

Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего образования
«Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет)»

На правах рукописи



Каргаев Максим Владимирович

**Метод проектирования лопастей несущего винта вертолета
с учетом ветрового воздействия**

05.07.02 – Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов

Диссертация на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Научный руководитель:
Игнаткин Юрий Михайлович
кандидат технических наук, доцент

Москва – 2021

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ.....	4
ГЛАВА 1. СТАТИЧЕСКАЯ ПРОЧНОСТЬ ЛОПАСТЕЙ НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЕТА ПРИ ДЕЙСТВИИ ВЕТРА НА СТОЯНКЕ.....	25
1.1 Статическая устойчивость невращающихся лопастей.....	25
1.2 Расчет напряжений в незашвартованной лопасти на базе линейной модели нагружения.....	40
1.3 Расчет напряжений в зашвартованной и незашвартованной лопасти на базе нелинейной модели нагружения.....	51
1.4 Экспериментальные исследования статической прочности лопасти при имитации ветровой нагрузки с помощью дискретно распределенной нагрузки.....	64
ГЛАВА 2. ДИНАМИЧЕСКАЯ ПРОЧНОСТЬ ЛОПАСТЕЙ НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЕТА ПРИ ДЕЙСТВИИ ВЕТРА НА СТОЯНКЕ.....	69
2.1 Расчет динамических напряжений в лопасти на базе нелинейной модели нагружения при нестационарном воздействии ветра.....	69
2.2 Динамическая устойчивость лопасти при гармоническом воздействии ветра.....	83
2.3 Расчет полетного ресурса лопасти с учетом воздействия ветра на стоянке.....	97
2.4 Экспериментальные исследования ветрового воздействия на незашвартованные лопасти от индуктивного потока, создаваемого рядом стоящим вертолетом.....	114
ГЛАВА 3. МЕТОД ПРОЕКТИРОВАНИЯ ЛОПАСТЕЙ НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЕТА, УЧИТЫВАЮЩИЙ ВЕТРОВОЕ ВОЗДЕЙСТВИЕ.....	128
3.1 Требования к лопастям при проектировании.....	129
3.2 Алгоритм проектирования лопастей несущего винта вертолета с учетом явлений ветрового нагружения.....	131

ЗАКЛЮЧЕНИЕ	141
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ	143
Приложение А. Копии актов о внедрении результатов диссертационной работы	155

ВВЕДЕНИЕ

Актуальность темы исследования.

В настоящее время, как в России, так и за рубежом в гражданских и военных сферах широко используются вертолеты. Ветровой режим территорий нашей планеты отличается большим многообразием. В текущий исторический момент руководством нашей страны принято решение о дальнейшем освоении регионов Арктической зоны, которая отличается как суровыми природно-климатическими условиями, так и сильными ветрами (скорость до 40-60 м/с у земли [1]). Данное решение закреплено в Указе Президента РФ от 26 октября 2020 г. № 645 «О Стратегии развития Арктической зоны Российской Федерации и обеспечения национальной безопасности на период до 2035 года». При реализации данного Указа предполагается массово использовать вертолеты. Прогнозируемые регионы эксплуатации вертолетов в Арктической зоне РФ приведены на рисунке 1. На рисунке 1 снизу сплошной линией отмечен северный полярный круг, сверху – северный морской путь. Средние скорости ветра на территории РФ приведены на рисунке 2.

Необходимость эксплуатации вертолетов в условиях сильного ветрового воздействия - прибрежных территориях северной части России и Арктической зоне, требует пересмотра существующих методов и процедур проектирования и эксплуатации вертолетов, и их адаптации к арктическим условиям.

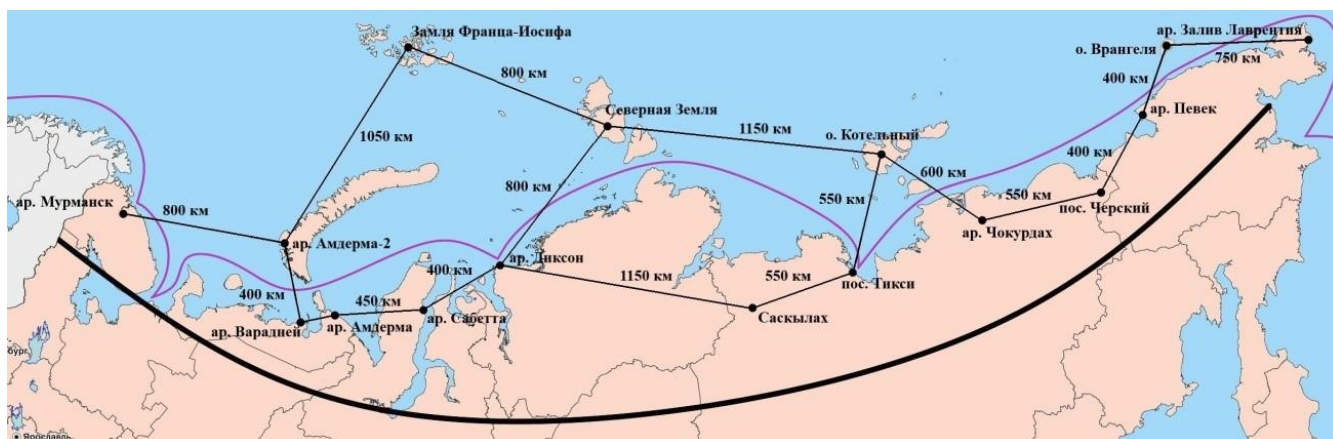


Рисунок 1 – Прогнозируемые регионы эксплуатации вертолетов [1]

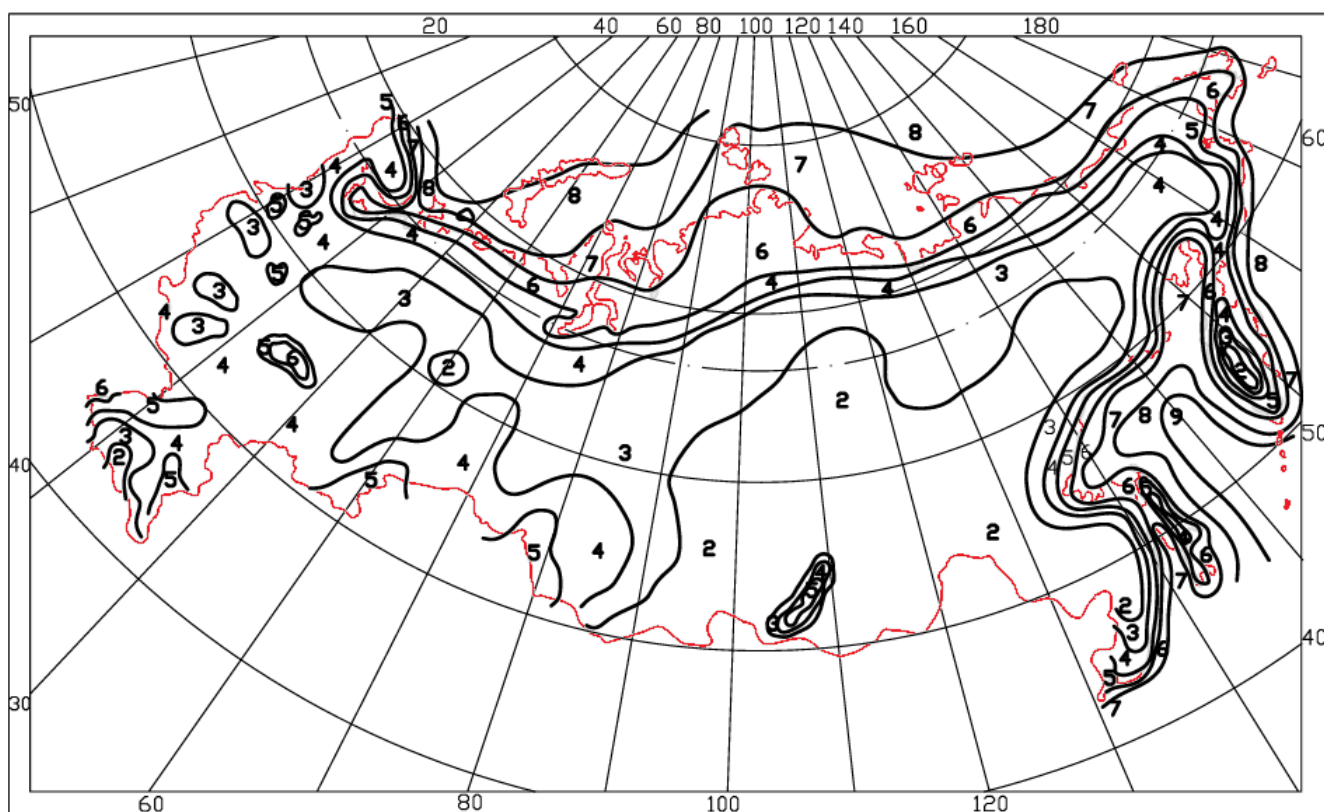


Рисунок 2 – Среднегодовые скорости ветра на территории РФ (м/с) [2]

В процессе эксплуатации вертолеты, находящиеся на стоянке, в течение длительного времени подвергаются воздействию ветра различной интенсивности. Воздействие ветра на стоянке выражается в создании аэродинамических сил на невращающихся лопастях вертолета. При этом лопасти несущего винта (ЛНВ), в том числе и зашвартованные, испытывают изгибные напряжения. Так как параметры лопастей традиционно выбираются исходя из условий их работы в поле центробежных сил, обуславливающих им необходимую жесткость по восприятию аэродинамических нагрузок, то при отсутствии вращения винта обладают весьма небольшой собственной жесткостью. Этот факт обуславливает их высокую чувствительность к ветровому нагружению. В зависимости от направления и скорости ветра, упругих и массовых характеристик лопасти, напряжения, обусловленные ветровым воздействием, могут достигать значительных величин.

Практически известно, что ветровое нагружение способно приводить к

повреждениям ЛНВ вертолета, препятствующих возможности их дальнейшей эксплуатации. Это происходит как с зашвартованными, так и с незашвартованными лопастями. Связанные с ними единой силовой схемой агрегаты автомата перекося и втулок также повреждаются. Для ЛНВ возможны случаи: изгиба лонжерона с появлением остаточных деформаций, вплоть до его разрушения; появления гофров на хвостовых отсеках; касания лопастью земли или хвостовой балки вертолета. Известны случаи разрушения ЛНВ вертолетов типа Ми-6, Ми-26, Ми-8 и Ми-24 при воздействиях штормового ветра. Примеры ЛНВ вертолетов типа Ми-8 и Ми-26, подвергшихся воздействию ветра на стоянке вертолета, приведены на рисунке 3. Из приведенных примеров видно, что применяемая на вертолете Ми-8 швартовка ЛНВ не обеспечивает их сохранность. Вместе с тем, штатная швартовка, применяемая на большинстве типов вертолетов, не препятствует прогибам лопасти вниз, при действии ветровой нагрузки направленной сверху-вниз. Вследствие этого, при воздействии порывов ветра происходят связанные колебания лопастей и швартовочного троса.



а) Лопasti несущего винта вертолета Ми-8



б) Лопasti несущего винта вертолета Ми-8



в) Лопasti несущего винта вертолета Ми-26

Рисунок 3 – Примеры последствий воздействия ветра на лопасти несущего винта

Таким образом, применяемая швартовка ЛНВ, предназначенная для предупреждения возможности повреждения лопастей и других агрегатов несущего винта (НВ) при воздействии ветра на стоянке, так же, как и

традиционный подход к проектированию лопастей без достаточного учета ветрового воздействия, не обеспечивают сохранности агрегатов НВ при воздействии штормового ветра.

Таким образом, эксплуатация вертолетов в условиях сильного ветрового воздействия может приводить не только к финансовым потерям эксплуатантов вертолетов (высокая стоимость и длительность замены комплекта лопастей), но также и к увеличению рисков возникновения аварий и снижению безопасности полетов. Недавним примером такого рода событий является случай разрушения ЛНВ вертолета Ми-8, оказавшегося на Мутновском вулкане в условиях сильного ветра [3].

Как показывает опыт эксплуатации вертолетов, в настоящее время задача защиты ЛНВ от повреждений, связанных с воздействием ветра на стоянке, практически, остается до конца нерешенной. Очевидно, что данная задача должна решаться еще на этапе проектирования вертолета, и в частности, лопастей несущего винта. Общепринято, что в зависимости от назначения вертолета при его проектировании необходимо обеспечивать выполнение различных требований норм летной годности: Руководства для конструкторов (РДК) [4], Норм летной годности гражданских вертолетов СССР (НЛГВ-2) [5], либо Авиационных правил Часть 29 (АП-29) [6] и рекомендательного циркуляра АС-29-2С [7]. На текущий момент ответственными разработчиками вертолетов проектирование транспортных вертолетов гражданского назначения ведется в соответствии с нормами АП-29 [6] и рекомендательного циркуляра АС-29-2С [7]. Необходимость защиты лопастей от воздействия ветра на стоянке, обозначена в действующих авиационных правилах. Согласно пункту 29.675 b рекомендательного циркуляра АС-29-2С [7], в котором даются процедуры определения соответствия требованиям норм летной годности АП-29 [6], при проектировании несущей системы необходимо избегать перегрузок упоров и лопастей в условиях порывов ветра на стоянке или потока от несущего винта близко выходящего винтокрылого аппарата. Указания (расчетные случаи II-3 и IV-3) о необходимости защиты лопастей от действия ветра, без приведения конкретных методик расчета,

также содержатся в НЛГВ-2 [5]. Обычно на практике, при проектировочных расчетах ЛНВ, в части обеспечения статической прочности ограничиваются ее расчетом под действием массовых сил, а в части учета ветрового воздействия – обеспечением устойчивости нижней панели лонжерона при расчетном падении лопасти на упор ограничителя свеса.

Таким образом, существующие нормы летной годности вертолетов не содержат достаточных формализованных требований, позволяющих проектировать ЛНВ под заданные ветровые режимы и обеспечивать безопасную эксплуатацию вертолетов в условиях ветрового нагружения. Однако конструкторам для выбора параметров проектируемых лопастей необходимо иметь четкое представление о явлениях ветрового нагружения, а также иметь математические модели, позволяющие с приемлемой точностью рассчитывать значимые ветровые характеристики и параметры напряженно-деформированного состояния лопасти.

Эти и перечисленные выше обстоятельства вызывают необходимость в проведении фундаментальных исследований, направленных на выяснение физической картины ветрового нагружения лопасти - поиск и исследование основных факторов, влияющих на характеристики статической и усталостной прочности лопастей, их динамическую и статическую устойчивость. А также, на завершающем этапе, необходимость в создании метода проектирования лопастей несущего винта вертолета, учитывающего исследованные явления ветрового нагружения.

Объект и предмет исследования.

Объект исследования – невращающиеся зашвартованные и незашвартованные лопасти несущего винта вертолета.

Предмет исследования – явления ветрового нагружения невращающихся зашвартованных и незашвартованных лопастей несущего винта вертолета.

Степень разработанности темы исследования.

Раскроем суть исследуемой проблемы, для чего проведем обзор литературы по предмету исследования, в котором дадим характеристику степени разработанности проблемы и авторскую аналитическую оценку основных теоретических подходов к ее решению.

При создании новой лопасти НВ вертолета центральным является этап выбора ее основных параметров, и в частности характеристик сечений лопасти. Опытно-конструкторские бюро (ОКБ), занимающиеся разработкой вертолетов, используют свои методы и алгоритмы выбора параметров лопастей НВ, которые содержат в себе все доступные им теоретические и практические знания и выдвигаемые на основе них требования к проектированию.

Лопасть НВ современного вертолета представляет собой сложный агрегат, который должен удовлетворять весьма разнообразным и противоречивым требованиям. Основными из которых являются [8]:

1. Обеспечение статического прогиба на стоянке, не превышающего возможного по конструктивным соображениям;
2. Обеспечение требований статической прочности:
 - напряжения, действующие в лонжероне от центробежных сил, не должны превышать допустимых напряжений;
 - напряжения, действующие в лонжероне на стоянке под действием массовых сил лопасти, не должны превышать допустимых напряжений;
3. Необходимый запас по потере устойчивости типа флаттер;
4. Получение собственных частот колебаний лопасти, достаточно удаленных от частот вынужденных колебаний лопасти;
5. Получение уровня динамических напряжений, обеспечивающих необходимый ресурс;
6. Достаточная жесткость лопасти на изгиб в плоскостях тяги и вращения, а также на кручение;
7. Получение высоких аэродинамических качеств;
8. Технологичность, необходимая для серийного производства.

