 0,4C_Y - 0,25C_Y^2) \quad (2.21)$$

Когда $M < M_{dr}$, коэффициент подъемной силы растет с увеличением числа Маха за счет сжимаемости воздуха:

$$\frac{C_{Y_{сж}}}{C_Y} = \frac{1}{\sqrt{1-M^2}} = \beta_{PG}. \quad (2.22)$$

Для $M > M_{dr}$ коэффициент подъемной силы уменьшается с увеличением числа Маха и имеет минимум при $M \cong 0,9$. Корректирующий фактор определяется выражением:

$$C_{Y_{сж}} = C_Y \beta_{KA} \frac{1-M^2}{1-M_{dr}^2}, \quad (2.23)$$

где $\beta_{KA} = \beta_{PG} + \frac{t}{1+t} \left[\beta_{PG} (\beta_{PG} - 1) + \frac{1}{4} (\kappa + 1) (\beta_{PG}^2 - 1)^2 \right]$; κ - показатель адиабаты ($\kappa \approx 1,4$).

Коэффициент сопротивления C_X не зависит от числа Маха при $M < M_{dr}$, но для $M > M_{dr}$ дополнительное сопротивление, вызванное образованием ударных волн, определяется выражением [75]:

$$C_{X_{сж}} = C_X + 1,1 \left(\frac{M - M_{dr}}{1 - M_{dr}} \right)^3. \quad (2.24)$$

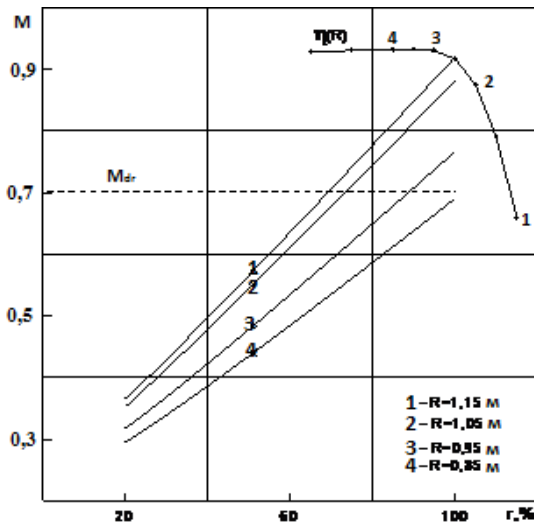


Рис. 2.30

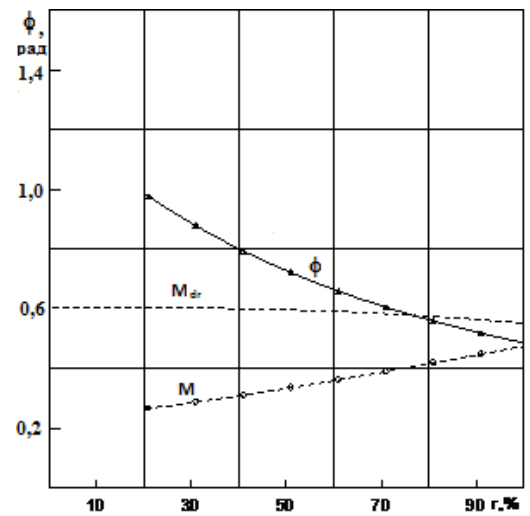


Рис. 2.31

Расчеты по приведенным зависимостям (2.19) – (2.24) в сравнении с экспериментальными данными для симметричных профилей НАСА 0006 - 0018 при числах Маха $M=0,3 - 0,8$ дают хорошее совпадение. Получение и верификация подобных зависимостей для выбираемых профилей лопастей значительно упрощает проектирование воздушного винта с учетом сжимаемости воздуха. Число Рейнольдса практически не влияет на геометрические характеристики рационального воздушного винта при значениях $Re = 3 \cdot 10^6$. Только в зонах малых чисел Re его уменьшение приводит к увеличению хорды.

На Рис. 2.30 пунктиром показано критическое число M_{dr} и изменение числа Маха вдоль размаха для нескольких значения радиуса лопасти. Видно, что при увеличении зоны лопасти с превышением числа Маха над M_{dr} , эффективность воздушного винта резко снижается.

На Рис. 2.31 показаны расчетные значения углов φ по размаху лопасти, которые уменьшаются от коммеля к концевой части. Местная скорость потока, обдувающего лопасть, M , напротив, возрастает на конце лопасти. При этом предел M_{dr} изменяется незначительно. Возрастание местных

скоростей на конце лопасти может привести к локальному волновому кризису.

2.7 Проектировочный расчет

В качестве проектировочного расчета был выбран высотный самолет Strato 2C со специально спроектированными для него пяти лопастными воздушными винтами диаметром 6 метров [40],[77], параметры которых приведены в таблице 2.1.

Таблица 2

Режим полета	I	II	III	IV
Высота H , м	12 000	18 500	22 000	24 000
Плотность ρ , кг м ⁻³	0,30	0,11	0,064	0,047
Скорость полета V , м с ⁻¹	62,2	101,3	131,3	153,8
Число Маха M	0,21	0,34	0,45	0,52
Угол крутки θ_{75} , °	26,0	43,5	48,5	64,0
Относительная поступь винта, λ	1,088	1,772	2,066	2,418
Обороты в минуту n	572	572	636	636
Мощность на валу P , кВт	179	298	300	300
КПД η	0,87	0,87	0,84	0,64
Идеальный КПД η_{id}	0,96	0,96	0,97	0,97
Тяга воздушного винта самолета (Н)				
Расчетная (идеального воздушного винта [37])	2760	2808	2194	1896
Практическая [37]	2502	2556	1909	1252
Расчетная (по предложенной схеме)	2660	<u>2820</u>	1980	1680

В работе [77] приведены также профильные поляры двух сечений лопасти при $r=0,6$ и $r=0,8$, на основании которых нами были аппроксимированы следующие параметры по размаху проектируемой лопасти:

$$\begin{aligned}
 C_{Y(I)} &= 0,45(1-r) + 0,2r; \quad \varepsilon_{(I)} = 0,036(1-r) + 0,02r \\
 C_{Y(II)} &= 1,1(1-r) + 0,8r; \quad \varepsilon_{(II)} = 0,0172(1-r) + 0,0102r \\
 C_{Y(III)} &= 1,2(1-r) + 0,95r; \quad \varepsilon_{(III)} = 0,116(1-r) - 0,004r \\
 C_{Y(IV)} &= 1,02(1-r) + 0,82r; \quad \varepsilon_{(IV)} = 0,04(1-r) + 0,09r.
 \end{aligned}
 \tag{2.25}$$

Проведенные проектировочные расчеты показали (Таблица 1), что расчетная тяга рационального воздушного винта находится между значениями идеального и реального воздушного винта [7] (исключение

составил случай II, в котором расчетная тяга оказалась даже немного выше значения для идеального воздушного винта [77].). На Рис. 2.31 показаны проектные характеристики рационального воздушного винта для случая I.

Описанная методика позволяет осуществить проектирование рациональных воздушных винтов для беспилотных самолетов с поршневыми двигателями и может адаптирована для высотных самолетов.

ГЛАВА 3 МЕТОДИКА РАСЧЕТА РАЦИОНАЛЬНОГО ВОЗДУШНОГО ВИНТА ДЛЯ МНОГОРЕЖИМНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Проектирование воздушных винтов является необходимостью при создании высотных летательных аппаратов. Однако существуют и другие перспективные многорежимные аппараты с винтовым двигателем [78]. Преимущества и перспективы внедрения некоторых многорежимных аппаратов описаны ниже.