Учесть вышеизложенные требования достаточно трудно. Тем не менее существует ряд методических разработок, дающих возможность рассчитать отдельные характеристики лопастей НВ, исходя из различных критериев.

Среди отечественных работ, посвященных методам проектирования лопасти, известны научные труды Некрасова А.В. [9], Иванова А.Н. [10], Богданова Ю.С. и Скулкова Д.Д. [8], Пчелкина В.М. и Павленко Н.С. [11, 12], Бондаренко В.С. [13-15], Бурцева Б.Н. [16]. Среди зарубежных авторов можно выделить современные научные работы Pflumm T., Garre W., Hajek M., Amoozgar M.R., Shaw A.D., Zhang J., Wnag C., Friswell M.I., Lemanski S.L., Weaver P.M., Hill G.F.J., Li L., Volovoi V.V., Hodges D.H., Visweswaraiiah S.B., Ghiasi H., Pasini D., Lessard L., Cesnik CES, Hodges DH [17-24]. Остановимся более подробно на анализе некоторых из этих работ.

В работе Некрасова А.В. [9] проведен анализ весовой структуры лопасти НВ вертолета. Исходя из требований статической прочности, лопасть разделяется на три участка по длине, различающиеся по характеру нагружения от центробежной силы и собственной массы. В работе получены формулы для расчета погонной массы лопасти и сделаны выводы по оценке ее минимально осуществимой массы. Приведенная методика по определению массы лопасти НВ используется для выбора оптимальных параметров вертолета в целом на этапе предэскизного проектирования. В результате чего определяется масса лопасти, число лопастей, радиус и хорда лопасти. Эти данные являются исходными для дальнейшего проектирования лопасти.

Выбору параметров лопасти НВ посвящена работа Иванова А.Н. [10], позволяющая на этапе проектировочного расчета вычислить некоторые геометрические характеристики лопасти, а также получить распределение массовых и жесткостных характеристик по радиусу лопасти, исходя из статистических данных и параметрических расчетов.

В работе Cesnik CES, Hodges DH [17] представлена общая схема моделирования композиционных лопастей несущего винта. Разработанное по данной схеме инженерное программное обеспечение (VABS) обеспечивает точное

представление структуры лопасти, что позволяет проектировщику использовать все преимущества композиционных материалов при проектировании лопастей несущих винтов. VABS способен учитывать анизотропные, неоднородные материалы и представлять общую геометрию поперечного сечения, не требуя дорогостоящего использования трехмерной дискретизации конечных элементов, без потери точности, присущей любому упрощенному представлению поперечного сечения.

В работе Visweswaraiah S.B., Ghiasi H., Pasini D., Lessard L. [19] рассматривается оптимизация углов наклона и внутренней геометрии композитной лопасти вертолета с двухлонжеронной внутренней конструкцией. Постановка задачи предполагает одновременную оптимизацию нескольких критериев: трех параметров жесткости, минимизацию массы лопасти и расстояния между центром масс и аэродинамическим центром.

Среди методов относящихся к оптимизации упругомассовых характеристик лопасти несущего винта вертолета предусматривающих наличие прототипа конструкции, полученного каким-либо другим способом можно выделить работы Богданова Ю.С. и Скулкова Д.Д. [8], Пчелкина В.М. и Павленко Н.С. [12].

Так, в методе [8] в основе выбора прототипа лежит методика Иванова А.Н. Используя данные, полученные по этой методике, как данные в первом приближении, метод «аналитического проектирования» предусматривает оптимизацию упругомассовых характеристик лопасти, исходя из условия отсутствия резонанса частот собственных и вынужденных колебаний лопасти и «минимизации» динамических напряжений, применяя методы линейного и нелинейного программирования.

Работа Пчелкина В.М. и Павленко Н.С. рассматривает задачу в следующей постановке [12]. По заданному прототипу конструкции, распределению погонной массы и моментов инерции при изгибе в плоскости наименьшей жесткости получить новое распределение масс и моментов инерции, удовлетворяющие планируемым ограничениям относительно прототипа по спектру частот трех изгибных форм, прогибу при свесе, центробежной силе, массовому моменту

инерции относительно оси вращения винта. Новое распределение должно обеспечить минимальное приращение массы лопасти в целом относительно прототипа.

Вопросы автоматизации проектирования лопасти несущего винта вертолета, выбор параметров сечений лопасти, как и общий метод, включая алгоритмы, проектирования лопасти приведены в работах Бондаренко В.С. [13-15]. Подходы системного проектирования несущих винтов вертолетов изложены в работе Бурцева Б.Н. [16]. В работах [25-27] изложены особенности нагружения и выбора параметров комлевой части лопасти несущего винта выполненной из композиционных материалов.

Общепринятая в нашей стране процедура определения безопасного полетного ресурса лопастей несущего винта вертолета описана в работах [28, 29]. В основе существующего метода определения ресурса лежат правило линейного суммирования повреждаемостей Пальмгрена-Майнера и метод Селихова А.В. определения коэффициента запаса по напряжениям. Способу определения коэффициента безопасности на этапе летных испытаний конструкции вертолета посвящена работа [30]. Вопросы комплексного обеспечения безопасности вертолета с учетом фактического расходования его ресурса изложены в работе [31]. Отметим, что в настоящее время при расчете ресурса учитываются напряжения только от полетного спектра нагружения. Методы расчета напряжений в лопастях несущего винта при полете вертолета на малых, средних и больших скоростях изложены в [28, 32, 33].

В работе Павленко Н.С. и Братухиной А.И. [34] изложена методика расчета динамических напряжений в лопасти несущего винта под действием ветра на основе линейной модели малых колебаний. При этом швартовка моделируется неподвижным концом лопасти. Также, впервые выполнен расчет ресурса лопастей несущего винта от ветровых нагрузок на стоянке вертолета. Путем сравнения данных из эксплуатации и расчетных данных, установлен факт возможности преждевременного выхода из строя конструкции лопасти из-за воздействия ветра. При этом в данном расчете ресурса не учитывалась

повреждаемость от полетного спектра нагружения.

Расчету напряжений в невращающейся лопасти рулевого винта при ее ударе по упору горизонтального шарнира от действия порыва ветра посвящена работа Мягкого Ю.А. и Рождественского М.Г. [10]. На основе выполненных расчетов установлена возможность повреждения элементов лопасти от ветровых нагрузок.

Задача расчета напряжений в лопасти несущего винта вертолета, поднятой порывом ветра при ее падении на упор ограничителя свеса, решена и представлена в монографии Михеева Р.А. [29].

Особенностью нагружения гибких конструкций типа невращающихся лопастей большого удлинения является зависимость аэродинамических сил от перемещений и деформаций конструкции. В случае с невращающейся лопастью, вследствие действия аэродинамических сил возникают перемещения (колебания) лопасти, при которых изменяются углы атаки сечений, а следовательно, и величины аэродинамических сил. Это обстоятельство указывает на необходимость рассмотрения явлений ветрового нагружения невращающихся лопастей в аэроупругой постановке.

Вопросы аэроупругости конструкции при проектировании агрегатов летательных аппаратов занимают особое место [35, 36]. Весомый вклад в теоретическое решение проблем статической аэроупругости крыльев самолетов внесли отечественные ученые [35] Фролов В.М., Александров Г.В., Серебрянский Я.М., Гроссман Е.П., Пархомовский Я.М. Особый интерес прикован к исследованиям дивергенции самолетов с крылом обратной стреловидности, в частности, со скользящим крылом. Большой вклад в решение вопросов, связанных с созданием самолетов с крылом обратной стреловидности внесли Евсеев Д.Д., Ишмуратов Ф.З., Амирьянц Г.А., Токарь В.Л., Мамедов О.С., Найко Ю.А., Булычев Г.А., Чедрик В.В. [35].

Наряду со статической аэроупругостью существует класс явлений динамической аэроупругости [35, 36]. Для конструкций большого удлинения работающих в условиях набегающего нестационарного потока воздуха возможно наступление явления параметрического резонанса. В фундаментальной работе

Болотина В.В. [37] рассмотрены вопросы определения областей динамической неустойчивости, критических частот и коэффициентов возбуждения для систем с одной и многими степенями свободы. Теория параметрических колебаний также освещена в справочнике [38].

Вопросы влияния упругости конструкций на нагружение и аэродинамические характеристики летательных аппаратов также приведены в работах [39-41]. Задачи аэроупругости для крыльев и лопастей несущего винта в полете в различных постановках представлены в работах [42-45]. Решение задач статической и динамической аэроупругости крыльев большого удлинения в строгой трехмерной постановке с учетом связанных упругих деформаций в направлениях размаха и хорды представлены в работах [46-48].

Среди работ зарубежных авторов, посвященных вопросам аэродинамики и аэроупругости лопастей и крыльев летательных аппаратов, можно выделить научные труды Johnson W., Leishman J.G., Freidmann P.P., Brocklehurst A., Barakos G. N., Richard L. Bielawa, Earl H. Dowell [49-55].

Для расчета сил и моментов на лопастях используется гипотеза плоских сечений, нормальных к оси лопасти [28]. Согласно этой гипотезе, силам, действующим на элемент несущей поверхности в трехмерном потоке, ставятся в соответствие силы, действующие на тот же элемент в плоскопараллельном потоке при соответствующих углах атаки и скоростях обтекания. Для определения сил, действующих на профиль, в двумерном потоке, традиционно используются результаты продувок в аэродинамических трубах [56-58]. Теории данной группы, в совокупности с круговыми продувками и азимутальными обдувками могут, без существенной потери в точности модели, быть использованы для задач статического и динамического изгиба лопастей несущего винта вертолета, обдуваемого ветровым потоком в стояночном положении. В связи с изложенным, целесообразно определение аэродинамических нагрузок в сечении лопасти несущего винта, обдуваемой ветровым потоком, производить на основе имеющихся экспериментальных данных по продувке прямых и скользящих крыльев. Соответствующие данные содержатся в работах [59, 60].

В нелинейной лопастной вихревой модели винта, разработанной коллективом ученых Игнаткиным Ю.М., Макеевым П.В., Шомовым А.И. на кафедре «Проектирование вертолетов» МАИ [61, 62], используются известные положения теории несущей линии. Элементы вихревой системы моделируются прямолинейными участками диффундирующих вихрей. Удаленный вихревой след моделируется на основе приближенных моделей. Аэродинамические характеристики винта существенным образом определяются кинематикой и динамикой лопастей [63]. В классическом подходе учитывается влияние на аэродинамические характеристики винта первой гармоники угла взмаха лопасти, полученной в результате решения уравнения махового движения [64].

Так как ветер – это одно из наиболее опасных метеорологических явлений для ряда отраслей экономики, техники и инфраструктуры, изучению ветрового режима уже давно уделяется большое внимание [65-68]. В настоящее время имеется большое количество теоретических и экспериментальных работ, посвященных исследованию ветровых нагрузок, действующих на различного рода наземные сооружения и конструкции [2, 69-76], в которых используются различные модели ветра. Однако применительно к гибким конструкциям типа лопастей НВ таких работ весьма мало. Для решения задач динамики лопасти НВ под воздействием ветра, а также задач усталостной прочности, в отличие от задач статики, необходимо иметь динамическую модель ветра. С этих позиций наибольший интерес для настоящего исследования представляет продольная составляющая скорости ветра. Существующие решения позволяют в достаточной мере учесть структуру и повторяемость скоростей ветра в приземном слое атмосферы для оценки реальной нагруженности и повреждаемости лопастей.

В большинстве типовых работ, например [75], посвященных описанию ветра, учитываются лишь простейшие характеристики случайной скорости ветра, такие, как среднегодовая скорость ветра и плотность распределения вероятностей. Однако в задачах данного исследования необходимо учитывать изменчивость скорости ветра во времени, так как требуется знать частоты и модуль мгновенной скорости.

Модели, отвечающие указанным требованиям представлены в работах Бобронникова В.Т. [70, 71], Обухова С.Г. и Плотникова И.А. [77], Удалова С.Н. [65, 69].

В.Т. Бобронниковым разработана имитационная модель ветра как коррелированного во времени случайного процесса [94, 95]. Основу модели составляет представление горизонтального ветра в атмосфере в виде векторного случайного процесса, состоящего из двух некоррелированных друг с другом, но коррелированных во времени гауссовских случайных процессов. Расчет параметров модели ведется путем статистической обработки результатов многолетних измерений величины и направления скорости ветра, собранных на наземных метеорологических станциях, расположенных на территории Российской Федерации. Модель представлена тремя вариантами статистической модели скорости горизонтального ветра.

Модель С.Г. Обухова [77] имеет простую структуру, легко реализуема и хорошо согласуется с результатами исследований других авторов, занимающихся разработкой математических моделей ветра. С.Н. Удаловым разработано три качественно различных модели ветра: вероятностная, спектральная и нечеткая [65, 69]. Из представленных моделей спектральная, в большей степени удовлетворяет требованиям настоящего исследования.

Таким образом, в настоящее время, существует множество теоретических и экспериментальных работ связанных с решением прочностных, аэродинамических и проектировочных задач применительно к лопастям несущих винтов вертолетов. Тем не менее, остаются неисследованными вопросы, связанные:

- со статической и динамической устойчивостью зашвартованной и незашвартованной ЛНВ вертолета, находящейся на стоянке под воздействием ветра;
- с определением параметров напряженно-деформированного состояния зашвартованной и незашвартованной ЛНВ при стационарном и нестационарном воздействиях ветра на основе линейной и нелинейной моделей нагружения;
- с определением полетного ресурса ЛНВ вертолета с учетом ветрового спектра нагружения на стоянке вертолета;

- с достаточностью необходимых требований к ЛНВ вертолета, предназначенным для эксплуатации в условиях ветра;
- с отсутствием метода проектирования ЛНВ вертолета под заданные ветровые режимы.

Цель и задачи.

Цель диссертации – разработка метода проектирования лопастей несущего винта вертолета с учетом ветрового воздействия.

Для достижения выбранной цели было необходимо решить следующие задачи:

1. Исследовать статическую и динамическую устойчивости лопасти несущего винта вертолета, находящейся на стоянке под воздействием ветра.
2. Разработать методы определения параметров напряженно-деформированного состояния зашвартованной и незашвартованной лопастей несущего винта при стационарном и нестационарном воздействиях ветра на основе линейной и нелинейной моделей нагружения.
3. Разработать метод определения полетного ресурса лопастей несущего винта вертолета с учетом ветрового спектра нагружения на стоянке вертолета.
4. Сформулировать дополнительные требования к лопастям несущего винта вертолета, предназначенным для эксплуатации в условиях ветра.
5. Дополнить существующие в практике ОКБ алгоритмы проектирования лопастей несущего винта в части учета дополнительных требований ветрового нагружения.

Научная новизна.

На основе выполненных исследований получены следующие новые научные результаты:

1. Разработан метод проектирования лопастей несущего винта вертолета, учитывающий дополнительные требования, обусловленные ветровым воздействием окружающей среды на стоянке вертолета в различных природно-климатических условиях.

2. Исследована возможность потери как статической, так и динамической устойчивости зашвартованных и незашвартованных лопастей несущего винта вертолета, находящихся на стоянке под воздействием ветра.

3. Разработана методика расчета ресурса лопастей несущего винта вертолета с учетом их ветрового нагружения на стоянке.

4. На базе нелинейной модели нагружения уточнен метод расчета динамических напряжений в зашвартованной и незашвартованной лопастях вертолета, обдуваемых ветровым потоком.

5. На базе линейной и нелинейной моделей нагружения разработаны методы расчета статических напряжений в зашвартованной и незашвартованной лопастях вертолета, обдуваемых ветровым потоком.

6. Сформулированы дополнительные требования к лопастям несущего винта, обусловленные явлениями их ветрового нагружения на стоянке вертолета.

Теоретическая значимость работы.

Теоретическая значимость работы заключается в том, что впервые:

1. Получены аналитические зависимости для расчета:

- критических скоростей ветрового потока, приводящих к потере лопастью статической устойчивости;
- прогибов, углов поворота, изгибающих моментов и напряжений в сечениях лопасти для случая стационарного воздействия ветра;
- критических частот, коэффициентов возбуждения и границ для главной и двух побочных областей динамической неустойчивости зашвартованной и незашвартованной лопасти несущего винта.

2. Составлены нелинейные уравнения статического нагружения зашвартованной и незашвартованной лопасти, обдуваемой ветровым потоком. Предложена вычислительная схема его решения на основе метода последовательных возмущений параметров В.В. Петрова.

3. Выведены нелинейные дифференциальные уравнения в частных производных, описывающие движение зашвартованной и незашвартованной

лопасти при нестационарном воздействии ветра. Разработан метод их решения на основе сведения методом Галеркина исходного уравнения к системе линейных дифференциальных уравнений и последующего их интегрирования методом Ньюмарка.

4. Составлены системы уравнений для определения амплитуд колебаний лопасти в пределах четных и нечетных областей динамической неустойчивости.

5. Получено уравнение для определения полетного ресурса лопасти с учетом полетного и ветрового спектров нагружения и предложен метод задания параметров этого уравнения.

6. Сформулированы и интегрированы в алгоритм проектирования требования к ЛНВ вертолета, предназначенным для эксплуатации в условиях ветра.

Практическая значимость работы.

Результаты диссертационной работы позволяют:

Эксплуатирующим организациям:

- обеспечить безопасную эксплуатацию лопастей несущих винтов вертолетов в условиях сильного ветрового воздействия (в том числе Арктической зоны);
- снизить финансовые затраты на приобретение новых комплектов лопастей, взамен вышедших из строя из-за воздействия ветра;
- своевременно принимать меры по обеспечению сохранности лопастей несущего винта в случае превышения безопасных значений скорости ветра;
- определять районы, в которых возможно безопасное безаэродромное базирование вертолета по условиям отсутствия ущерба от ветрового воздействия.

Разработчикам вертолетной техники:

- проектировать лопасти несущего винта под заданные ветровые режимы;
- определить величину предельной скорости ветра на стоянке для различных типов зашвартованных и незашвартованных лопастей;
- уточнить методику исследования технического состояния агрегатов несущей системы, подвергшихся воздействию штормового ветра на стоянке;

- включить в летную и техническую документацию вертолетов дополнительные рекомендации по обеспечению сохранности лопастей несущего винта, эксплуатирующихся в условиях ветра.

Методология и методы исследования.

Для решения поставленных в диссертации задач использовались:

- аналитические и численные методы математического моделирования;
- теория дифференциальных уравнений и уравнения Матье-Хилла;
- теории упругости, сопротивления материалов, выносливости и надежности;
- методы Б.Г. Галеркина, В.В. Петрова, Ньюмарка, преобразования Фурье и теория матриц.

Для разработки программ для ЭВМ и проведения вычислительных экспериментов использовались компьютерные пакеты *Maple*, *Matlab* и *VBA*.

Положения выносимые на защиту.

На защиту выносятся:

1. Метод проектирования лопастей несущего винта вертолета, учитывающий дополнительные требования, обусловленные воздействием ветра на стоянке вертолета.

2. Математическая модель и метод определения полетного ресурса лопастей несущего винта вертолета, учитывающие, помимо полетного спектра нагружения, их ветровое нагружение на стоянке.

3. Нелинейные математические модели стационарного и нестационарного ветрового нагружения зашвартованной и незашвартованной лопасти несущего винта вертолета и методы определения параметров напряженно-деформированного состояния (напряжений, изгибающих моментов, прогибов) лопасти и сил натяжения швартовочного троса на базе линейной и нелинейной моделей нагружения.

4. Аналитические зависимости для расчета: критических скоростей ветрового потока, при которых происходит потеря статической устойчивости лопасти несущего винта вертолета, находящейся на стоянке под воздействием ветра, а также критических частот, коэффициентов возбуждения и границ главной и двух побочных областей динамической неустойчивости для зашвартованной и незашвартованной лопасти при гармоническом воздействии ветра.

Степень достоверности.

Достоверность полученных в диссертации результатов подтверждается:

1. Удовлетворительным совпадением результатов численных экспериментов с данными испытаний натуральных лопастей несущего винта под воздействием:

- собственной массы лопасти и дискретно распределенной нагрузки;
- ветровой нагрузки от стоящего рядом вертолета.

2. Результатами расчетов уровня нагружения лопастей несущих винтов, подвергшихся разрушению от ветра в процессе эксплуатации.

Апробация и внедрение результатов работы.

Внедрение результатов работы:

1. Результаты диссертационной работы внедрены и используются в АО «НЦВ Миль и Камов» и АО «ЮТэйр-Инжиниринг». Акты о внедрении результатов диссертационной работы приведены в Приложении А.

2. Результаты диссертационной работы использованы в научно-исследовательской работе, поддержанной грантом РФФИ № 20-38-90028 «Исследование явлений ветрового нагружения невращающихся лопастей несущего винта вертолета, с целью обеспечения их безопасной эксплуатации в условиях ветрового воздействия Арктической зоны»;

3. Разработаны и зарегистрированы 6 программ для ЭВМ, позволяющих выполнять расчеты, связанные с воздействием ветра на лопасти несущего винта [78-83].

Апробация результатов работы:

Основные результаты диссертационной работы опубликованы:

- в 6 статьях в журналах, входящих в Перечень ВАК [84-89];
- в 2 статьях, цитируемых международной базой SCOPUS [90-91];
- в трудах и материалах 11 научных конференций [3, 92-101].

Основные положения и результаты диссертационной работы докладывались и обсуждались на всероссийских и международных конкурсах, конференциях и форумах:

- «Вертолеты XXI века» (Москва, 2017 г.);
- XLIV, XLV, XLVI и XLVII Международной молодежной научной конференции «Гагаринские чтения» (Москва, 2018, 2019, 2020, 2021 гг.);
- X Всероссийском конкурсе молодых ученых (Миасс, 2018 г.);
- V научно-практической конференции молодых ученых и специалистов «Исследования и перспективные разработки в машиностроении» (Комсомольск-на-Амуре, 2018 г.);
- 17, 18 и 19-й Международной конференции «Авиация и космонавтика» (Москва, 2018, 2019, 2020 гг.);
- X и XII Всероссийском межотраслевом конкурсе научно-технических работ и проектов «Молодежь и будущее авиации и космонавтики» (Москва, 2018, 2020 гг.);
- XII Общероссийской научно-технической конференции «Молодежь. Техника. Космос» (Санкт-Петербург, 2020 г.);
- 45th European Rotorcraft Forum (Варшава, 2019 г.);
- 46th European Rotorcraft Forum (Москва, 2020 г.).

За исследования обеспечивающие повышение безопасности эксплуатации вертолетной техники в условиях ветрового воздействия, автор диссертационной работы удостоился звания лауреата национальной премии «Золотая идея» в номинации «Молодые таланты» (2018 г.) – за достижения в области военно-технического сотрудничества, разработки и производства образцов вооружения и военной техники.

Научно-исследовательские работы, выполненные автором по теме диссертации, были признаны победителями на следующих конкурсах:

- первое место в номинации «Расчетная работа» на Всероссийском конкурсе проектных и конструкторских разработок «Вертолеты XXI века» (2017 г.);

- первое место на конкурсе проектов XLIV Международной молодежной научной конференции «Гагаринские чтения» и на конкурсе докладов в секции «Проектирование, конструирование и технология производства ЛА» (2018 г.);

- второе место в секции «Общее проектирование, электронные средства проектирования, динамика и прочность конструкций. Прикладные математические методы» на V научно-практической конференции молодых ученых и специалистов «Исследования и перспективные разработки в машиностроении» (2018 г.);

- второе место среди работ по вертолетостроительной тематике на X Всероссийский межотраслевой конкурс научно-технических работ и проектов «Молодежь и будущее авиации и космонавтики» (2018 г.);

- второе место в номинации «Математические методы в аэрокосмической науке и технике», а также первое место среди работ по вертолетостроительной тематике на XII Всероссийском межотраслевом конкурсе научно-технических работ и проектов «Молодежь и будущее авиации и космонавтики» (2020 г.).

Личный вклад автора.

Все изложенные в диссертации результаты получены лично автором, либо при его непосредственном участии.

Объем и структура диссертации.

Диссертация содержит 159 страниц основного текста, 41 рисунок, 3 таблицы и состоит из введения, трех глав, заключения, списка литературы из 120 наименований, и приложения.

ГЛАВА 1. СТАТИЧЕСКАЯ ПРОЧНОСТЬ ЛОПАСТЕЙ НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЕТА ПРИ ДЕЙСТВИИ ВЕТРА НА СТОЯНКЕ

1.1 Статическая устойчивость невращающихся лопастей

В процессе эксплуатации вертолеты, находящиеся на стоянке в течение длительного времени, подвергаются воздействию ветра. При этом ЛНВ, в том числе и зашвартованные, испытывают изгибные напряжения. Так как параметры лопастей выбираются исходя из условий их работы в поле центробежных сил, обеспечивающих им необходимую жесткость по восприятию аэродинамических нагрузок, при отсутствии вращения винта обладают весьма небольшой собственной жесткостью. Этот факт обуславливает их высокую чувствительность к ветровому нагружению. В зависимости от направления и скорости ветра, упругих и массовых характеристик лопасти, напряжения, обусловленные ветровым воздействием, могут достигать больших значений. Как показывает опыт эксплуатации вертолетов, в таких случаях образуются повреждения агрегатов несущего и рулевого винтов, препятствующие их дальнейшей эксплуатации.

Поэтому при рассмотрении вопроса о воздействии ветра на невращающуюся лопасть НВ вертолета, находящегося на стоянке, важными являются задачи определения максимально допустимой скорости ветра и соответствующего ей направления для лопасти при заданном положении вертолета на стоянке.

1.1.1 Принятые допущения при определении аэродинамических сил

При определении аэродинамических нагрузок примем следующие допущения:

- 1) ветер рассматривается как установившийся плоскопараллельный горизонтальный поток;

2) ввиду малости угла наклона вала несущего винта γ , значение нормальной составляющей скорости потока, обтекающего профиль, мало отличается от U_x ;

3) углы притекания потока к профилю лопасти Φ_r и Φ_x невелики, и поэтому справедливо полагать:

$$\Phi_r = \operatorname{arctg} \frac{U_y}{U_x} \approx \frac{U_y}{U_x}, \Phi_x = \operatorname{arctg} \frac{U_y}{U_r} \approx \frac{U_y}{U_r}. \quad (1.1)$$

4) в соответствии с гипотезой плоских сечений, угол скоса потока $\Delta\alpha_v$ равен своему среднему по размаху значению и постоянен вдоль лопасти.

1.1.2 Определение скоростей и углов атаки сечений лопасти

Определим скорости и углы атаки сечений лопасти заторможенного несущего винта при обдуве вертолета, находящегося на стоянке, горизонтальным ветровым потоком. Рассмотрим общий случай, когда скорость ветрового потока направлена под углом к продольной оси вертолета.

Как это принято в аэродинамике вертолета, положение лопасти будем определять углом азимута ψ , отсчитываемым по направлению вращения винта, при этом значению $\psi = 0$ соответствует положение лопасти вдоль продольной оси вертолета концом назад.

Не останавливаясь на промежуточных выкладках (рисунок 4), запишем окончательные выражения для взаимно перпендикулярных составляющих скорости ветрового потока, параллельных осям координат x , y , r , связанным с текущим сечением деформированной лопасти:

$$\begin{aligned} U_x &= V \sin(\beta_{ck} + \psi), \\ U_y &= V \cos(\beta_{ck} + \psi) \sin \beta - V \gamma \cos \psi \cos \beta - v_y, \\ U_r &= V \cos(\beta_{ck} + \psi) \cos \beta + V \gamma \cos \psi \sin \beta. \end{aligned}$$

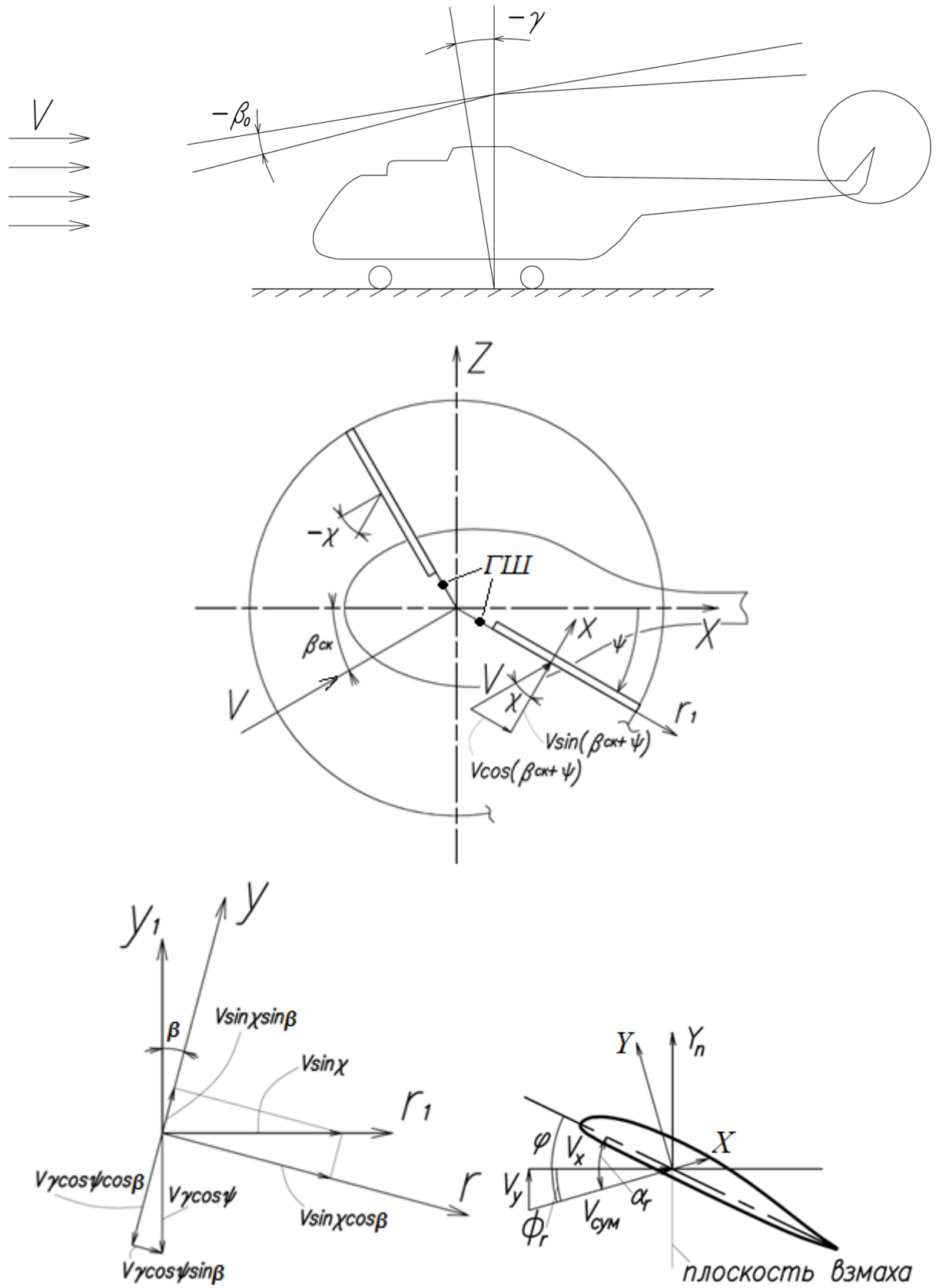


Рисунок 4 – Схема обтекания лопасти несущего винта ветровым потоком

Здесь V – скорость ветрового потока; v_y – индуктивная составляющая скорости, принадлежащая плоскости взмаха; $\beta_{ск}$ – угол между направлением ветрового потока и продольной осью вертолета; ψ – азимут лопасти; β – угол поворота оси деформированной лопасти. При наличии угла свеса лопасти на упоре горизонтального шарнира $\beta = \theta + \beta_0$, где $\theta = y'$ – угол поворота сечений упругой оси лопасти; β_0 – угол свеса лопасти на упоре горизонтального шарнира (ГШ).