3.1 Конвертопланы

Конвертопланы имеют неоспоримые преимущества в транспортировании, до конца нереализованные в технических решениях в настоящее время [79],[80]. Известны разнообразные схемы конвертопланов, например, Bell V-22 Osprey, Bell/Aguste BA609, Hiller XC-142A - двухрежимных аппаратов, способных совершать полет как самолет и как вертолет. Переход между режимами осуществляется через поворот двигателей или крыла, с размещенными на нем двигателями.

Недостатками этих аппаратов является то, что конструктивно центры масс двигателей не установлены на одной оси с центром масс конвертоплана, что приводит к крайней продольной неустойчивости и плохой управляемости аппарата. Кроме того поворот крыла во время полета на угол 90° приводит к срыву потока на крыле и катастрофическому уменьшению подъемной силы. Следует отметить, что только один Bell V-22 Osprey находится в серийном производстве, что говорит о несовершенстве ранее предложенных конструктивных схем. Также недостатками этого аппарата являются:

- установленные вертолетные винты большого диаметра, имеющие большие ограничения по скорости полета в сравнении с самолетными малых диаметров [81];

- вертолетные втулки с автоматами перекоса, необходимые для управления по тангажу на режиме висения, взлета и посадки, что

значительно усложняет и утяжеляет конструкцию, так как в основной фазе полета — крейсерском режиме эти втулки с автоматами перекоса являются «мертвым» грузом и сами по себе являются чрезвычайно сложными техническими элементами [82];

- при повороте мотогондолы, с размещенным в ней двигателем, крыло попадает в зону обдува пропеллера, что приводит к уменьшению его к.п.д.

Решаемой конструкторами задачей является создание перспективного летательного аппарата для транспортирования, простой конструкции, сбалансированного на всех режимах полета, способного совершать горизонтальный полет, вертикальные взлет и посадку и зависать на одном месте. Полезность конвертоплана заключается в возможности взлета/посадки практически на любой подходящей по габаритам площадке и в сокращении времени транспортирования за счет возможности максимально близко доставить целевую нагрузку до пункта назначения.

Конструкция конвертоплана содержит:

- фюзеляж, который служит для размещения целевой нагрузки, элементов системы управления и других систем;

- крыло для создания подъемной силы на крейсерском режиме;

- оперения;

- шасси;

- двигатели служат для создания подъемной силы на режимах взлета/посадки и для создания тяги на крейсерском режиме. На взлете/посадке двигатели занимают вертикальное положение. При этом продольная, путевая и поперечная балансировка обеспечивается расположением двигателей относительно центра масс аппарата. Управление по тангажу, рысканью и крену на взлете/посадке осуществляется движителями. При достижении высоты крейсерского полета двигатели поворотом занимают горизонтальное положение. В процессе поворота двигателей происходит увеличение горизонтальной составляющей скорости. Крыло при этом создает подъемную силу, компенсирующую уменьшение

вертикальной составляющей тяги двигателей. По мере увеличения горизонтальной составляющей скорости полета управление летательным аппаратом передается самолетным органам управления: элеронам, рулям высоты и направления. После поворота двигателей полет аппарата не отличается от полета самолета.

Для обеспечения устойчивости, при переходе от висения к горизонтальному полету, управление двигателями осуществляется с использованием системы автоматического управления (САУ).

Сложности конструктивные и связанные с управлением конвертоплана в настоящее время пытаются устранить на опытных моделях беспилотных летательных аппаратов – конвертопланах. В 2010 году израильская фирма Israel Aerospace Industries продемонстрировала такой аппарат под названием Panther. В России первый беспилотный конвертоплан появился в 2011 году (разработка КНИТУ-КАИ). Впоследствии были разработаны несколько конвертопланов различных схем, но общее между ними – это выбор воздушного винта двигателем летательного аппарата. При этом можно получить следующие преимущества и недостатки:

- + высокий КПД двигателя (82–86 %);
- + высокую по сравнению с реактивными двигателями экономичность;
- высокий уровень шума;
- падение тяги воздушного винта вследствие волнового кризиса на лопастях.

Для численного эксперимента исходными данными примем описанную конфигурацию конвертоплана и следующие параметры:

Таблица 3

Скорость горизонтального полета V , км/ч	100
Скорость подъема на режиме висения V_v , км/ч	24
Мощность двигателя, Вт (л.с.)	24850 (33)
Обороты двигателя, об/мин	3200
Количество лопастей	2
Диаметр воздушного винта, м	0,5
Значения коэффициента подъемной силы	0,45 в корне

	и 0,24 на конце лопасти
Обратное качество	0,2 в корне и 0,07 на конце лопасти

В результате расчета по изложенной методике будет спроектирован воздушный винт с к.п.д. 49%. Для расчета характеристик воздушного винта на режиме висения необходимо прибегнуть к прямому расчету характеристик воздушного винта. Алгоритм для прямого расчета может быть получен из проектировочного при следующих преобразованиях:

1. Угол установки известен и, следовательно, известны углы притекания возмущенного потока $\phi = \theta - \alpha$; из формулы (2.2) можно вычислить величину ζ ;
2. Геометрия лопасти известна и, следовательно, известны хорды сечений c ;
3. Блок для учета сжимаемости исключается, так скорость подъема существенно отличается от крейсерской скорости;
4. Тогда по формулам (2.9-2.10) можно рассчитать тягу, создаваемую воздушным винтом и мощность, необходимую для вращения воздушного винта.

К.п.д. воздушного винта, спроектированного выше, на режиме висения составит 13%.

Следует отметить, что если диаметр воздушного винта увеличить в данном случае, то к.п.д. вырастет на 15%. Отсюда видно, важность назначения исходных данных, описанных в п. 2.1.

3.2 Дирижабль с поворотным крылом

Дирижабли с поворотным крылом – это многорежимный аппарат, который может быть альтернативой для беспилотных и дистанционно-

управляемых аппаратов, предназначенных для наблюдения за местностью и объектами [83],[84],[85].

Из существующего уровня техники известен дирижабль Goodyear Lightship "Spirit of Safety" производства American Blimp Corporation, США (<http://www.airshipsonline.com/airships/Goodyear/Index.htm>), который является аппаратом легче воздуха и способен транспортировать пассажиров (пилота плюс 3 взрослых пассажира) за счет подъемной силы, создаваемой газом в баллоне, а также вести наблюдение установленными на нем камерами. Дирижабль содержит аэростат, кабину, закрепленную под аэростатом, двигатели, установленные на кабине, оперение, швартовочные канаты. По курсу дирижабль движется за счет тяги двигателей. Грузоподъемность определяется объемом газа в аэростате и, следовательно, размерами аппарата. Вместе с тем грузоподъемность и внеаэродромное базирование являются очевидными преимуществами подобных аппаратов.

Известными недостатками этих аппаратов является то, что швартовочные сооружения могут представлять собой сверхсложные с технической точки зрения сооружения, чтобы обеспечить посадку дирижабля, потенциально опасную в условиях сильного ветра в посадочной области, а также высокая стоимость обслуживания, помимо малой скорости по сравнению с вертолетами и самолетами, и эти недостатки приводят к снижению эффективности аппарата в области транспортирования по воздуху.

Основной задачей конструкторов является создание перспективного дирижабля для наблюдения за местностью, безопасного для эксплуатации, предельно простой конструкции, способного совершать управляемый полет в автоматическом или дистанционно управляемом режимах.

Конструкция дирижабля включает:

1. Аэростат;
2. Киль;
3. Крыло;
4. Рама;

5. Двигатель;
6. Лента;
7. Стабилизатор поворотный;
8. Рельс;
9. Механизм перемещения крыла;
10. Механизм поворота стабилизатора.