Определим углы атаки сечения. Предварительно введем понятие угла скольжения лопасти, определяемого углом между направлениями проекций скорости потока и оси лопасти на плоскость вращения винта. Из рассмотрения рисунка 4 имеем:

$$\chi = \frac{\pi}{2} - (\beta_{ск} + \psi) \quad (1.2)$$

Угол атаки профиля лопасти в плоскости, перпендикулярной упругой оси лопасти:

$$\alpha_r = \varphi + \Phi_r, \quad (1.3)$$

где φ – угол установки профиля лопасти, определяемый из выражения

$$\varphi = \theta_0 - \theta_1 \sin \psi - \theta_2 \cos \psi + \Delta\varphi_{кр}.$$

Здесь θ_0 – угол «общего шага» лопастей винта; θ_1 и θ_2 – синусная и косинусная гармоники изменения угла установки лопасти по азимуту от воздействия автомата перекоса; $\Delta\varphi_{кр}$ – углы геометрической крутки лопасти; Φ_r – угол притекания потока (1.1), определяемый из выражения

$$\Phi_r \approx \beta \operatorname{tg} \chi - \gamma \frac{\cos \psi}{\cos \chi} - \Delta\alpha_v.$$

Угол атаки лопасти в плоскости, параллельной упругой оси лопасти, согласно выводам из работы [59]:

$$\alpha_x = \Phi_x,$$

где Φ_x – угол притекания потока (1.1), определяемый из выражения

$$\Phi_x \approx \beta - \gamma \frac{\cos \psi}{\sin \chi} - \Delta \alpha_v.$$

С учетом принятых допущений приближенные выражения для нормальной и продольной составляющих потока обтекающих лопасть, имеют вид:

$$U_n \approx V \cos \chi, U_{np} \approx V \sin \chi. \quad (1.4)$$

Влияние продольной составляющей скорости потока U_{np} , вплоть до углов скольжения 75° проявляется незначительно и только при весьма больших углах атаки. Поэтому в этом диапазоне углов скольжения аэродинамические нагрузки на профиле определяются нормальным углом атаки α_r и нормальной составляющей скорости ветрового потока U_n . При дальнейшем увеличении угла скольжения до 90° существенное влияние оказывает угол α_x ; влияние угла α_r становится незначительным [59].

Отметим, что знаки перед θ и β_0 соответствуют случаю обдува лопасти от комля к концу. При отрицательных значениях углов скольжения эти знаки меняются на обратные.

Выражение для скоростей и углов атаки сечений лопасти получены для общего случая и могут быть использованы как при обдуве лопасти с передней кромки, так и с задней. Однако, целесообразно ограничить диапазон изменения угла ψ областью от 0 до 180° , отсчитывая его по направлению вращения винта при рассмотрении режимов обдува лопасти с передней кромки и против направления вращения винта – при рассмотрении режимов обдува лопасти с задней кромки. Тогда в том и другом случаях угол скольжения будет изменяться от 90° до -90° . При этом, для вычисления углов атаки сечений при обдуве лопасти с задней кромки, достаточно в выражениях (1.3) поменять знак угла установки профиля лопасти на обратный.

1.1.3 Определение аэродинамической нагрузки

Характерной особенностью обтекания сечений лопасти, обдуваемой ветровым потоком, является возможность реализации больших углов атаки, превышающих критические. Как видно из формулы (1.3), большие углы атаки могут достигаться за счет упругих прогибов лопасти под нагрузкой.

В связи с этим, целесообразно определение аэродинамических нагрузок в сечениях лопасти НВ, обдуваемых ветровым потоком, производить на основе имеющихся экспериментальных данных по продувке прямых и скользящих крыльев. Интересующие нас данные содержатся в работах [59, 60].

В работе [60] приводятся аэродинамические характеристики профиля НАСА 23012, применяемого на большинстве лопастей несущих винтов, полученные в результате круговой обдувки прямого крыла в диапазоне углов атаки от 0° до 360° при числах Рейнольдса $0,44 \cdot 10^6$, $0,85 \cdot 10^6$ и $1,16 \cdot 10^6$. Методы пересчета аэродинамических характеристик профилей по числу Рейнольдса приведены в работе [56].

В соответствии с принятыми допущениями, при рассмотрении задачи о статическом воздействии ветра на невращающуюся лопасть НВ необходимо определить составляющую аэродинамической нагрузки, лежащую в плоскости наименьшей жесткости лопасти. При известных значениях коэффициентов подъемной силы C_y и силы сопротивления профиля C_x , коэффициент нормальной силы вычисляется по формуле

$$C_n = C_y \cos \alpha_r + C_x \sin \alpha_r .$$

В работе [59] при исследовании аэродинамических характеристик среднего сечения скользящего крыла, устанавливаемого в потоке с углами атаки α_r и α_x , показано, что на скользящем крыле зависимость коэффициента нормальной силы профиля от угла атаки α_r , рассчитанная по составляющей скорости, нормальной передней кромке, имеет практически одинаковую с прямым крылом производную по углу атаки.

Зависимость $C_n = f(\alpha_r)$, рассчитанная с использованием данных работы [60] для интересующих нас углов атаки, может быть без больших погрешностей аппроксимирована кусочно-линейной характеристикой:

$$C_n(\alpha_r) = \begin{cases} C_n^\alpha \alpha_r, & \text{при } \alpha_r < \alpha_{кр} \\ C_n^\alpha \alpha_{кр}, & \text{при } \alpha_r \geq \alpha_{кр}. \end{cases} \quad (1.5)$$

Значения критического угла атаки $\alpha_{кр}$ и максимального коэффициента нормальной силы, согласно [59], увеличиваются пропорционально множителю $1/\cos^2 \chi$. Аналогичная картина наблюдается у крыла конечной длины, крыла бесконечного удлинения.

С учетом изложенного, погонная аэродинамическая сила, действующая на лопасть в плоскости взмаха, с учетом (1.2) – (1.5), определяется по выражению

$$Y_n = \frac{\rho V^2}{2} C_n^\alpha b \alpha_r \cos^2 \chi. \quad (1.6)$$

1.1.4 Основные допущения, используемые при определении устойчивости лопасти

При определении статической устойчивости невращающейся лопасти несущего винта, вертолета находящегося на стоянке под воздействием ветра, представим лопасть в виде балки переменного поперечного сечения. Параметры этой балки будем считать непрерывно распределенными по длине лопасти.

Кроме того, используем следующие допущения:

1. Плоскость наименьшей жесткости лопасти совпадает с плоскостью действия аэродинамической нагрузки, нормальной к ее продольной оси;
2. Крутильные деформации лопасти не учитываются.
3. Влиянием массовых сил пренебрегаем, т.е. лопасть считается невесомой.
4. Рассматривается обычный тип несущего винта с шарнирно подвешенными лопастями, с учетом расстояния до ГШ. При этом не учитываются силы трения в шарнирах подвески лопасти.

5. Лопасть висит на упоре ограничителя свеса, при этом расчетная схема соответствует балке с жестко заделанным левым концом и свободным правым при виде на лопасть с передней кромки.

1.1.5 Определение критической скорости потери устойчивости лопасти

Аэродинамическая нагрузка, действующая в сечениях лопасти, является функцией прогибов лопасти и изменяется в зависимости от угла азимута ее расположения. Это обстоятельство предопределяет необходимость рассмотрения задачи статической аэроупругой устойчивости лопасти несущего винта при воздействии ветра на стоянке.

Для решения поставленной задачи воспользуемся методом Эйлера, согласно которому для суждения об устойчивости упругой системы необходимо изучить возможность существования форм равновесия, смежных с исходной, при заданном значении параметра внешней нагрузки [102].

Изгиб лопасти при малых отклонениях от исходного состояния может быть описан дифференциальным уравнением следующего вида:

$$(EIy'')'' = Y_n. \quad (1.7)$$

Здесь EI – жесткость лопасти на изгиб в плоскости наименьшей жесткости; Y_n – погонная аэродинамическая нагрузка; y – перемещения упругой линии лопасти в плоскости наименьшей жесткости.

Подставляя (1.6) в (1.7), получим уравнение статической аэроупругой устойчивости лопасти НВ:

$$(EIy'')'' = \frac{\rho V^2}{2} C_n^\alpha b \alpha_r \cos^2 \chi. \quad (1.8)$$

Функция y , согласно принятым допущениям, должна удовлетворять следующим граничным условиям:

$$\begin{aligned} y'' = 0 \text{ и } y''' = 0 \text{ при } r = l \\ y = 0 \text{ и } y' = 0 \text{ при } r = 0. \end{aligned} \quad (1.9)$$

Для решения вопроса об устойчивости лопасти необходимо установить, существуют ли такие значения скоростного напора $q_{кр} = \rho V_{кр}^2 / 2$, при которых, кроме тривиального решения $y=0$, дифференциальное уравнение (1.8) имеет другие решения, соответствующие искривленной форме равновесия.

Критической будем называть скорость $V_{кр}$ (скоростной напор $q_{кр}$) потока, при которой исходная форма перестает быть устойчивой.

Прежде чем перейти к рассмотрению задачи аэроупругой устойчивости для неоднородной лопасти с переменными по длине параметрами, получим решение для случая однородной лопасти, имеющей постоянные жесткостные и аэродинамические характеристики по длине.

Предварительно произведя алгебраические и тригонометрические преобразования, введем обозначения:

$$w^3 = \frac{\rho V^2}{2} C_n^\alpha b \frac{\sin 2\chi}{2} \frac{1}{EI}, \quad k^3 = \frac{\rho V^2}{2} C_n^\alpha b \alpha_{аж} \cos^2 \chi \frac{1}{EI}, \quad (1.10)$$

где $\alpha_{аж} = \theta_0 - \theta_1 \sin \psi - \theta_2 \cos \psi + \beta_0 \operatorname{tg} \chi - \gamma \frac{\cos \psi}{\cos \chi} - \Delta \alpha_v$.

Тогда уравнение (1.8) для однородной лопасти примет вид

$$y^{IV} - w^3 y' = k^3. \quad (1.11)$$

Общее решение уравнения (1.11), равное сумме общего решения соответствующего однородного уравнения и частного решения неоднородного уравнения, имеет вид

$$y = C_1 + C_2 e^{wr} + C_3 e^{-\frac{1}{2}wr} \sin\left(\frac{\sqrt{3}}{2}wr\right) + C_4 e^{-\frac{1}{2}wr} \cos\left(\frac{\sqrt{3}}{2}wr\right) - \left(\frac{k}{w}\right)^3 r.$$

Подчиняя это решение граничным условиям (1.9), получим систему неоднородных алгебраических уравнений относительно постоянных C_1, C_2, C_3, C_4 :

$$\left\{ \begin{array}{l} C_1 + C_2 + C_4 = 0, \\ C_2 w + \frac{\sqrt{3}}{2} w C_3 - \frac{1}{2} w C_4 = \left(\frac{k}{w}\right)^3, \\ C_2 w^2 e^{wl} - \frac{1}{2} C_3 w^2 e^{-\frac{1}{2}wl} \left[\sin\left(\frac{\sqrt{3}}{2} wl\right) + \sqrt{3} \cos\left(\frac{\sqrt{3}}{2} wl\right) \right] - \\ - \frac{1}{2} C_4 w^2 e^{-\frac{1}{2}wl} \left[\cos\left(\frac{\sqrt{3}}{2} wl\right) - \sqrt{3} \sin\left(\frac{\sqrt{3}}{2} wl\right) \right] = 0, \\ C_2 w^3 e^{wl} + C_3 w^3 e^{-\frac{1}{2}wl} \sin\left(\frac{\sqrt{3}}{2} wl\right) + C_4 w^3 e^{-\frac{1}{2}wl} \cos\left(\frac{\sqrt{3}}{2} wl\right) = 0. \end{array} \right. \quad (1.12)$$

Запишем систему (1.12) в матричной форме $Ac=B$, тогда задача вычисления элементов обратной матрицы A^{-1} эквивалента задаче решения системы уравнений $Ac=B$ при любых правых частях B [103]. Из этого следует, что решение вопроса аэроупругой устойчивости лопасти под действием статического воздействия ветра определяется только общим решением однородного уравнения $y^{IV} - w^3 y' = 0$, т.е. аэродинамической нагрузкой, обусловленной лишь углами поворота сечений упругой оси лопасти.

Определитель, составленный из коэффициентов матрицы A , имеет вид

$$D = -w^6 \sqrt{3} e^{-\frac{1}{2}wl} \left[\frac{1}{2} e^{-\frac{1}{2}wl} + e^{wl} \cos\left(\frac{\sqrt{3}}{2} wl\right) \right]. \quad (1.13)$$

Рассматривая систему (1.12) как систему однородных уравнений, имеющую ненулевое решение, получаем, что определитель (1.13) должен равняться нулю. Приравняв его к нулю, получим трансцендентное уравнение для параметра wl . Учитывая, что в случае передней стреловидности, величина w отрицательна, так как угол стреловидности отрицателен, имеем

$$\frac{1}{2} e^{-\frac{1}{2}|wl|} + e^{|wl|} \cos\left(\frac{\sqrt{3}}{2} |wl|\right) = 0. \quad (1.14)$$

Численное решение уравнения (1.14) дает корень $wl = -1.85$.

После подстановки найденного значения wl в (1.10) и разрешения полученного уравнения относительно критического скоростного напора, получим

$$q_{кр} = -\frac{6.33EI}{C_n^\alpha b l^3} \frac{2}{\sin 2\chi}. \quad (1.15)$$

При критическом скоростном напоре равновесие лопасти в исходном состоянии перестает быть устойчивым. В этом состоянии любое малое отклонение лопасти от исходного состояния равновесия, для линейной модели, приводит к неограниченному возрастанию прогибов, а следовательно, и нагрузок, действующих на лопасть.

Рассмотрение выражения (1.15) для критического скоростного напора позволяет сделать некоторые важные выводы качественного характера.

Видно, что при заданном направлении обдува вертолета потеря устойчивости лопасти вертолета возможна лишь при отрицательных значениях угла скольжения. В случае $\beta_{ск} = 0$ такие условия реализуются при положениях лопасти на азимутах $\psi > 90^\circ$ и $\psi < 270^\circ$, т.е. при положениях лопасти в левом переднем секторе при обдуве с передней кромки или в правом переднем секторе при обдуве лопасти с задней кромки.

Критическая скорость (скоростной напор) имеет минимальное значение при $\chi = -45^\circ$:

$$q_{кр}^{\min} = \frac{12.66EI}{C_n^\alpha b l^3}. \quad (1.16)$$

Выражение для обобщающего параметра, характеризующего склонность лопасти к потере устойчивости при действии ветра, имеет вид

$$\delta_\epsilon = \frac{C_n^\alpha b l^3}{6EI}, \quad (1.17)$$

который можно назвать ветровой коэффициент лопасти.

По своему физическому содержанию этот коэффициент определяет угол поворота упругой оси лопасти в концевом сечении при ее нагружении погонной нагрузкой интенсивностью $C_n^\alpha b$. Заметим, что именно угол поворота упругой оси определяет дополнительную нагрузку при изгибе лопасти. Чем больше ветровой коэффициент δ_ϵ , тем меньше критическая скорость.

Получим решение для лопасти с неоднородными параметрами. Учитывая, что критическая скорость зависит только от аэродинамической нагрузки, обусловленной лишь углами поворота сечений упругой оси лопасти, уравнение (1.8) запишем в виде

$$(EI(r)y''(r))'' - sC_n^\alpha(r)b(r)y'(r) = 0. \quad (1.18)$$

Здесь

$$s = \frac{\rho V^2}{2} \frac{\sin 2\chi}{2}. \quad (1.19)$$

Граничные условия (1.9) остаются прежними. Решение однородной краевой задачи для уравнения (1.18) может быть получено методом прямой итерации [104]. Для этого трижды проинтегрируем уравнение (1.18) с учетом граничных условий (1.9). Это дает интегральное уравнение относительно производной

$$y' = s \int_0^r \frac{1}{EI(r)} \int_r^l \int_r^l C_n^\alpha(r)b(r)y'(r) dr^3, \quad (1.20)$$

являющееся эквивалентным дифференциальному уравнению (1.18). Собственные значения параметра s и соответствующие им собственные функции интегрального уравнения (1.20) удовлетворяют дифференциальному уравнению (1.18). Согласно процедуре итеративного метода, зададимся некоторой начальной функцией $\theta_1(r)$ углов поворота лопасти, удовлетворяющей граничным условиям (1.9). Подставляя эту функцию в правую часть интегрального уравнения (1.20) и вычисляя интеграл, получим

$$\theta_2(r) = s_1 \int_0^r \frac{1}{EI(r)} \int_r^l \int_r^l C_n^\alpha(r)b(r)\theta_1(r) dr^3.$$

Исходное приближение для параметра s_1 получим из условия нормирования функции $\theta_2(r)$ на конце лопасти: $\theta_2(l) = 1$.

$$\text{Это дает } s_1 = \frac{1}{F_1(l)}, \text{ где } F_1(l) = \int_0^l \frac{1}{EI(r)} \int_l^r \int_l^r C_n^\alpha(r)b(r)\theta_1(r) dr^3.$$

Для получения следующего приближения в правую часть уравнения (1.20) подставим нормированную функцию:

$$\bar{\theta}_2(r) = \frac{F_1(r)}{F_1(l)}.$$

Процесс продолжается до тех пор, пока приближения s_i и s_{i+1} не совпадут с требуемой точностью. Процесс итерации сходится к нормированной функции $\theta_{кр}$. В качестве функции $\theta_1(r)$ первого приближения, удобно использовать нормированную функцию углов поворота лопасти при изгибе под действием массовых сил.

Критический скоростной напор определяется из (1.19):

$$q_{кр} = -\frac{2s_{i+1}}{\sin 2\chi},$$

а критическая скорость определяется выражением

$$V_{кр} = \sqrt{\frac{2q_{кр}}{\rho}}.$$

Результаты расчета критической скорости для лопасти НВ, спроектированной для вертолетов типа Ми-8, приведены на рисунке 5. Видно, что зависимость критической скорости от направления обдува лопасти, определяемого углами скольжения χ , имеет весьма пологий минимум в области $\chi = -45^\circ$ ($\psi = 135^\circ$ при обдуве лопасти с передней кромки при $\beta_{ск} = 0$). Аналогичный вывод для крыла получен в [36]. Минимальное значение критической скорости, соответствующее углу скольжения $\chi = -45^\circ$, составляет 35,4 м/с. Как показано в работе [59], подъемная сила при $\chi = -90^\circ$ значительно меньше, чем при $\chi = 0^\circ, -30^\circ, -41.5^\circ, -60^\circ$, поэтому, как и следовало ожидать, критическая скорость на режимах обдувки лопасти с углами стреловидности $75^\circ < \chi \leq 90^\circ$ значительно выше ее минимального значения при $\chi = -45^\circ$.

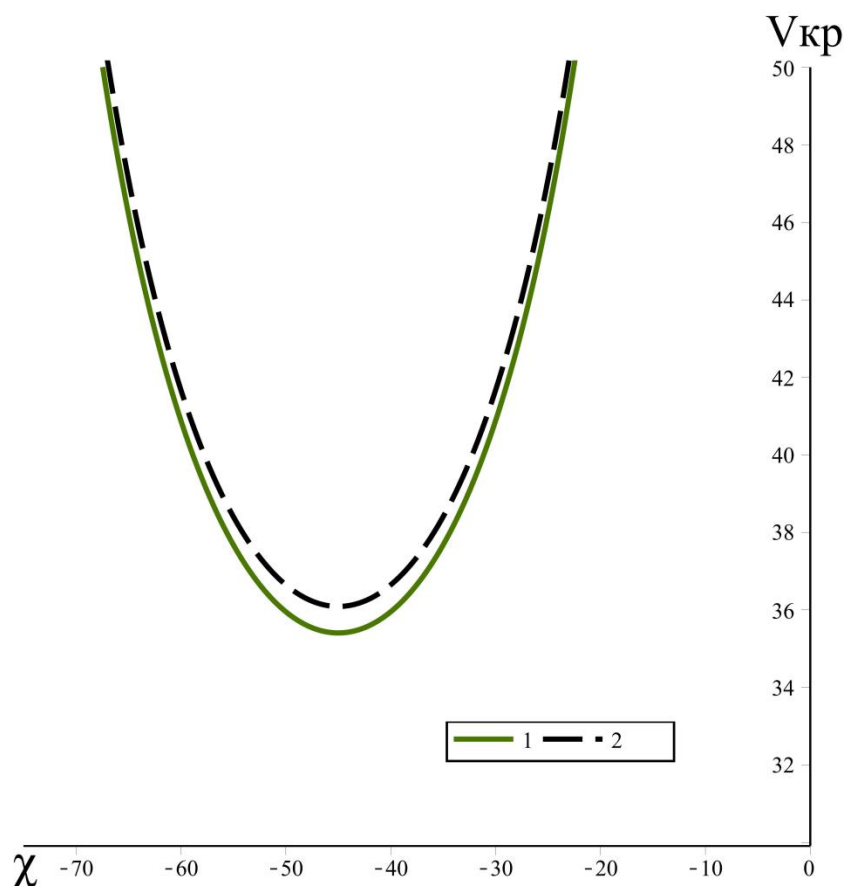


Рисунок 5 – Изменение критической скорости лопасти несущего винта вертолета типа Ми-8 в зависимости от направления обдува: 1 – обдув с передней кромки, 2 – обдув с задней кромки

В заключение рассмотрим способ вычисления минимального значения критической скорости неоднородной лопасти, который не требует решения дифференциального уравнения (1.18).

При решении задачи для однородной лопасти был введен ветровой коэффициент лопасти δ_e . Из (1.16) и (1.17) видно, что минимальный критический скоростной напор может быть выражен через δ_e следующим образом:

$$q_{кр}^{\min} = \frac{2.11}{\delta_e}. \quad (1.21)$$

Коэффициент δ_e , определяющий угол поворота концевое сечения лопасти, при нагружении ее условной нагрузкой интенсивностью $C_n^\alpha b$, для однородной лопасти имеет вид (1.17).

Для неоднородной лопасти коэффициент δ_g , в соответствии с его физическим смыслом, получается интегрированием уравнения изгиба следующего вида:

$$(EIy'')'' = C_n^\alpha b,$$

при граничных условиях (1.9).

Интегрирование дает:

$$y'(r) = \int_0^r \frac{1}{EI(r)} \int_r^l \int_r^l C_n^\alpha(r) b(r) dr^3.$$

Коэффициент δ_g равен значению $y'(r)$ при $r=l$. Имеем:

$$\delta_{в(неодн)} = \int_0^l \frac{1}{EI(r)} \int_r^l \int_r^l C_n^\alpha(r) b(r) dr^3. \quad (1.22)$$

Таким образом, для определения минимального критического скоростного напора неоднородной лопасти, имеющей переменные по длине аэродинамические и жесткостные характеристики, достаточно по (1.22) вычислить коэффициент δ_g и по (1.21) – критический скоростной напор, соответствующий $\chi = -45^\circ$. Проведенные расчеты подтверждают правомерность использования предложенного способа для определения минимального критического скоростного напора неоднородной лопасти. К тому же, если в (1.22) положить EI , C_n^α , b постоянными по длине лопасти, то после интегрирования получим выражение (1.17). Значения ветрового коэффициента δ_g для лопасти НВ, спроектированной для вертолетов типа Ми-8, составляет 0,002693.

1.2 Расчет напряжений в незашвартованной лопасти на базе линейной модели нагружения

Одной из главных проблем, стоящих перед конструктором при создании вертолета, по-прежнему остается обеспечение прочности лопасти несущего винта. Нагрузки, при которых происходит разрушение, появляются остаточные деформации или нарушается функционирование лопасти, должны быть больше, чем максимальные нагрузки возможные в эксплуатации. Прежде, при проектировании лопасти несущего винта, в части обеспечения статической прочности ограничивались ее расчетом под действием массовых сил. При этом в эксплуатации вертолетов возникают случаи повреждения агрегатов несущего и рулевого винтов после воздействия штормового ветра.

В параграфе 1.1, определены наиболее опасные направления и минимальные критические скорости ветрового потока для лопасти несущего винта при заданном положении вертолета на стоянке. Они реализуются на режимах обдувки с отрицательными углами скольжения – при расположении лопасти концом навстречу ветровому потоку. Минимальное значение критической скорости достигается при угле скольжения -45° . Поэтому повышенных значений напряжений следует ожидать именно при данных положениях лопасти.

1.2.1 Постановка задачи

Будем определять напряжения в незашвартованной лопасти заторможенного несущего винта при обдуве вертолета, находящегося на стоянке. Рассмотрим случай, когда скорость ветрового потока направлена под углом к продольной оси вертолета. Положение лопасти определяется азимутальным углом. Диапазон изменения азимутального угла, ограничим областью от 0 до 180° , отсчитывая его по направлению вращения винта при рассмотрении режимов обдува лопасти с передней кромки и против направления вращения винта при

рассмотрении режимов обдува лопасти с задней кромки. При этом угол скольжения будет изменяться от 90° до -90° .

1.2.2 Основные допущения, используемые при расчете напряжений

При определении напряжений в лопасти, представим ее в виде балки переменного поперечного сечения. Параметры этой балки будем считать непрерывно распределенными по длине лопасти.

Кроме того, используем следующие допущения:

1. Ветер рассматривается как установившийся плоскопараллельный горизонтальный поток.
2. Зависимость $C_n = f(\alpha_r)$, аппроксимируется кусочно-линейной характеристикой:

$$C_n(\alpha_r) = \begin{cases} C_n^\alpha \alpha_r, & \text{при } \alpha_r < \alpha_{кр} \\ C_n^\alpha \alpha_{кр}, & \text{при } \alpha_r \geq \alpha_{кр}. \end{cases}$$

Значения критического угла атаки $\alpha_{кр}$ и максимального коэффициента нормальной силы, согласно [59], увеличиваются пропорционально множителю $1/\cos^2 \chi$.

3. В соответствии с гипотезой плоских сечений угол скоса потока $\Delta\alpha_v$ равен своей средней по размаху величине и постоянен вдоль лопасти [58].
4. Плоскость наименьшей жесткости лопасти совпадает с плоскостью действия аэродинамической нагрузки, нормальной к ее продольной оси;
5. Крутильные деформации лопасти не учитываются.
6. Рассматривается обычный тип несущего винта с шарнирно подвешенными лопастями, с учетом расстояния до ГШ. При этом не учитываются силы трения в шарнирах подвески лопасти.
7. Лопасть не зашвартована и висит на упоре ограничителя свеса, при этом расчетная схема соответствует балке с жестко заделанным левым концом и свободным правым при виде на лопасть с передней кромки.

1.2.3 Расчет напряжений в лопасти при статическом воздействии ветра

Установленное в параграфе 1.1, существование явления потери устойчивости при изгибе лопасти под воздействием ветра, а также тот факт, что расчетные критические скорости оказались относительно малыми, подтверждают необходимость расчета напряжений в лопасти.

Изгиб лопасти несущего винта в плоскости взмаха описывается известным дифференциальным уравнением следующего вида [34]:

$$(EIy'')'' = Y_n - mg. \quad (1.23)$$

Здесь EI – жесткость лопасти на изгиб; Y_n – погонная аэродинамическая нагрузка; y – перемещения упругой линии лопасти в плоскости наименьшей жесткости; m – погонная масса лопасти.

Аэродинамическая сила Y_n зависит от деформаций лопасти и изменяется по азимуту поворота лопасти. Погонная аэродинамическая сила, действующая на лопасть в плоскости взмаха при обдувке, аналогично, как и в параграфе 1.1, определяется по выражению

$$Y_n = \frac{\rho V^2}{2} C_n^\alpha b \alpha_r \cos^2 \chi. \quad (1.24)$$

Здесь α_r – угол атаки профиля лопасти в плоскости, перпендикулярной упругой оси лопасти,

$$\alpha_r = \theta_0 - \theta_1 \sin \psi - \theta_2 \cos \psi + \Delta \varphi_{кр} + (y' + \beta_0) \operatorname{tg} \chi - \gamma \frac{\cos \psi}{\cos \chi} - \Delta \alpha_v.$$

Выражение для погонной аэродинамической силы получено для общего случая и может быть использовано при обдувке лопасти, как с передней кромки, так и с задней.

Подставляя выражение (1.24) в правую часть выражения (1.23) и производя алгебраические преобразования, получим следующее дифференциальное уравнение изгиба лопасти:

$$(EIy'')'' - wy'tg \chi = w\alpha_{аж} - mg, \quad (1.25)$$

где

$$w = \frac{\rho V^2}{2} C_n^\alpha b \cos^2 \chi;$$

$\alpha_{аж}$ – угол атаки гипотетической «аэрожесткой» лопасти, прогибы которой не изменяют углов атаки сечений,

$$\alpha_{аж} = \theta_0 - \theta_1 \sin \psi - \theta_2 \cos \psi + \Delta\varphi_{кр} + \beta_0 tg \chi - \gamma \frac{\cos \psi}{\cos \chi} - \Delta\alpha_v.$$

Уравнение (1.25) допускает понижение порядка заменой переменной $\theta = y'$, после чего уравнение (1.25) примет вид:

$$(EI\theta')'' - w\theta tg \chi = w\alpha_{аж} - mg. \quad (1.26)$$

Уравнение (1.26) представляет собой линейное неоднородное уравнение третьего порядка с переменными коэффициентами, для решения его применим метод Галеркина Б.Г. [28, 29]. Представим функцию θ углов поворота упругой оси лопасти в виде суммы некоторого числа тонов:

$$\theta = \sum_{j=0}^n \delta_j \theta_j. \quad (1.27)$$

Здесь θ_j - функция углов поворота упругой оси j -ой формы изгиба лопасти; δ_j - коэффициент деформаций лопасти, определяющий деформацию лопасти по j -му тону.

Подставим выражение (1.27) в (1.26), все члены уравнения (1.26) поочередно умножим на θ_j (где $j=0,1,2\dots n$) и проинтегрируем по длине лопасти. В силу ортогональности форм изгиба лопасти уравнение (1.26) распадается на n независимых уравнений вида

$$\Pi_j \delta_j = A_j. \quad (1.28)$$

Здесь

$$\Pi_j = \int_0^l (EI\theta_j')'' \theta_j dr - \int_0^l w\theta_j^2 tg \chi dr;$$

$$A_j = \int_0^l w \alpha_{ажс} \theta_j dr - \int_0^l mg \theta_j dr.$$

Известно, что величины, входящие в уравнение (1.28), имеют определенный физический смысл. Величина Π_j представляет собой потенциальную энергию, накопленную лопастью при ее изгибе по форме j -го тона; интегралы A_j , стоящие в правой части уравнения (1.28), – алгебраическая сумма работ аэродинамической силы и массовых сил.

Разрешая уравнение (1.28) относительно коэффициента деформации δ_j , получим

$$\delta_j = \frac{A_j}{\Pi_j} = \frac{\int_0^l w \alpha_{ажс} \theta_j dr - \int_0^l mg \theta_j dr}{\int_0^l (EI \theta_j')'' \theta_j dr - \int_0^l w \theta_j^2 tg \chi dr}. \quad (1.29)$$

Из (1.29) видно, что коэффициент δ_j зависит от направления и величины скорости ветрового потока. В параграфе 1.1 показано, что при критическом значении скорости ветрового потока наступает статическая потеря устойчивости лопасти. Здесь условием потери устойчивости является обращение знаменателя выражения (1.29) в ноль. Это равенство дает

$$\int_0^l (EI \theta_j')'' \theta_j dr - \int_0^l w_{кр} \theta_j^2 tg \chi dr = 0, \quad (1.30)$$

где

$$w_{кр} = q_{кр} C_n^\alpha b \cos^2 \chi. \quad (1.31)$$

Но критический скоростной напор при заданном направлении обдува согласно параграфу 1.1 определяется выражением

$$q_{кр} = -q_{кр}^{\min} \frac{1}{\sin 2\chi}, \quad (1.32)$$

где $q_{кр}^{\min}$ – минимальное значение критического скоростного напора.

Подставляя (1.31) в (1.30), с учетом (1.32) получим

$$\int_0^l C_n^\alpha b \theta_j^2 dr = -\frac{2}{q_{кр}^{\min}} \int_0^l (EI \theta_j')'' \theta_j dr. \quad (1.33)$$

Подстановка выражения (1.33) в (1.29) дает

$$\delta_j = \frac{\int_0^l w \alpha_{аж} \theta_j dr - \int_0^l mg \theta_j dr}{\left(1 + \frac{q \sin 2\chi}{q_{кр}^{\min}}\right) \int_0^l (EI \theta_j')'' \theta_j dr}. \quad (1.34)$$

Обратимся к уравнению изгиба гипотетической «аэрожесткой» лопасти, прогибы которой не изменяют углов атаки сечений. Исключив из уравнения (1.26) член содержащий θ , получим

$$(EI \theta'_{аж})'' = w \alpha_{аж} - mg, \quad (1.35)$$

где

$$\theta_{аж} = \sum_{j=0}^n \delta_{аж_j} \theta_j. \quad (1.36)$$

Продельвая аналогичные для (1.26) выкладки, получим следующее выражение для коэффициента деформации «аэрожесткой» лопасти:

$$\delta_{аж_j} = \frac{\int_0^l w \alpha_{аж} \theta_j dr - \int_0^l mg \theta_j dr}{\int_0^l (EI \theta_j')'' \theta_j dr}. \quad (1.37)$$

Сравнивая (1.34) и (1.37), получим следующее важное соотношение:

$$\delta_j = \frac{\delta_{аж_j}}{1 + \frac{q \sin 2\chi}{q_{кр}^{\min}}}. \quad (1.38)$$

Отметим, что знак второго слагаемого в выражении (1.38) определяется знаком угла скольжения χ , т.е. направлением обдува лопасти. Для режимов обдува с отрицательным углом χ , знаменатель при возрастании скоростного напора уменьшается и при $q = q_{кр}^{\min} / \sin 2\chi$ обращается в ноль. В этом случае деформации упругой лопасти по сравнению с деформациями «аэрожесткой»

лопасти возрастают и в пределе, при скоростном напоре, соответствующем минимальному критическому на заданном χ , обращаются в бесконечность. Для режимов обдува с положительными углами скольжения наблюдается обратная картина – упругость лопасти уменьшает деформации.