Работает устройство следующим образом аэростат, наполненный рабочим телом (гелием), создает выталкивающую силу равной примерно 10 Н силы на 1 м^3 газа (данные расчетные). Выталкивающая сила составляет 95% от необходимой для полета аппарата полной подъемной силы. Еще 5% создается крылом. Однако крыло потенциально имеет возможность создать подъемную силу, превосходящую требуемую за счет большей площади крыла. Это использовано в том, что придав аппарату небольшую скорость, получаем требуемую подъемную силу на крыле.

Полная подъемная сила (выталкивающая сила в аэростате плюс подъемная сила на крыле) обеспечивает набор высоты дирижаблем. Для движения по курсу и маневрирования используются двигатели. Спуск осуществляется за счет уменьшения подъемной силы на крыле. Так как аппарат спроектирован так, что без крыла обладает отрицательной сплавной силой (подразумевается разность между полной подъемной силой и полным весом дирижабля), то достаточно понизить тягу двигателей, чтобы аппарат перешел на плавное снижение. Плавное снижение и малая скорость - это следствие высокой инертности аэростата. Для беспилотной техники приоритетным является качество и количество получаемой информации в ходе полета, и малая скорость идет в преимущества дирижабля, в отличие от транспортных летательных аппаратов.

Полезные свойства: удобство в эксплуатации, несложный состав оборудования для осуществления управления аппаратом.

К преимуществам дирижаблей относят внеаэродромное базирование и возможность продолжительное время находиться в воздухе: беспилотный

дирижабль использует двигатели только для корректировки положения, что увеличивает продолжительность полета и снижает эксплуатационные расходы аппарата.

Дирижабль, описанной конструкции, является высотным летательным аппаратом. С увеличением высоты эффективность воздушного винта будет уменьшаться вследствие уменьшения плотности воздуха и возрастания потребной мощности.

Изменение высоты полета сопровождается соответствующим изменением плотности и температуры наружного воздуха. Это приводит к изменению потребной скорости и потребной мощности горизонтального полета. При неизменном режиме работы двигателей по мере увеличения высоты полета снижаются располагаемая мощность и потребная мощность горизонтального полета, а максимальная скорость полета растет. Это объясняется тем, что с увеличением высоты полета и снижением плотности воздуха аэродинамическое сопротивление самолета уменьшается более интенсивно, чем мощность двигателей. Сила тяги воздушного винта зависит от массовой плотности воздуха, ометаемой площади и индуктивной скорости подсосывания. С увеличением высоты полета или повышением температуры окружающего воздуха массовая плотность, а, следовательно, и сила тяги уменьшаются. С увеличением оборотов и шага винта тяга воздушного винта возрастает.

Поэтому при расчете характеристик воздушного винта на высоте по описанной методике необходимо пересчитать скорость полета и располагаемую мощность двигателя на высоту полета. Поправка для скорости может иметь вид ([75]):

$$V_H = V_0 \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}, \quad (3.1)$$

где V_H – скорость на высоте H ; V_0 – скорость полета на уровне моря ($H=0$ км); ρ_H – плотность воздуха на высоте H ; ρ_0 – плотность воздуха на уровне моря ($H=0$ км).

Поправка для мощности может иметь вид ([75]):

$$P_H = P_0 \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}, \quad (3.2)$$

где P_H – мощность на высоте H ; P_0 – мощность полета на уровне моря ($H=0$ км); ρ_H – плотность воздуха на высоте H ; ρ_0 – плотность воздуха на уровне моря ($H=0$ км).

Методика проектирования воздушного винта с учетом работы на нескольких режимах изложена в п.3.4.

3.3 Проектирование воздушного винта в процессе расчета летных характеристик многорежимных аппаратов

Рациональное проектирование воздушного винта, предназначенного для высотного или многорежимного летательного аппарата не может быть выполнено за одну операцию. Предварительно должны быть проанализированы проектные требования и определены локальные условия обтекания лопастей воздушного винта. На основании этих результатов выбирается профиль или серия профилей с учетом распределения по радиусу лопасти, и определяются аэродинамические характеристики для ожидаемых углов атаки и чисел Рейнольдса [43].

В проектировочных расчетах летных характеристик самолетов, как правило, используются приближенные формулы для определения длины разбега, набора высоты, времени крейсерского полета, снижения и выравнивания, пробега и т.д.. Широкое использование численных методов на ранней стадии проектирования сдерживается сложностью анализа большого количества получаемых при этом данных, которые к тому же могут быть переменными. Для автоматизации проектировочных расчетов ЛТХ необходимы простые и эффективные численные алгоритмы расчета летных характеристик, которые давали бы в результате традиционные проектные параметры: потребную тягу, дистанцию разбега, пробега, время совершения

маневра, максимальное значение скорости и т.п. К таким алгоритмам относится автоматизированный расчет параметров воздушного винта [86].

Для создания алгоритмов расчета ЛТХ используются характеристики так называемого опорного движения. При этом в опорном движении, как правило, рассматриваются те характеристики и показатели, на которые кратковременные случайные возмущения влияют слабо. Такими показателями являются в основном летно-технические характеристики (ЛТХ) самолета, относящиеся к полету в целом или его этапам и характеризующие возможности самолета, и его соответствие тактико-техническим требованиям.

Расчет летных характеристик производится либо для некоторых стандартных условий, при которых сравниваются между собой технические решения при проектировании, либо для ряда заданных условий из диапазона, в котором предположительно будет эксплуатироваться самолет при различных вариантах его загрузки и заправки топливом [87]. Летно-технические характеристики определяются как интегральные (время, затраты топлива, пройденная дальность для полета в целом или его этапа) или предельные (потолок, максимальная скорость набора высоты и т. д.) характеристики траекторий движения центра масс самолета.

Для нахождения летных данных требуется обычно либо выполнить расчет траекторий, соответствующих этапам полета с заданной, четко определенной программой управления для ряда характерных типовых маневров (прямая задача), либо определить требуемые управляющие воздействия, обеспечивающие заданный режим полета (задача управления).

Под маневром обычно подразумевают сравнительно короткий этап полета, целью которого является то или иное изменение параметров движения центра масс самолета — скорости, высоты, курса, дальности и т. п. Если для достаточно продолжительного этапа полета задана программа изменения скорости, высоты, угла наклона траектории и т. п., то обычно говорят о выдерживании определенного режима полета с заданными параметрами. Важное значение при расчете летных характеристик самолета

имеет анализ установившихся режимов полета — режимов, при которых основные кинематические параметры движения постоянны или меняются достаточно медленно.

Опорное движение рассматривается не только при расчете летно-технических характеристик самолета, но и при решении большинства задач, связанных с расчетом траекторий и анализом движения центра масс самолета, так как влияние возмущений на характеристики движения центра масс самолета (так называемое «траекторное» движение) обычно невелико. Без учета возмущений решается обычно и задача рациональных траекторий по какому-либо интегральному показателю (время, затраты топлива и т. п.).

Особенностью расчета опорного движения является то, что для него в каждый момент времени требуемые значения управляющих воздействий известны или могут быть определены, причем без учета возмущений.

Основные летно-технические характеристики:

- диапазоны высот и скоростей, в которых возможны безопасный полет самолета и выполнение определенных полетных задач с учетом ограничения допустимых режимов полета;

- дальность и продолжительность полета, радиус действия в зависимости от заправки топливом и полезной нагрузки;

- маневренные характеристики (радиус или угловая скорость виража, скороподъемность, время выполнения заданного маневра, действующие при этом на самолет перегрузки и т.п.);

- взлетно-посадочные характеристики (включая характеристики при отказе двигателя на взлете и посадке).

Помимо этих характеристик в ЛТХ входит ряд технических показателей, описывающих грузоподъемность самолета, его эксплуатационные особенности (время наземного обслуживания, класс аэродромов, с которых он может эксплуатироваться, требования к системам обеспечения полета и т. п.), эффективность выполнения задачи полета, уровень безопасности, комфорта и т. п.