Полученное соотношение (1.38) позволяет избежать необходимости интегрирования исходного уравнения (1.25). Введем понятия коэффициента увеличения нагрузки:

$$K_B = \frac{\delta_j}{\delta_{аж_j}} = \frac{1}{1 + \frac{q \sin 2\chi}{q_{кр}^{\min}}}$$

Этот коэффициент показывает, во сколько раз действительный прогиб упругой лопасти больше (меньше) прогиба, полученного при условии пренебрежения дополнительными аэродинамическими нагрузками, обусловленными упругими деформациями лопасти.

Тогда можно записать:

$$\delta_j = K_B \delta_{аж_j}. \quad (1.39)$$

Подставляя (1.39) в (1.26), с учетом (1.36), получим:

$$\theta = K_B \sum_{j=0}^n \delta_{аж_j} \theta_j = K_B \theta_{аж}, \quad (1.40)$$

где $\theta_{аж}$ – функция углов поворота упругой оси «аэрожесткой» лопасти, являющаяся решением уравнения (1.35).

Трижды проинтегрировав уравнение (1.35), получим:

$$\theta_{аж} = \frac{\rho V^2}{2} \cos \chi^2 \int_0^r \frac{1}{EI} \int_r^l \int_r^l C_n^\alpha b \alpha_{аж} dr^3 - \int_0^r \frac{1}{EI} \int_r^l \int_r^l mg dr^3.$$

Зная, что $\theta = y'$, а $M = EIy'' = EI\theta'$, с учетом (1.40), получим:

$$y = K_B y_{аж}, \quad M = K_B M_{аж},$$

где

$$y_{аж} = \frac{\rho V^2}{2} \cos \chi^2 \int_0^r \int_0^r \frac{1}{EI} \int_r^l \int_r^l C_n^\alpha b \alpha_{аж} dr^4 - \int_0^r \int_0^r \frac{1}{EI} \int_r^l \int_r^l mg dr^4,$$

$$M_{аж} = \frac{\rho V^2}{2} \cos \chi^2 \int_r^l \int_r^l C_n^\alpha b \alpha_{аж} dr^2 - \int_r^l \int_r^l mg dr^2.$$

Таким образом, получены выражения для вычисления прогибов, углов поворота и изгибающих моментов (напряжений $\sigma = M/W$, W – момент сопротивления изгибу сечения) непосредственно через их значения для «аэрожесткой» лопасти.

1.2.4 Результаты расчетов

По изложенной методике проведены расчеты изгибающих моментов в заделке лопасти НВ, спроектированной для вертолетов типа Ми 8, в зависимости от угла скольжения при обдуве вертолета спереди вдоль его продольной оси, с учетом и без учета влияния упругих деформаций на распределение аэродинамической нагрузки, при нейтральном положении кольца автомата перекоса.

Результаты расчетов приведены на рисунках 6 и 7, где: 1 – изгиб лопасти под действием массовых сил, 2 – обдув с задней кромки «аэроупругой» лопасти, 3 – обдув с задней кромки «аэрожесткой» лопасти, 4 – обдув с передней кромки «аэроупругой» лопасти, 5 – обдув с передней кромки «аэрожесткой» лопасти.

Общим при рассмотрении зависимостей приведенных на рисунках 6 и 7 является то, что как при учете, так и без учета упругости, зависимость $M = f(\chi)$ при положительном угле установки «общего шага» θ_0 симметрична относительно азимута $\psi = 180^\circ$ аналогичной зависимости при отрицательном угле установки. Различие в величине углов установки, для которых наблюдается количественное равенство экстремумов этих зависимостей, обусловлено наличием крутки лопасти.

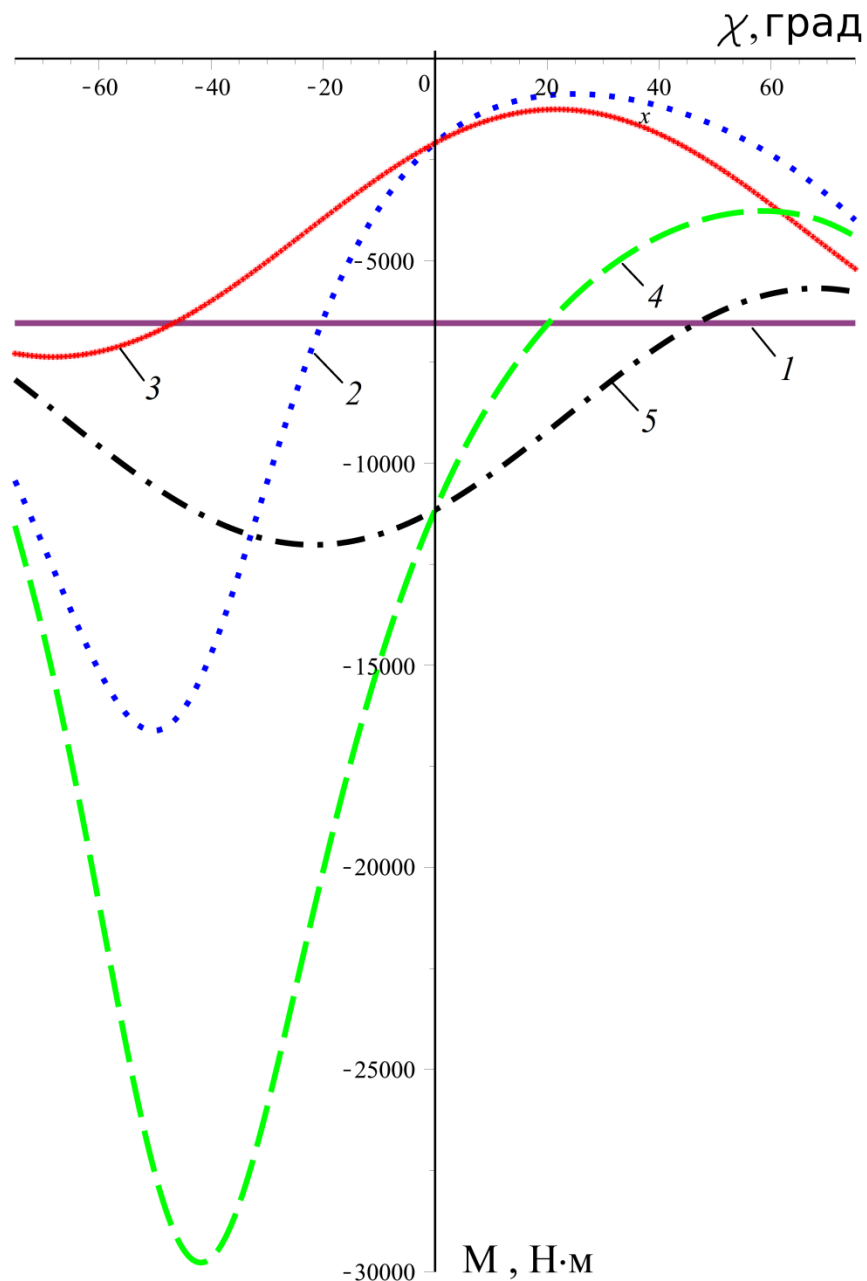


Рисунок 6 – Изменение изгибающего момента в заделке лопасти при $\theta_0 = -5^\circ$, $V = 28$ м/с

Как видно, упругость вносит существенные изменения в картину распределения изгибающих моментов. Особенность состоит в том, что для «аэроупругой» лопасти, по сравнению с «аэрожесткой», максимумы кривой $M = f(\chi)$ возрастают незначительно, в то время как минимумы резко убывают. При этом последние сдвигаются в область углов скольжения $\chi = -45^\circ$, которым соответствуют азимуты $\psi = 135^\circ$ при отрицательных углах установки «общего

шага», и $\psi = 225^\circ$ – при положительных. По мере возрастания скорости потока указанная закономерность проявляется сильнее.

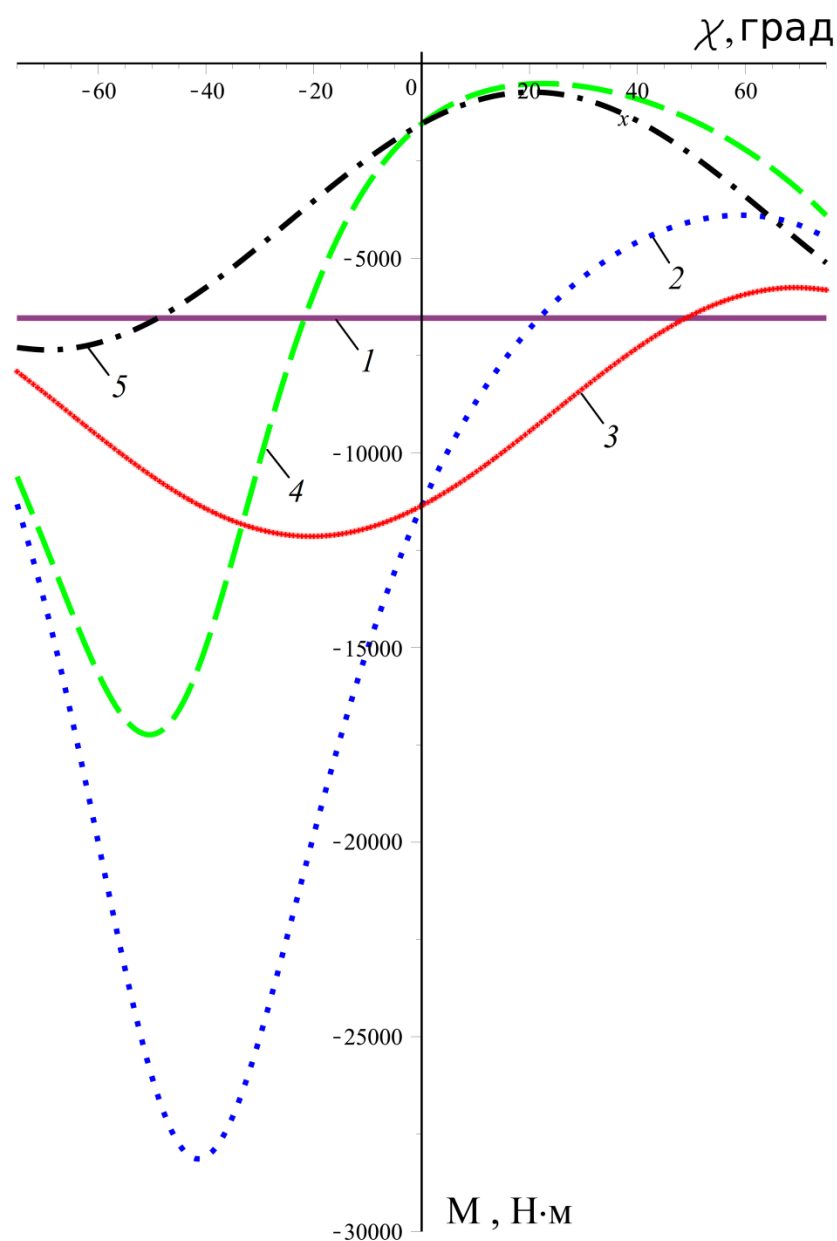


Рисунок 7 – Изменение изгибающего момента в заделке лопасти при $\theta_0 = 5^\circ$, $V = 28$ м/с

Из рисунков 6 и 7 также видно, что опасными по условию обеспечения прочности лопасти являются режимы обдувки при отрицательных углах скольжения, близких к $\chi = -45^\circ$. Выполненные по предложенной методике расчеты показали, что изгибающие моменты (напряжения) от ветрового

нагрузки превосходят напряжения от действием массовых сил лопасти и, следовательно, должны учитываться при ее проектировании.

Полученные на основе решения линейной задачи результаты дают достаточно полную картину особенностей поведения лопасти НВ при статическом ветровом воздействии. Однако для получения более точных количественных результатов требуется рассмотрение нелинейной задачи. Это связано с необходимостью учета различного рода нелинейностей.

1.3 Расчет напряжений в зашвартованной и незашвартованной лопасти на базе нелинейной модели нагружения

Актуальной проблемой практики эксплуатации вертолетов является снижение уровня нагруженности и предупреждение повреждения лопастей и других агрегатов НВ вертолета при воздействии ветра на стоянке [7, 62]. Как было показано выше, вследствие ряда особенностей аэроупругих характеристик невращающиеся лопасти весьма чувствительны к ветровому воздействию. Уровень нагрузок, действующих на лопасть на стоянке, соизмерим с нагрузками, действующими в полете.

В настоящее время на всех вертолетах, находящихся в эксплуатации, применяется швартовка ЛНВ в виде троса один конец которого прикрепляется к узлу на лопасти, расположенному обычно в концевом сечении, а другой – к швартовочному узлу на фюзеляже или шасси вертолета. При швартовке согласно инструкции предусмотрено некоторое предварительное натяжение троса, создающее дополнительную деформацию лопасти на величину, составляющую 5..10% от статической деформации под действием собственной массы лопасти. Однако на практике из-за вытяжки и неудобства регулировки длины троса он обычно свободно провисает.

Швартовка лопастей НВ предназначена для предупреждения возможности повреждения лопастей и других агрегатов НВ при воздействии ветра на стоянке. Тем не менее, как показывает опыт эксплуатации вертолетов, существующая швартовка не удовлетворяет в полной мере предъявленным к ней требованиям и не обеспечивает сохранности агрегатов НВ при воздействии штормового ветра.

1.3.1 Вывод уравнения изгиба зашвартованной лопасти

Необходимость рассмотрения задачи о ветровом нагружении зашвартованной лопасти в нелинейной постановке главным образом обусловлена двумя фактами. Невращающаяся лопасть несущего винта по своим

характеристикам относится к гибким стержням [105]. Аэродинамическая нагрузка, нормальная оси лопасти, является следящей нагрузкой – ее направление изменяется вместе с изменением углов поворота оси лопасти при изгибе.

Составим уравнение изгиба лопасти НВ, зашвартованной тросом, при ветровом нагружении. Расчетная схема нагружения зашвартованной лопасти НВ приведена на рисунке 8.

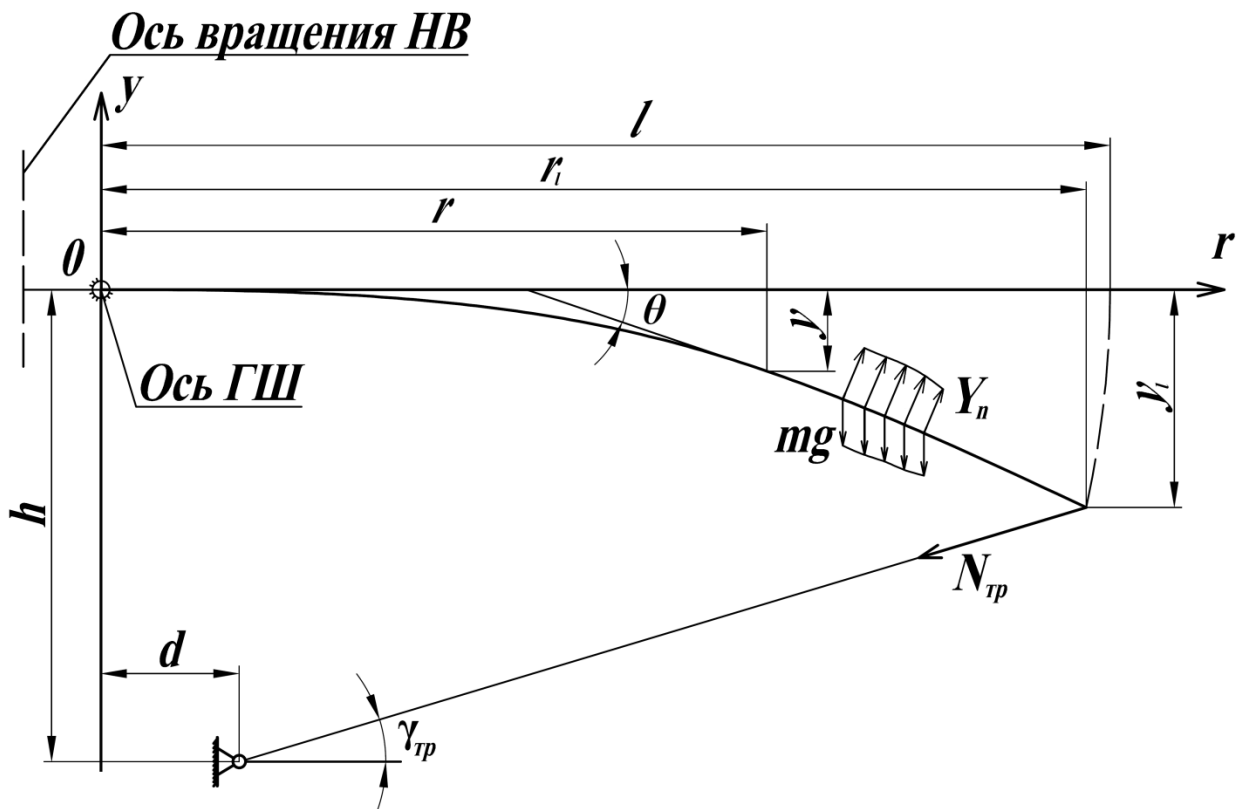


Рисунок 8 – Схема нагружения зашвартованной лопасти несущего винта

Рассмотрим равновесие элемента лопасти длиной dr , вырезанного двумя бесконечно близкими сечениями перпендикулярно к деформированной оси [28, 29, 49, 106]. Силы и моменты, действующие на элемент лопасти, приведены на рисунке 9.

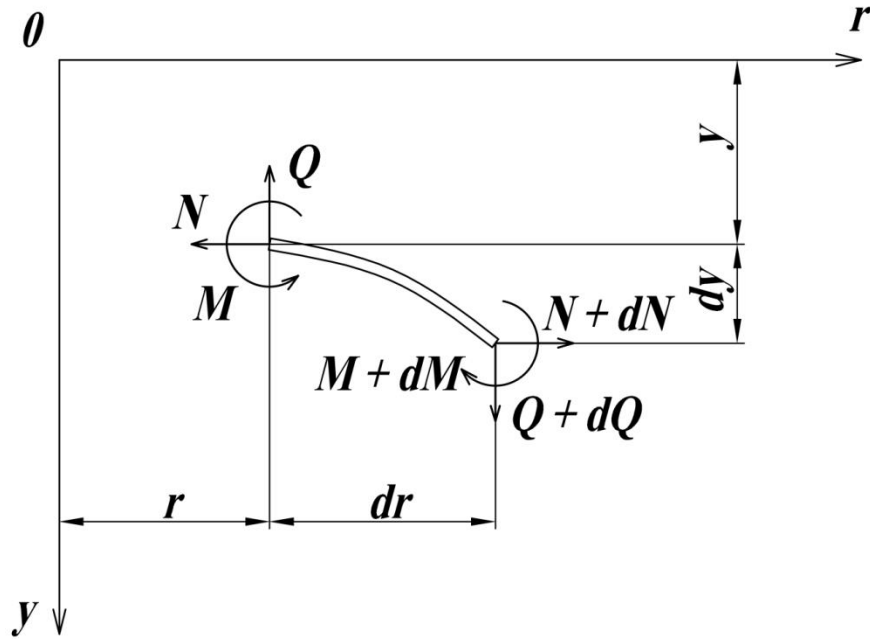


Рисунок 9 – Силы и моменты, действующие на элемент лопасти

На элемент dr действуют погонные нагрузки w_y и w_r , а также сосредоточенные силы F_y и F_r . По концам элемента приложены силы и моменты реакции соседних участков лопасти. Силы можно разложить на составляющие по осям O_y и O_r .

Тогда: сумма проекций всех сил на ось O_y :

$$dQ = -w_y dr - dF_y,$$

откуда

$$Q = -\int_r^l w_y dr - F_y; \quad (1.41)$$

сумма проекций всех сил на ось O_r :

$$dN = w_r dr - dF_r,$$

откуда

$$N = \int_r^l w_r dr - F_r. \quad (1.42)$$

Здесь

$$F_y = N_{mp} \sin \gamma_{mp}; \quad F_r = N_{mp} \cos \gamma_{mp}; \quad w_y = Y_n \left(1 - \frac{y'^2}{2}\right) - mg; \quad w_r = Y_n y', \quad (1.43)$$

где γ_{mp} – угол наклона швартовочного троса к горизонту, N_{mp} – сила натяжения швартовочного троса.

Погонная аэродинамическая сила, действующая на лопасть в плоскости наименьшей жесткости при обдувке, как и выше, определяется выражением:

$$Y_n = \frac{\rho V^2}{2} C_n b \cos^2 \chi.$$

Здесь $C_n = f(\alpha_r)$, а α_r определяется выражением

$$\alpha_r = \theta_0 - \theta_1 \sin \psi - \theta_2 \cos \psi + \Delta \varphi_{kp} + (y' + \beta_0) \operatorname{tg} \chi - \gamma \frac{\cos \psi}{\cos \chi} - \Delta \alpha_v.$$

Значения критического угла атаки $\alpha_{r_{kp}}$ и максимального коэффициента нормальной силы $C_{n_{\max}}$, согласно [59], увеличиваются пропорционально множителю $1/\cos^2 \chi$.

Сумма моментов всех сил относительно левого конца элемента лопасти (рисунок 9) с учетом (1.41) и (1.42):

$$dM = \int_r^l w_r dr dy - F_r dy + \int_r^l w_y dr dr - F_y dr. \quad (1.44)$$

Проинтегрировав уравнение (1.44), с учетом выражений (1.43) получим

$$M = - \int_r^l \int_r^l mg dr^2 - N_{mp} (\sin \gamma_{mp} [r_l - r] + \cos \gamma_{mp} [y_l - y]) + \int_r^l \int_r^l Y_n \left(1 - \frac{y'^2}{2}\right) dr^2 + \int_r^l Y_n y' (y_l - y) dr. \quad (1.45)$$

В общем случае связь между изгибающим моментом и деформированной осью лопасти, согласно [107], определяется выражением

$$EI \frac{y''}{(1 + y'^2)^{3/2}} = M. \quad (1.46)$$

Тогда после подстановки (1.45) в (1.46) получим нелинейное интегродифференциальное уравнение зашвартованной лопасти при ветровом нагружении:

$$EI \frac{y''}{(1+y'^2)^{3/2}} = - \int_r^l \int_r^l mg dr^2 - N_{mp} (\sin \gamma_{mp} [r_l - r] + \cos \gamma_{mp} [y_l - y]) +$$

$$+ \int_r^l \int_r^l Y_n (1 - \frac{y'^2}{2}) dr^2 + \int_r^l Y_n y' (y_l - y) dr. \quad (1.47)$$

Уравнение незашвартованной лопасти, получим из (1.47) при $N_{mp}=0$:

$$EI \frac{y''}{(1+y'^2)^{3/2}} = - \int_r^l \int_r^l mg dr^2 + \int_r^l \int_r^l Y_n (1 - \frac{y'^2}{2}) dr^2 + \int_r^l Y_n y' (y_l - y) dr.$$

1.3.2 Метод расчета напряжений

Для решения нелинейных задач теории упругости, к которым относится поставленная задача об изгибе зашвартованной лопасти, все более широкое применение находит метод последовательных возмущений параметров Петрова В.В. [108-110]. В этом методе, основанном на рассмотрении статического нагружения как процесса, развивающегося при монотонном возрастании параметра нагружения, интервал изменения нагрузки путем постепенного приложения ее малыми приращениями разбивается на шаги, для каждого из которых решается краевая задача для линеаризованных уравнений равновесия. Полученное таким образом деформированное состояние системы на текущем шаге принимается за исходное для следующего шага нагружения. Однако процедура линеаризации, основанная главным образом на физических представлениях, вносит неизбежные погрешности, которые накапливаются по мере роста параметра нагружения. Для повышения точности решения методом последовательных возмущений параметров в настоящей работе использован процесс итерации решения для коррекции погрешностей на каждом шаге нагружения.

Традиционно метод последовательных возмущений параметров используется для решения задач, в которых рассматривается всего один параметр нагружения λ .

В общем случае, при наличии k параметров нагружения, можно использовать следующую вычислительную схему. Процедура пошагового нагружения строится на основе исходного уравнения равновесия (1.47). Процесс нагружения разобьем на k этапов нагружения. Каждый этап нагружения будем характеризовать параметром нагружения λ_k и функцией влияния параметра нагружения F_k при $k = 1..m$. Внутри каждого k -го этапа нагружения разобьем интервал $[0, \lambda_k]$ изменения нагрузки на n_k (для определенности равных) ступеней нагружения и будем прикладывать нагрузку шаг за шагом малыми приращениями $\Delta\lambda_k = \lambda_k / n_k$. Пусть для некоторого i -го шага нагружения при $\lambda_{k,i} = \lambda_{k,i-1} + \Delta\lambda_k$ известно точное решение исходного уравнения. Это дает возможность вычислить функции влияния F_k , входящие в исходное уравнение равновесия процесса нагружения, в качестве свободных членов. В таком случае это уравнение приводится к линейному дифференциальному уравнению относительно неизвестной функции

$$y_i'' = \sum_{k=1}^m F_k(y_{i-1}', y_{i-1}, r), \quad (1.48)$$

из которого, с учетом граничных условий, после однократного интегрирования находится функция y_i' , после двукратного – y_i текущего шага нагружения.

Далее будем искать уточненные функции y_i и y_i' , соответствующие i -му шагу нагружения, для чего построим итерационный процесс, в котором найденные на i -м шаге нагружения функции являются начальным приближением для отыскания их точных (с точностью ε) значений. Тогда для j -й итерации в соответствии с уравнением (1.48) имеем:

$$y_{i,j}' = \int_0^r \sum_{k=1}^m F_k(y_{i,j-1}', y_{i,j-1}, r) dr + C_1; \quad y_{i,j} = \int_0^r y_{i,j}' dr + C_1 r + C_2.$$

Константы C_1 и C_2 находятся из граничных условий. Условием прекращения итераций является равенство прогибов концевое сечения лопасти, на двух смежных итерациях с точностью ε :

$$|y_{l,j} - y_{l,j-1}| < \varepsilon, \quad (1.49)$$

$$\text{где } y_{l,j} = \int_0^l \sin y'_{i,j} dr, \quad y_{l,j-1} = \int_0^l \sin y'_{i,j-1} dr.$$

После выполнения условия (1.49) повторяется описанная выше процедура вычисления функций прогибов и углов поворота упругой оси лопасти по параметру нагружения для $i+1$ -го шага нагружения и т.д. до достижения заданного значения λ_k . Затем осуществляется переход на следующий этап нагружения. Вычисления продолжаются до достижения заданного значения λ_m последнего этапа нагружения.

Отдельно отметим необходимость итерационного процесса для учета изменений функций влияния F_k, \dots, F_l , обусловленных дополнительной деформацией лопасти за шаг нагружения, а также для их уточнения до наступления $i+1$ -го шага, так как влияние параметра нагружения $\lambda_{k,i}$ может их изменять.

Представление статического нагружения как процесса позволяет разделить задачу о сложном изгибе зашвартованной лопасти при воздействии ветра на три этапа, соответствующие действительной картине нагружения:

- поперечный изгиб под действием собственной массы;
- продольно-поперечный изгиб под действием силы натяжения троса при швартовке;
- продольно-поперечный изгиб зашвартованной лопасти при ветровом нагружении.

Исходя из общего уравнения изгиба (1.47) получим уравнения, соответствующие каждому из этапов нагружения.

Первый этап: $y'' = F_1$. Второй этап: $y'' = F_1 + F_2$. Третий этап: $y'' = F_1 + F_2 + F_3$.

Здесь F_1, F_2, F_3 – функции влияния параметров нагружения, которые в соответствии с уравнением (1.47) имеют вид:

$$F_1 = -\frac{(1 + y'^2)^{3/2}}{EI} \int_r^l \int_r^l mg dr^2 ;$$

$$F_2 = -\frac{(1+y'^2)^{3/2}}{EI} N_{mp} (\sin \gamma_{mp} [r_l - r] + \cos \gamma_{mp} [y_l - y]);$$

$$F_3 = \frac{(1+y'^2)^{3/2}}{EI} \left[\int_r^l \int_r^l Y_n \left(1 - \frac{y'^2}{2}\right) dr^2 + \int_r^l Y_n y' (y_l - y) dr \right].$$

Отметим особенности каждого из этапов нагружения. На первом этапе параметром нагружения является собственная масса лопасти. В качестве начального приближения будем использовать точное решение y_0 и y'_0 , полученное из решения линейного уравнения изгиба лопасти:

$$y'' = -\frac{1}{EI} \int_r^l \int_r^l mg dr^2.$$

Деформированное состояние лопасти под действием собственной массы явится исходным для следующего этапа нагружения – швартовки. На этом этапе параметром нагружения является сила натяжения швартовочного троса N_{mp} . Особенностью этого этапа нагружения является наличие второй нагрузки mg , которая в процессе швартовки не изменяется, но изменяется ее функция влияния F_l . При достижении параметром нагружения заданного значения $\lambda_2 = N_{mp}$ процесс швартовки заканчивается.

На третьем этапе зашвартованная лопасть нагружается ветровой нагрузкой. Здесь параметром нагружения является скорость ветра V . В процессе нагружения должно удовлетворяться условие совместности деформаций лопасти и швартовочного троса, которое имеет вид

$$y_l = h - l_{mp} \left(1 + \frac{N_{mp}}{EF_{mp}}\right) \sin \gamma_{mp}, \text{ либо } r_l = d + l_{mp} \left(1 + \frac{N_{mp}}{EF_{mp}}\right) \cos \gamma_{mp},$$

где l_{mp} , EF_{mp} – длина и жесткость троса на растяжение;

y_l , r_l – координаты концевое сечения деформированной оси лопасти,

$$y_l = \int_0^l \sin y'_i dr; \quad r_l = \int_0^l \cos y'_i dr; \quad \gamma_{mp} = \arctg \frac{h - y_l}{r_l - d};$$

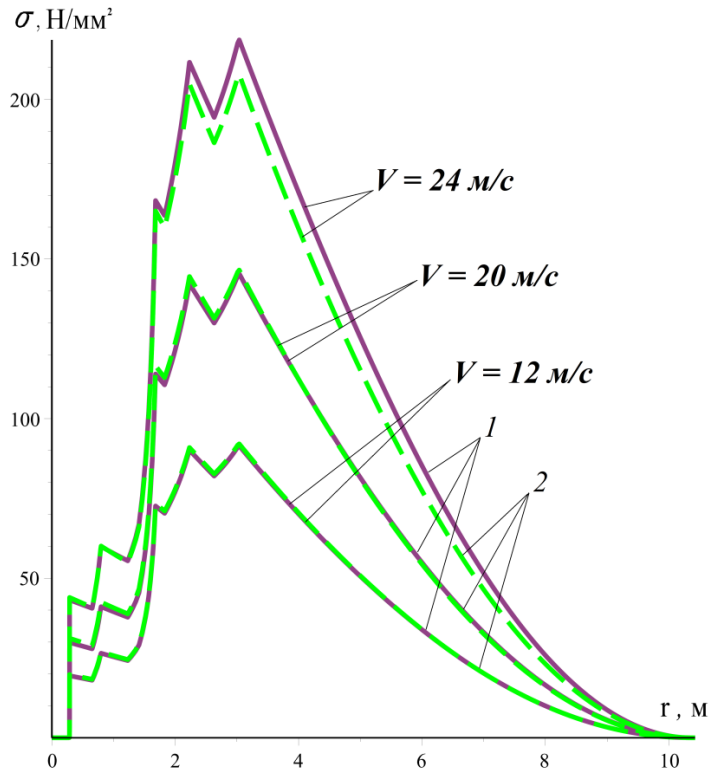
h , d – координаты швартовочного узла.