При проектировании требуемые значения летных данных определяются техническим заданием (ТЗ), а их фактические значения находятся на основе расчетов.

В ТЗ изложены типовые требования для проектирования, направленные на достижения предельных значений к.п.д. воздушного винта на всех этапах полета. Требованиями, в частности, задается потребная тяга на всех этапах полета, которая привязана, в том числе, к атмосферным условиям. Другие ограничения на область проектных решений накладываются геометрией планера летательного аппарата высокими числами Маха и низкими числами Рейнольдса.

Непосредственно учет характеристик воздушного винта при проектировании летательного аппарата начинается при уточнении массы силовой установки и необходимого запаса топлива для выполнения типового полета.

В полете на самолет действуют 4 силы: тяга, аэродинамическое сопротивление, подъемная сила и вес. Подъемная сила и сила аэродинамического сопротивления зависят от скорости самолета, площади крыла, плотности воздуха и других факторов. От скорости полета также зависит масса самолета, так как для обеспечения скорости полета расходуется топливо и уменьшается летательного аппарата.

Рассмотрим характерные скорости самолета:

- скорость максимальной дальности полета $V_{\text{дал}}$;
- скорость максимальной продолжительности полета $V_{\text{прод}}$;
- максимальная скорость полета V_{max} ;
- крейсерская скорость самолета V_0 .

В таблице 4 для примерного самолета: $V_{\text{max}}= 85$ м/с (306 км/ч), взлетная масса $m_0=220$ кг, площадь крыла $S=3$ м², мощность двигателя $P=36.7$ кВт, высота полета $H=3000$ м; показаны зависимости между характерными скоростями и другими параметрами летательного аппарата.

Таблица 4

Скорость полета, м/с	Масса топлива M_T , кг	Потребная мощность $P_{потр}$, Вт	Потребная тяга $T_{потр}$, Н	Частота вращения n , (об/мин)	Удельный расход топлива m_T , кг/ч
$V_{дал}=35,1$	51	9602	141	3808	6,5
$V_{прод}=46,4$	40,9	19933	123	3990	6,8
$V_0=61,2$	36,7	18866	151	4927	8,57
$V_{max}=85$	39,7	36500	223	6140	12,12

Несмотря на то, что воздушный винт проектируется на крейсерскую скорость, в зависимости от плана полета воздушный винт работает в различных условиях. Если спроектированный воздушный винт рациональный, то для каждого режима будет обеспечено минимальное время полета и, следовательно, меньший расход топлива. Как видно из Таблицы 4, на крейсерском режиме расход топлива больше, чем для режима наибольшей дальности. Однако, запас топлива на режиме наибольшей дальности больше и, следовательно, экономический эффект от полета меньше.

То есть спроектированный воздушный винт будет не только определять аэродинамические характеристики проектируемого самолета, но и определять его весовые характеристики.

На Рисунках 3.1 и 3.2 показаны зависимости основных летных характеристик самолета от скорости полета.

Из Рисунка 3.1 следует, что для достижения максимальной скорости требуется максимум потребной мощности, то есть мощности необходимой для раскручивания воздушного винта до оборотов, обеспечивающих потребную тягу. Но, как видно из Рисунка 3.2, потребная масса топлива уменьшается с увеличением скорости. Это объясняется меньшим временем полета и работы двигателя, от которых зависит масса топлива.

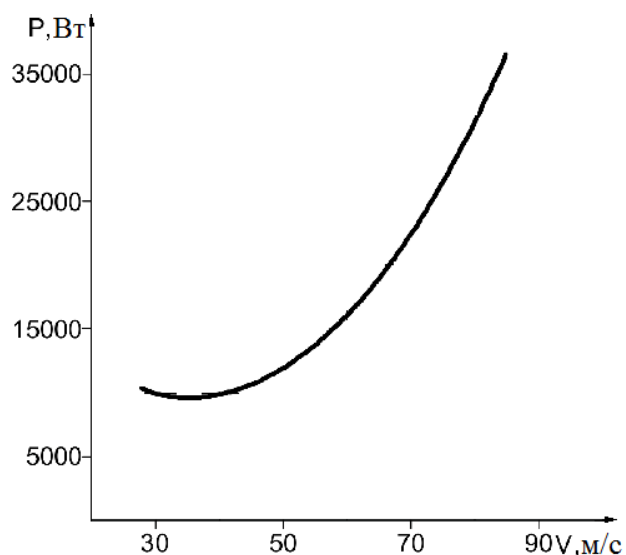


Рис. 3.1 Зависимость потребной мощности от скорости полета

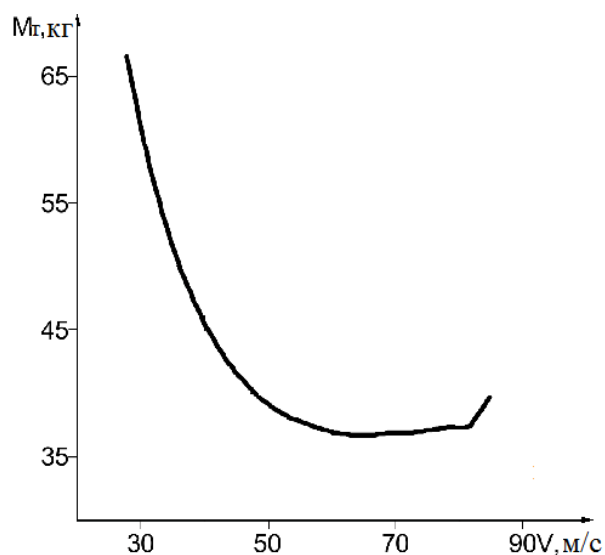


Рис. 3.2 Зависимость массы топлива от скорости полета

Таким образом, численная методика определения параметров воздушного винта, в целом определяющая часть летных характеристик всего высотного или многорежимного аппарата, становится неотъемлемой частью процесса проектирования высотных и многорежимных аппаратов и имеет отличительную особенность в способности учесть в процессе проектирования переменные данные и ограничения, накладываемые планом полета.

3.4 Методика проектирования воздушного винта с рациональным диапазоном изменения углов установки лопастей

Беспилотные летательные аппараты (БЛА) вертикального взлета и посадки с винтовыми двигателями отличаются большим диапазоном режимов полета от висения на взлете (посадке) до полетов в самолетном режиме на максимальной скорости. Проблема эффективного использования воздушных винтов и полной мощности, развиваемой мотором, при таком многообразии условий полета очень трудна. На настоящее время не существует способов изменения крутки лопастей для обеспечения его эффективности на всех режимах полета, но механизм изменения угла установки (шага) лопастей винта используется давно. Подобрать

рациональный воздушный винт, который обеспечивал бы наилучшие летные качества при всех режимах полета, невозможно. Применительно к конвертоплану это означает, что рациональную крутку при проектировании лопастей винта следует выбрать из условия обеспечения необходимой тяги при номинальной мощности и оборотах двигателя для нескольких предельных режимов, например, для режима висения и для обеспечения заданной максимальной скорости горизонтального полета. Возможности силовой установки и винтов по обеспечению тяги в горизонтальном полете в свою очередь определяют требования к аэродинамическому совершенству проектируемого летательного аппарата.

Для расчета рациональной крутки лопасти воздушного винта для заданной скорости полета и плотности воздуха используется методика, изложенная в статье [46]. Для оценки возможных проектных значений аэродинамического совершенства, удельной тяги и нагрузки на крыло применим традиционный подход по определению избыточной мощности P_s . Избыточная мощность может быть использована на набор высоты dh/dt или ускорение $[V/g] \cdot [dV/dt]$ самолета в отдельности или в возможной их комбинации в пределах ограничений по избыточной мощности:

$$P_s = \left[\frac{T}{G} - \frac{X}{G} \right] V = \frac{dh}{dt} + \frac{V}{g} \frac{dV}{dt}, \quad (3.3)$$

где V - скорость полета, $G = mg$ - вес самолета, T – сила тяги, g – ускорение свободного падения.

Предельными режимами исчерпания избыточной мощности является достижение максимальной скорости, статического потолка (высоты) горизонтального полета или на режиме висения для вертикально взлетающих самолетов.

Это уравнение может быть преобразовано для выявления связи между потребной удельной тягой T_r/G и нагрузкой на крыло G/S . Это делается представлением силы сопротивления в форме $X = C_x q S$, коэффициента

сопротивления $C_x = C_{x0} + \kappa_l C_y$ и записи коэффициента подъемной силы C_y в виде $C_y = nG/qS$:

$$\begin{aligned} \frac{T_r}{G} &= \frac{C_{x0}q}{p} + \frac{k_1 n^2 p}{q} + \left(\frac{1}{V}\right) \frac{d\Box}{dt} + \left(\frac{1}{g}\right) \frac{dV}{dt} = \\ &= \frac{T_r}{G} \left(V, C_{x0}, k_1, n, p, \frac{d\Box}{dt}, \frac{dV}{dt}, \frac{G}{S} \right), \end{aligned} \quad (3.4)$$

где $q = 0.5\rho V^2$ - скоростной напор, n - перегрузка, κ_l - коэффициент отвала поляры, $p = G/S$ - удельная нагрузка на крыло.

Уравнение (3.4) используется для приблизительной оценки возможных проектных значений $\frac{T_r}{G}$ и G/S . При необходимости удельная тяга $\frac{T_r}{G}$ может быть нормирована для различных условий полета по отношению к статической тяге на уровне моря T_{r0} и максимальной (взлетной) массе $m_0g = G_0$. В нашем случае это уравнение послужит для определения потребного значения тяги воздушных винтов T_r для различных режимов полета.

Для расчета располагаемой тяги воздушных винтов T_a и мощности P_a используется уравнения [46]. В результате будем иметь значения располагаемой тяги воздушного винта T_a и мощности P_a в зависимости от скорости полета V , оборотов винта Ω и угла установки сечений $\theta = \varphi + \alpha$.

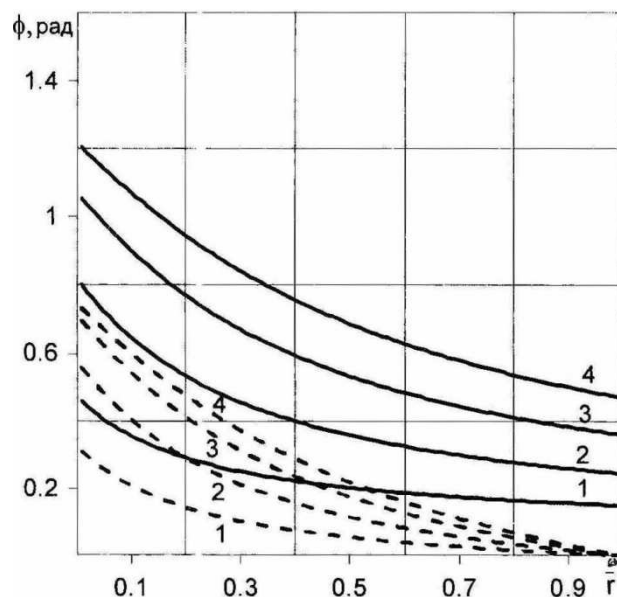


Рис. 3.3 Изменения углов ϕ по радиусу лопасти на разных режимах полета

В поверочном расчете по выше указанной методике были рассмотрены 4 режима полета со скоростями $V = 0,30,60,90 \frac{M}{c}$, при $R = 0,6$ м и оборотах $n = 2500$ об/мин. Каждому режиму полета был присвоен соответствующий индекс – 1, 2, 3, 4. На рис. .. сплошными линиями показаны зависимости рациональной геометрической крутки лопасти воздушных винтов $\theta(\bar{r})$, а пунктирными линиями эти же зависимости за вычетом постоянной составляющей. Видно, что рациональная геометрическая крутка при $V = 0$ (соответствует режиму висения) значительно отличается от рациональной крутки при ненулевых скоростях. В связи с этим возникает необходимость выбора воздушного винта, реализующего номинальную мощность двигателя и соответственно тягу воздушного винта на всех режимах полета за счет изменения шага винта θ_s :

$$\theta = \theta_s + \phi + \alpha \quad (3.5)$$

Для проектировочного расчета необходимого изменения шага винта $\Delta\theta_s$ приравняем потребную и реализуемую воздушным винтом номинальную мощность:

$$\begin{aligned} T_a(V, \Omega, \theta_s)V - P_r \left(V, C_{x0}, k_1, n, \frac{d\theta}{dt}, \frac{dV}{dt}, p \right) = \\ = f \left(V, \Omega, \theta_s, C_{x0}, k_1, n, \frac{d\theta}{dt}, \frac{dV}{dt}, p \right) = 0. \end{aligned} \quad (3.6)$$

При исследованиях зависимости между параметрами уравнение (3.6) удобнее использовать в приращениях вида:

$$\frac{df}{dV} \Delta V + \frac{df}{d\Omega} \Delta \Omega + \frac{df}{d\theta_s} \Delta \theta_s + \dots = 0 \quad (3.7)$$

Производные $\frac{df}{dV}, \frac{df}{d\Omega}, \frac{df}{d\theta_s}$, определяются численно.

В случае заданной (реализуемой на валу воздушного винта) располагаемой мощности аналогично формируется уравнения для P_a :

$$\frac{df}{dV} \Delta V + \frac{df}{d\Omega} \Delta \Omega + \frac{df}{d\theta_s} \Delta \theta_s + \dots = 0 \quad (3.8)$$

Для учета падения мощности от набора высоты полета H относительно уровня моря в расчетах введены формулы из [67],[87]:

$$P_a = \frac{\sigma - C}{1 - C} P_{a0},$$

$$P_a = [(1 + C)\sigma \sqrt{\frac{t_n}{t_0}} - C] P_{a0} \quad (3.9)$$

где $\sigma = \rho/\rho_0$ – относительная плотность воздуха; $C \approx 0,11$; t – температура воздуха.

Уравнение (3.8) позволяют рассчитать изменения угла установки лопастей Θ_s в зависимости от скорости полета V , при известной номинальной мощности на валу воздушного винта P_a и оборотах (угловой скорости Ω).

Рассмотрим пример расчета геометрических параметров лопастей воздушных винтов для БЛА заданной взлетной массы до 200 кг и максимальной скоростью в горизонтальном полете 300 км/ч (83,3 м/с). Минимальный диаметр двух подъемных (маршевых) воздушных винтов определен $2R=1,2$ м., профильные характеристики приведены в [46]. Соответствующая номинальная потребная мощность силовой установки при этом составила 24520 Вт (34 л.с.) при номинальных оборотах воздушных винтов 2500 об/мин.

На Рис. 3.4 показано изменение расчетной тяги каждого из двух воздушных винтов при изменении скорости V от 0 до 90 м/с, а на Рис. 3.5 изменение углов установки лопастей воздушных винтов с номерами 1, 2, 3, 4.

На Рис. 3.4 видно, что воздушные винты на режимах полета 2, 3, 4 дают практическую одинаковую тягу по скорости полета, а из Рис. 3.5 можно видеть, что воздушный винт на режиме полета 3 обеспечивает тягу в минимальном диапазоне изменения углов установки лопастей Θ_s .

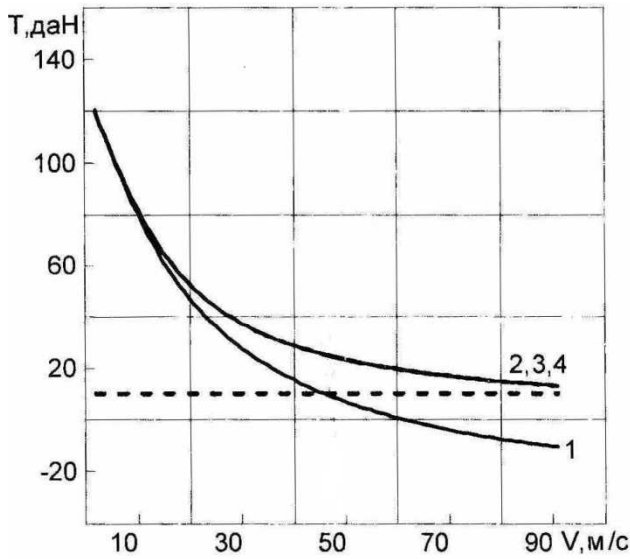


Рис. 3.4

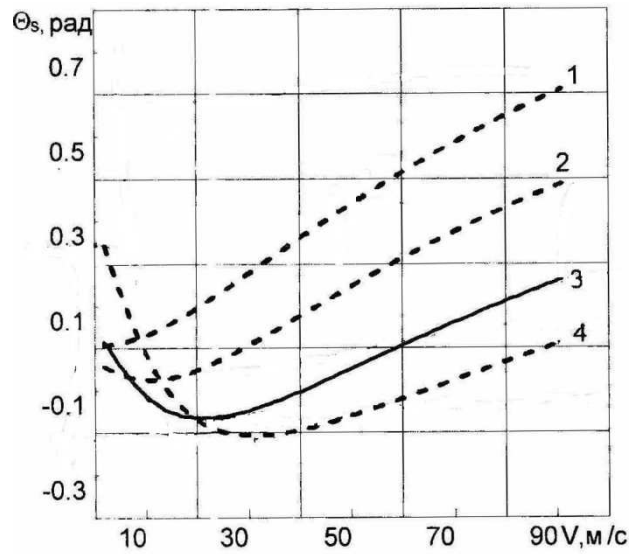


Рис. 3.5

Воздушный винт на режиме полета 1, геометрическая крутка которого была определена при условии обеспечения заданной тяги при нулевой скорости, не позволяет обеспечить заданную максимальную скорость горизонтального полета.

На Рис. 3.4 пунктирной линией обозначено значение потребной тяги, соответствующей минимально допустимому аэродинамическому качеству $K_a = 10$ проектируемого БЛА.

После выбора проектных параметров воздушных винтов расчет летных характеристик и соответствующих проектных ограничений по удельной нагрузке на крыло не представляет сложности [77].

Разработана программа на языке Visual Fortran, которая позволяет произвести необходимые вычисления проектных параметров воздушных винтов и летных характеристик беспилотных самолетов вертикального взлета и посадки.

При решении задачи реализован метод продолжения решения по параметру. Итерационные процедуры уточнения решения по схеме Ньютона организованы таким образом, чтобы избежать возможные в таких случаях сбои вычислений, вызванные расхождением нелинейного решения.

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ И ВЫВОДЫ

1. Разработана методика численного решения задачи по определению проектных параметров воздушного винта повышенной эффективности для многорежимных летательных аппаратов, основанная на расчете рациональной геометрии лопастей;

2. Проведены расчетные исследования рациональных значений углов установки лопастей несущего винта изменяемого шага на заданных режимах полета многорежимного конвертируемого летательного аппарата, позволившие обеспечить необходимую тягу при вертикальном взлете и на режиме максимальной скорости для выбранного двигателя и аэродинамического качества ЛА в горизонтальном полете;

3. Разработан алгоритм решения задач проектировочного расчета параметров воздушного винта повышенной эффективности с учетом сжимаемости воздуха при околозвуковой местной скорости на конце лопасти воздушного винта, учитывающий эффект резкого увеличения сопротивления при превышении критической скорости;

4. Разработаны модели и алгоритмы, позволяющие проектировать воздушные винты повышенной эффективности для обеспечения заданных летных характеристик высотных летательных аппаратов, а также многорежимных конвертопланов.

5. На основе разработанной методики и алгоритмов проведены проектировочные расчеты геометрии воздушных винтов для проектируемых сверхлегких и беспилотных летательных аппаратов.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Александров В.Л. Воздушные винты / В.Л. Александров. – М.: Оборонгиз, 1951. – 475 с.
2. Юрьев Б.Н. Импульсная теория воздушных винтов. // Труды ВВИА. 1948. № 306 – 115 с.
3. Жуковский Н.Е. Вихревая теория гребного винта. / Н.Е. Жуковский. – М: Гос. изд-во техн.-теорет. лит., 1950. - 240 с
4. Ветчинкин В.П. Теория и расчет воздушного гребного винта. / В.П. Ветчинкин, Н.Н. Поляков. – М.: Оборонгиз, 1940. – 520 с.
5. Майкапар Г.И. Аэродинамический расчет винтов по лопастной теории / Г.И. Майкапар, А.М. Лепилкин, Д.В. Халезов // Труды ЦАГИ. – 1940. - Вып. 529. – 28 с.
6. Майкапар Г.И. Приложения вихревой теории винта. / Г.И. Майкапар. // Труды ЦАГИ. – 1947. - вып.613. – 43 с.
7. Майкапар Г.И. Применение метода импульсов к исследованию воздушных винтов / Г.И. Майкапар. // Технические отчеты. / Изд. бюро новой техники НКАП. – 1947. – № 80. - с. 19-30.
8. Майкапар Г.И. О вихревой теории воздушного винта и испытаниях винта в аэродинамической трубе на распределение давления / Г.И. Майкапар. // Технические отчеты. / Изд. бюро новой техники НКАП. – 1946. - № 53. – 15 с.
9. Остославский, И. В. О работе винта, помещенного в кольцо / И. В. Остославский, В. Н. Матвеев. // Труды ЦАГИ. – М.: ЦАГИ, 1935. – 39 с.
10. Кузьмин Г.И. Воздушные винты. / Г.И. Кузьмин. – М.: Воениздат, 1937. – 140 с.
11. Ветчинкин В.П. О вибрациях винта нулевого шага в воздухе. / В.П. Ветчинкин, Н.С. Кирпичникова. // Труды ЦАГИ. – М.: ЦАГИ, 1937. – 16 с.

12. Риз П.М. Флаттер саблевидного винта / П.М. Риз, Ф.Л. Заржевская. // Технические отчеты. / Изд. бюро новой техники НКАП. – 1947. - № 115 – 30 с.
13. Риз П.М. Колебания лопастей воздушных винтов при резонансе и возникающие при этом в них напряжения / П.М. Риз // Труды ЦАГИ. / Изд. бюро новой техники НКАП – 1945. - № 572. – 13 с.
14. Риз П.М. Вибрации и динамическая прочность воздушных винтов / П.М. Риз, А. И. Пожалостин. // Труды ЦАГИ. / Изд. бюро новой техники НКАП – 1947. - № 609. – 81 с.
15. Лепилкин А.М. Аэродинамический расчет тяжелонагруженного винта при нелинейной зависимости подъемной силы профиля от угла атаки. / А.М. Лепилкин // Сборник работ по теории воздушных винтов. – М.: ЦАГИ, 1958. – 28 с.
16. Богословский К.Е. Экспериментальное исследование четырех винтовых и крыловых профилей в аэродинамической трубе Т-112 ЦАГИ при околосвуковых и сверхзвуковых скоростях / К.Е. Богословский, А.П. Никитина. // Труды ЦАГИ. – 1953. – 26 с.
17. Келдыш В.В. Проектирование и аэродинамический расчет воздушных винтов / В.В. Келдыш. // Труды ЦАГИ. / Изд. бюро новой техники НКАП. – 1946. - № 588. – с. 1-30.
18. Левенталь Е.Б. Динамика автоматического регулирования оборотов авиадвигателя посредством винта изменяемого шага / Е.Б. Левенталь. // Труды ЦАГИ. / Изд. бюро новой техники НКАП. – 1947. - № 602. – 74 с.
19. Фадеев Н.Н. Аналитический метод аэродинамического расчета самолета с винтом изменяемого шага. / Н.Н. Фадеев // Труды ЦАГИ. – М.: ЦАГИ, 1939. - № 408. – 68 с.
20. Шайдаков В.И. Аэродинамическое проектирование лопастей воздушного винта / В.И. Шайдаков, А.Д. Маслов. – М. Изд-во МАИ, 1995. – 69с.

- 21.Бураго С.Г. Аэродинамический расчет воздушного винта самолета / С.Г. Бураго, А.Н. Кишалов. – М., Изд-во МАИ, 1985. – 44с.
- 22.Шайдаков В.И. Аэродинамика винта в кольце. / В.И. Шайдаков. – М: Изд-во МАИ, 1996. - 87 с.
- 23.Бураго С.Г. Воздушные винты и компрессоры аэродинамических труб. / С.Г. Бураго. – М: МАИ, 1981 - 82 с.
24. Артамонов Б.Л. Оценка технической эффективности применения адаптивных винтов на преобразуемых винтокрылых летательных аппаратах. / Б.Л. Артамонов // Труды Российско-Китайской международной конференции по проектированию аэрокосмической техники. – М: Информиздат, 2007.
- 25.Морозов Ю.М. Воздушный винт и регулятор постоянных оборотов силовой установки самолета Ан-2. / Ю.М. Морозов. – Самара: Сам. гос. аэрокосм. ун-т, 2002. - 26 с.
- 26.Жуков К.А. Воздушные винты. / К.А. Жуков, Б.А. Углов. – Самара: Самар. гос. аэрокосмич. ун-т, 1993. - 56 с.
- 27.Betz A. The Theory of the Screw Propeller. // *NACA Technical Note 83*, 1922.
- 28.Glauert H. Airplane propellers. In: *Division L in Aerodynamic Theory*. В.: Springer, 1935. V. 7. P. 169–360.
- 29.Goldstein S. On the vortex theory of screw propellers // *Proc. Roy Soc. London*. A. V. 123. P. 440–465.
- 30.Theodorsen T. *Theory of Propellers*. N.Y.: McGraw-Hill, 1948.
- 31.Bolonkin A. A High efficiency fuselage propeller ("Fusefan") for subsonic aircraft. - Warrendale, PA SAE intern., 1999, 15 с.
- 32.Zimmer H., Hoffmann R. and Horstmann K.H. Investigations Of Modern General Aviation Propellers. // *AGARD, Aerodynamics and Acoustics of propellers*. - Toronto, Canada. - C-P-366, 16, 1984. – p. 247-248.
- 33.Adkins C. N., Liebeck, R. H. Design of optimum Propellers // *AIAA*, 1983. –p. 83-90.

34. Amatt W. Structural analysis and blade design. // Summary of propeller Design Procedures and Data, Volume II. - Henry V. Borst & associates, Distributed by NTIS., 1983.
35. Borst H. V. Aerodynamic Design and Installation. // Summary of propeller Design Procedures and Data, Volume I. - Henry V. Borst & associates, Distributed by NTIS, 1973.
36. Colozza A. High Altitude Propeller Design and Analysis Overview. - Cleveland Ohio: Federal Data Systems, 1998.
37. Koch L.D Design and Performance Calculations of a Propeller for Very High Altitude Flight. - Cleveland Ohio: Lewis Research Center. - NASA TM - 1998-206637, 1998.
38. Welch W. A. Lightplane Propeller Design, Selection, Maintenance & Repair, 1979.
39. Roncz J. Propeller Development for the Rutan Voyager // SAE Technical Paper 891034, 1989.
40. Schawe D., Rohardt C., Wichmann G. Aerodynamic design assessment of Strato 2C and its potential for unmanned high altitude airborne platforms. // Aerospace Science and Technology 6, 2002. – p. 43-51.
41. Sand E. Hub, actuator, and control design. // Summary of propeller Design Procedures and Data, Volume 3. - Henry V. Borst & associates, Distributed by NTIS, 1973.
42. Larrabee E. E. Practical Design of Minimum Induced Loss Propellers: [Электронный ресурс] // SAE International. USA, 1979. URL: <http://papers.sae.org/790585/>. (Дата обращения 21.05.2014).
43. Monk J. S. Initial Design of a HALE UAV // Internal Technical report / CSIR, 1995.
44. Турманидзе Р.С. Повышение летно-технических характеристик летательных аппаратов путем применения винта изменяемой геометрии / Р.С. Турманидзе, Л. Дадоне, Г.О. Санадзе. // Труды 5-го форума Российского вертолетного общества. – М.: МАИ. – 2002.

45. Турманидзе Р.С. Винт изменяемой геометрии с компенсацией центробежных сил и стенды для его статических и динамических испытаний. / Р.С. Турманидзе, Л. Дадоне, Ж.-Ж. Филипп. // Труды 7-го форума Российского вертолетного общества. – М.: МАИ. – 2006.
46. Гайнутдинов В.Г. О проектировании лопастей воздушного винта повышенной эффективности. / В.Г. Гайнутдинов, Н.В. Левшонков. // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника: Научно-технический журнал. – Изд-во Казан. гос. тех. университета. – Казань, 2013. - №2. – с. 3-7.
47. Скубачевский Г.С. Винтомоторные установки самолетов / Г.С. Скубачевский, Д.В. Хронин. – М.: Оборонгиз, 1946. – 235 с.
48. Теуш В.Л. Общий курс воздушных винтов / В.Л. Теуш, И.А. Сидоров. – М.: Оборонгиз, 1943. – 281 с.
49. Кравец А.С. Характеристики воздушных винтов / А.С. Кравец. – М.: Оборонгиз, 1941. – 263 с.
50. Теуш В.Л. Работа воздушного винта / В.Л. Теуш. – М.: Оборонгиз, 1944. – 84 с.
51. Орлов П.И. Автоматические воздушные винты / П.И. Орлов. – М.: Оборонгиз, 1941. – 323 с.
52. Алексеев А.Г. Определение угла установки лопастей ВИШ в полете / А.Г. Алексеев. // Труды ВВИА. / Издание академии. – 1947. – Выпуск 239. – 8с.
53. Хенвик И.Т. Автоматические воздушные винты ВИШ-111В-20 и ВИШ-111В-38: Техническое описание / И.Т. Хенвик. – М: Оборонгиз, 1948. - 34 с.
54. Аронин Г.С. Автоматические винты изменяемого шага. Конструкция, работа, эксплуатация / Г.С. Аронин. – М: Акад., 1942. - 55 с.
55. Автоматические воздушные винты. / В.Г. Богоявленский, Д.А. Гиршберг, И.Т. Денисов. – М: Оборонгиз, 1941. - 324 с.

56. Барышев Е.С. Техническая эксплуатация воздушного винта АВ-72. / Е.С. Барышев, Н.Т. Домотенко. – Рига: РКИИГА, 1987. - 45 с.
57. Ковалев Е.Д. Аэродинамическое проектирование воздушного винта / Е.Д. Ковалев, В.А. Удовенко // Авиация общего назначения. – Харьков. - №6. - 1999.
58. Юрьев Б.Н. Аэродинамический расчет вертолета / Б.Н. Юрьев. - М.: Оборонгиз, 1956. – 560 с.
59. Мельников А.П. Теория и расчет лопастей винта / А.П. Мельников, В.В. Свечников. – Ленинград: Издание ЛКВВИА, 1947. – 153 с.
60. Базилевский А.Н. Воздушные винты. / А.Н. Базилевский, А.М. Переверзев, В.В. Ушаков. – Киев: КИИГА, 1982 - 79 с.
61. Вождаев Е.С. Аэродинамический расчет воздушного винта на основе точных аналитических решений в задаче о нестационарном поле скоростей винтовых вихрей. / Е.С. Вождаев // Труды ЦАГИ. – М.: ЦАГИ, 2002. – Вып. 2659. - 23 с.
62. Стрижевский С.Я. Теория и расчет воздушных винтов. / С.Я. Стрижевский, Б.Н. Юрьев. – М: ВВИА им. Н. Е. Жуковского, 1948. - 255 с.
63. Лучанский И.А. Воздушные винты для летающих моделей. / И.А. Лучанский. – М: Изд-во ДОСААФ, 1958. - 119 с.
64. Лучанский И.А. Работа воздушного винта. / И.А. Лучанский, А.А. Яновский. – М: Изд-во ДОСААФ, 1954. - 143 с.
65. Кравец А.С. Характеристики авиационных профилей. / А.С. Кравец. – М.: Оборонгиз, 1939. – 332 с.
66. Юрьев Б.Н. Вихревая теория винта. / Б.Н. Юрьев – М.: ВВИА, 1947. – 112 с.
67. Бадягин А.А. Проектирование легких самолетов. / А.А. Бадягин, Ф.А. Мухамедов. – М.: Машиностроение, 1978. – 208 с.

68. Prandtl L. Schraubenpropeller mit geringstem Energieverlust (Screw Propellers with Minimum Energy Loss). // Reports of the Kaiser Wilhelm Institute for Flow Research, 1919.
69. Левшонков Н.В. Расчет характеристик винтов изменяемой геометрии аппаратов вертикального взлета и посадки/ Н.В. Левшонков// Современные технологии и материалы – ключевое звено в возрождении отечественного авиастроения: сборник докладов международной научно-практической конференции. Т.1. Казань, 10-11 августа 2010.- Казань: изд-во «Вертолет», 2010.- с. 186-189.
70. Вильдгрубе Л.С. Методика расчета аэродинамических и массовых характеристик соосных несущих винтов с жестким креплением лопастей (система ABC). / Л.С. Вильдгрубе, Э.Д. Сафронов. // Тр. Центр. аэрогидродинам. ин-та им. Н. Е. Жуковского. – М: Изд. отд. ЦАГИ, 1990. – 61 с.
71. Окулов В.Л. Развитие теорий оптимального ротора. К 100-летию вихревой теории гребного винта проф. Н.Е. Жуковского / В.Л. Окулов, Ж.Н. Соренсен, Г.А.М. ван Куик // Тр. ЦАГИ. 2013. № 2713. - 72 с.
72. Касторский В.Е. Практические работы по курсу воздушных винтов / В.Е. Касторский, Ф.П. Курочкин. – М.: Издание академии, 1948. – 147 с.
73. Николаев Д.Н. Приведение коэффициента полезного действия винта к стандартным атмосферным условиям / Д.Н. Николаев // Технические заметки. / Издание академии. – 1945. – Выпуск 3. – 19 с.
74. Wald Q. R. The Aerodynamics of Propellers// Progress in Aerospace Sciences. 2006. Vol.42.№2.p 85 – 128.
75. Martinov A.K., Practical aerodynamics. Oxford: Pergamon press, 1965. - 385 p.
76. Loftin L.K. Jr., Smith H.A. Aerodynamic characteristics of 15 NACA airfoil sections at seven Reynolds numbers from 0.7×10^6 to 9.0×10^6 : [Электронный ресурс] // NASA. USA, 1949.

URL: <http://naca.central.cranfield.ac.uk/reports/1949/naca-tn-1945.pdf>.

(Дата обращения 21.05.2014).

77. Wichmann G., Köster H. Leistungsnachrechnung des Propellers des Höhenforschungsflugzeugs Strato 2C – DLB-IB 129-96/31, 1996. – 135 p.
78. Левшонков Н.В. Автоматизированное проектирование винтов повышенной эффективности для высотных самолетов / Н.В. Левшонков // Проблемы и перспективы развития авиации, наземного транспорта и энергетики «АНТЭ-2013»: международная научно-техническая конференция, 19 – 21 ноября 2013 г.: сборник докладов. – Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2013. – с. 56-61.
79. Патент - 2456208 РФ, МПК В64 С 37/00 (2006.01). Конвертоплан/ В.Г. Гайнутдинов, К.Г. Крикун, Н.В. Левшонков; Государственное образовательное учреждение высшего профессионального образования Казанский государственный технический университет им. А.Н. Туполева (КГТУ-КАИ).- № 2011100340/11; Заяв. 11.01.2011; Оpubл. 20.07.2012.
80. Патент - 2456209 РФ, МПК В64 С 37/00 (2006.01). Конвертоплан/ В.Г. Гайнутдинов, К.Г. Крикун, Н.В. Левшонков; Государственное образовательное учреждение высшего профессионального образования Казанский государственный технический университет им. А.Н. Туполева (КГТУ-КАИ).- № 2011100342/11; Заяв. 11.01.2011; Оpubл. 20.07.2012.
81. Левшонков Н.В. Методы весовой балансировки ротора сверхлегкого вертолета с соосными винтами. // Вестник Казанского государственного технического университета им. А.Н. Туполева: Научно-технический журнал. - Изд-во Казан. гос. тех. университета. – Казань, 2013. - №2. выпуск 1. – с. 5-7.
82. Левшонков Н.В. Балансировочные расчеты для сверхлегкого вертолета/ Н.В. Левшонков// Современные технологии, материалы, оборудование и ускоренное восстановление квалифицированного кадрового

- потенциала – ключевые звенья в возрождении отечественного авиа- и ракетостроения: сборник докладов международной научно-практической конференции. Т.4. Казань, 14-16 августа 2012. – Казань: изд-во «Вертолет», 2012.- с. 341-346.
83. Патент - 2481235 РФ, МПК В64 В 1/02 (2006.01). Дирижабль с подвижным крылом/ В.Г. Гайнутдинов, Н.В. Левшонков; Государственное образовательное учреждение высшего профессионального образования Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева (КНИТУ-КАИ).- № 2011128640/11; Заяв. 11.07.2011; Опубл. 10.05.2013.
84. Левшонков Н.В. Беспилотный аппарат легче воздуха/ Н.В. Левшонков// Проблемы и перспективы развития авиации, наземного транспорта и энергетики «АНТЭ-2011»: Материалы VI Всероссийской научно-технической конференции. Т.1. Казань, 12-14 октября 2011 года. – Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун.-та, 2011. 596 с. – с. 155-158.
85. Левшонков Н.В. Математическое обеспечение полета тактического беспилотного летательного аппарата/ Н.В. Левшонков// XIX Туполевские чтения: Международная молодёжная научная конференция, 24-26 мая 2011 года: Материалы конференции. Том I. Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун.-та. 2011. 432 с. – с. 27-29.
86. Гайнутдинов В.Г. О проектировочном расчете летных характеристик сверхлегкого самолета с поршневым двигателем. / В.Г. Гайнутдинов, А.В. Гайнутдинова, Н.Н. Камалетдинов. // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника: Научно-технический журнал. – Изд-во Казан. гос. тех. университета. – Казань, 2009. - №1. – с. 63-65.
87. Свечников В. С. Влияние фюзеляжа на индуктивные скорости винта. / В.С. Свечников. // Технические отчеты. / М-во авиац. пром-сти СССР – М: ЦАГИ, 1948. – 29 с.