Поэтому функции влияния F_1 и F_2 на этом этапе нагружения будут изменяться вместе с F_3 .

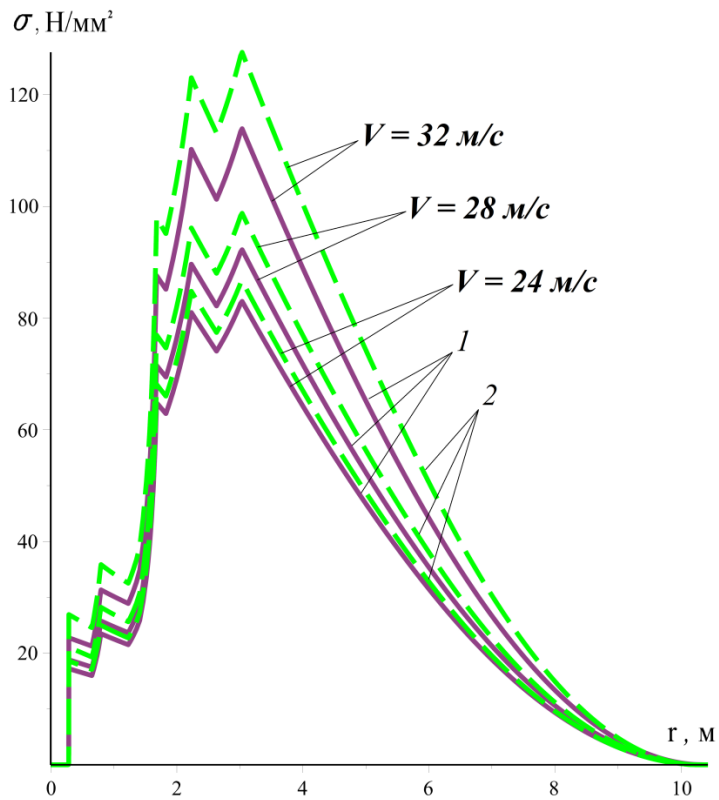
1.3.3 Результаты расчетов

Объектом исследования выбрана лопасть НВ, спроектированная для вертолетов типа Ми-8. Исследовалась швартовка с жесткостью швартовочного троса на растяжение $EF_{mp} = 5000$ Н при среднем расположении швартовочного узла на фюзеляже вертолета ($h=4.5$ м, $d=1.5$ м) и силе предварительного натяжения швартовочного троса $N_{mp} = 0$. Все расчеты проведены для центровки вертолета, которой соответствует строго вертикальное положение вала несущего винта, т.е. $\gamma=0$.

Сравнение распределений изгибных напряжений по длине лопасти, рассчитанных по предлагаемой методике (кривая 1) и методике, основанной на линейной модели нагружения (кривая 2), изложенной в параграфе 1.2, приведено на рисунке 10. Наблюдается хорошая сходимость результатов расчетов по линейной и нелинейной моделям нагружения при малых скоростях ветра. По мере увеличения расчетной скорости ветра растет различие в расчетных значениях напряжений (рисунок 10, а). При приближении расчетной скорости ветра к критической (параграф 1.1.) разница в расчетных напряжениях нарастает. И при значениях близких или равных критической скорости ветра разница достигает максимальной величины – напряжения рассчитанные на основе линейной модели стремятся к бесконечности. Нелинейная модель лишена данного недостатка.



а)



б)

Рисунок 10 – Распределение изгибных напряжений по длине лопасти:
 а) обдув с передней кромки при $\theta_0 = -10^\circ$, $\psi = 135^\circ$; б) обдув с передней кромки
 при $\theta_0 = 10^\circ$, $\psi = 150^\circ$

Отметим, что при углах скольжения отстоящих от критического, удовлетворительная сходимость результатов расчетов на основе линейной и нелинейной моделей нагружения сохраняется до больших значений расчетной скорости ветра (рисунок 10, б).

Важными параметрами, характеризующими нагруженность лопасти при ветровом воздействии, являются значения скоростей ветра, соответствующие предельным нагрузкам [111]: $\sigma_{0.2}$ – предельное напряжение по условию прочности лонжерона лопасти; $M(0) = 0$ – условие взмаха лопасти над нижним упором горизонтального шарнира. Интерес представляют минимальные значения этих скоростей при наиболее неблагоприятных (критических) направлениях обдува.

На рисунках 11, 12 приведены графики зависимости критических углов скольжения и соответствующих им значений предельных по условию прочности скоростей ветра в зависимости от угла установки, где: 1 – обдув с передней кромки, 2 – обдув с задней кромки.

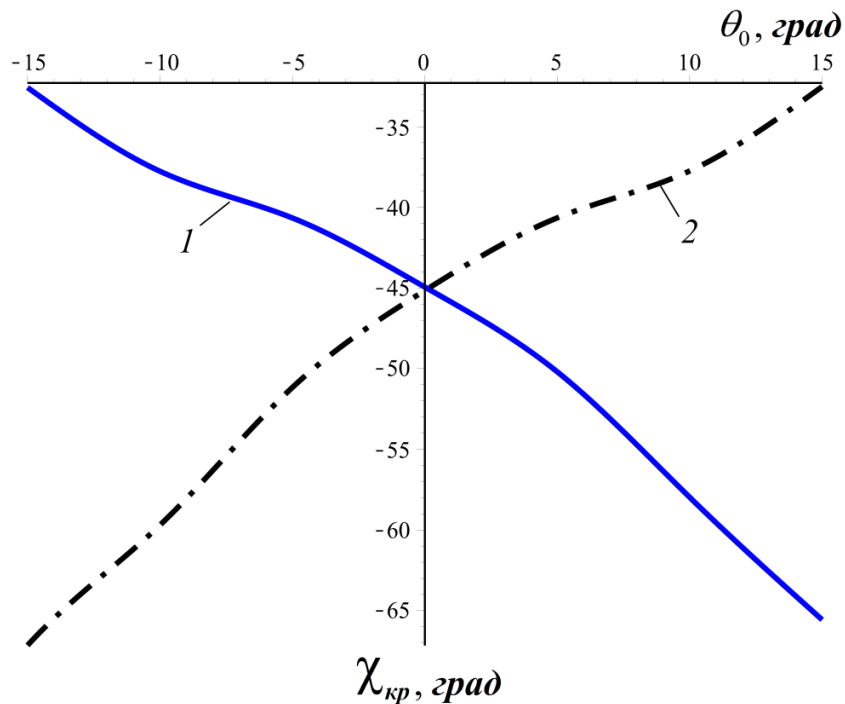


Рисунок 11 – Зависимости критического угла скольжения от угла установки лопасти

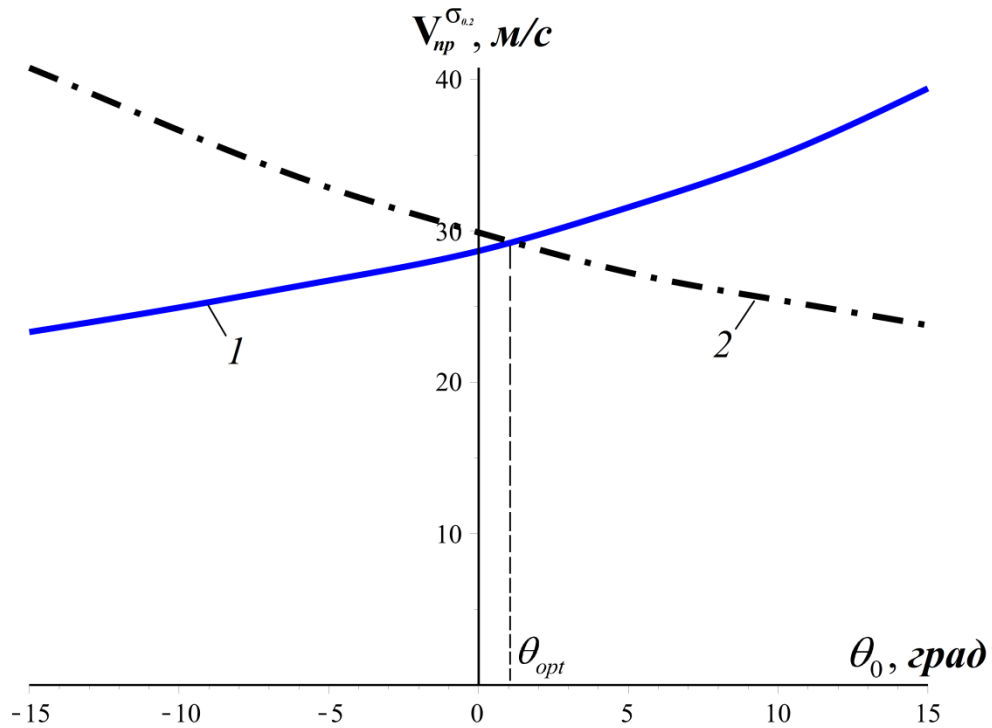


Рисунок 12 – Предельные по условию прочности лопасти скорости ветра

Указанные зависимости предельных скоростей ветра пересекаются в точке, абсцисса которой определяет значение оптимального угла установки θ_{opt} , при котором предельная скорость имеет одинаковые значения как для режима обдувки с передней кромки, так и с задней кромки. Поскольку интерес представляют условия нагружения лопасти в системе несущего винта вертолета, на котором при любом направлении воздействию ветра, всегда имеются лопасти, обдуваемые как с передней, так и с задней кромки, то при установке общего шага на угол равный оптимальному диапазон безопасных скоростей для несущего винта в целом будет наибольшим.

Предельные скорости ветра по условию взмаха лопасти приведены на рисунке 13, где: 1 – обдув с задней кромки зашвартованной лопасти, 2 – обдув с передней кромки, не зашвартованной лопасти, 3 – обдув с передней кромки зашвартованной лопасти, 4 – обдув с задней кромки, не зашвартованной лопасти. При приближении углов установки к оптимальному, указанные зависимости неограниченно возрастают.

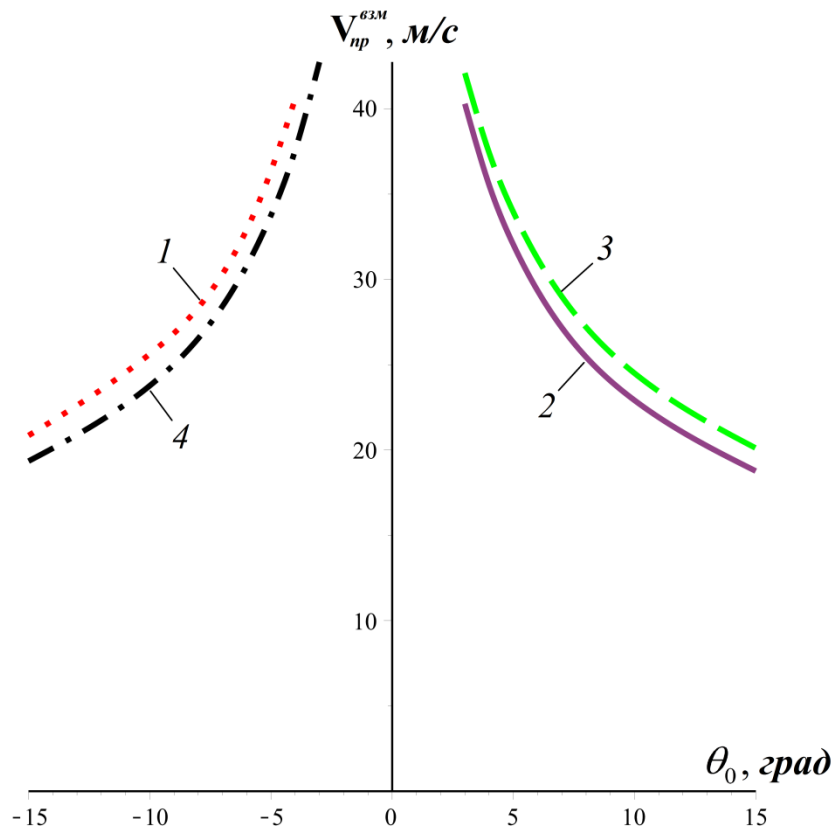


Рисунок 13 – Предельные по условию взмаха лопасти скорости ветра

Таким образом, предельная безопасная для эксплуатации горизонтальная скорость ветра составит 29 м/с. В то время как ее минимальное значение составляет 18.7 м/с. Иными словами, для данной лопасти, безопасная эксплуатационная скорость ветра может быть увеличена более чем в 1.5 раза. Это позволяет рекомендовать при стоянке вертолета устанавливать угол общего шага на угол равный оптимальному, для конкретного γ , определяемого центровкой вертолета.

Отметим, что в данном расчетном случае, предельные скорости по условию взмаха для зашвартованной лопасти лишь немного превышают таковые для незашвартованной лопасти. Такой результат обусловлен двумя основными факторами: отсутствием предварительного натяжения швартовочного троса и малой его жесткостью на растяжение. Для получения более высоких предельных скоростей ветра по условию взмаха лопасти необходимо увеличивать жесткость троса на растяжение и/или вводить его предварительное натяжение определенной величины.

1.4 Экспериментальные исследования статической прочности лопасти при имитации ветровой нагрузки с помощью дискретно распределенной нагрузки

Статические испытания лопасти несущего винта проводились в Экспериментально-исследовательском комплексе (ЭИК) АО «НЦВ Миль и Камов». Результаты испытаний изложены в отчете [112].

Целью выполнения испытаний являлось определение статической прочности лопасти НВ при наземных случаях нагружения: «падение лопасти на ограничитель свеса» и «ветер на стоянке» в соответствии с требованиями норм прочности вертолетов [5-7]. Объектом испытаний была лопасть НВ, изготовленная в АО «НЦВ Миль и Камов».

Испытания проводились в два этапа:

- 1) этап 1 – испытание на случай нагружения «падение лопасти на ограничитель свеса»;
- 2) этап 2 – испытание на случай нагружения «ветер на стоянке» в три этапа до 28 ступени нагружения согласно утвержденной программе испытаний [112].

Этап 1 и этап 2 проводились в зале статических испытаний ЭИК. Лопасть крепилась к рукаву втулки несущего винта, установленной на силовой колонне, в нормальном положении на высоте 6,0 м, угол установки лопасти в осевом шарнире установлен в пределах 0...1 градус на кабрирование при положении рукава втулки на ограничителе свеса горизонтального шарнира. Схема установки представлена в приложении В [112].

Лопасть была препарирована тензорезисторами. Схемы расположения тензорезисторов на верхней и нижней поверхностях приведены в приложении А программы испытаний [112].

Для подсчета напряжений, по результатам измеренных деформаций в тензорезисторах использовался модуль упругости $E = 23156 \text{ Н/мм}^2$.

Перед испытаниями на установке ЭИК проводилась градуировка тензорезисторов и выполнялись работы по контролю напряженно-деформированного состояния лопасти согласно требованиям программы испытаний.

После проведения каждого этапа испытаний выполнялись работы по контролю напряженно-деформированного состояния лопасти, а также дефектация лопасти визуальным осмотром и методом простукивания на наличие трещин, расслоений обшивки и расклеев ее с лонжероном и пенопластовым наполнителем (Приложение Р [112]) и замер сопротивления секций ПОС (Приложение С [112]).

Сравнение результатов статических расчетов напряжений в лопасти НВ и экспериментальных данных

Для проверки точности статических расчетов напряжений в лопасти НВ, применяемых в настоящей главе, использованы результаты испытаний по этапу 2 – замеры напряжений в лопасти под действием массовых сил, а также под действием дискретно-распределенных нагрузок 20, 25 и 28 ступеней нагружения [112]. В обозначениях используемых ниже, 1 случай нагружения соответствует 20 ступени нагружения, 2 случай – 25 ступени нагружения, 3 случай – 28 ступени нагружения. Результаты сравнения напряжений возникающих в лопасти несущего винта при рассматриваемых случаях нагружения приведены на рисунке 14.

При испытаниях лопасть нагружалась статическим изгибающим моментом от дискретно распределенных поперечных сил, прикладываемых к лопасти с помощью ложементов, закрепленных в четырех сечениях, указанных на рисунке 15.

Дискретно распределенная нагрузка имитирует действие на лопасть ветрового потока. Ступени испытаний подобраны из условия обеспечения требований норм прочности вертолетов [5-7] – безопасной скорости ветра 40 м/с.

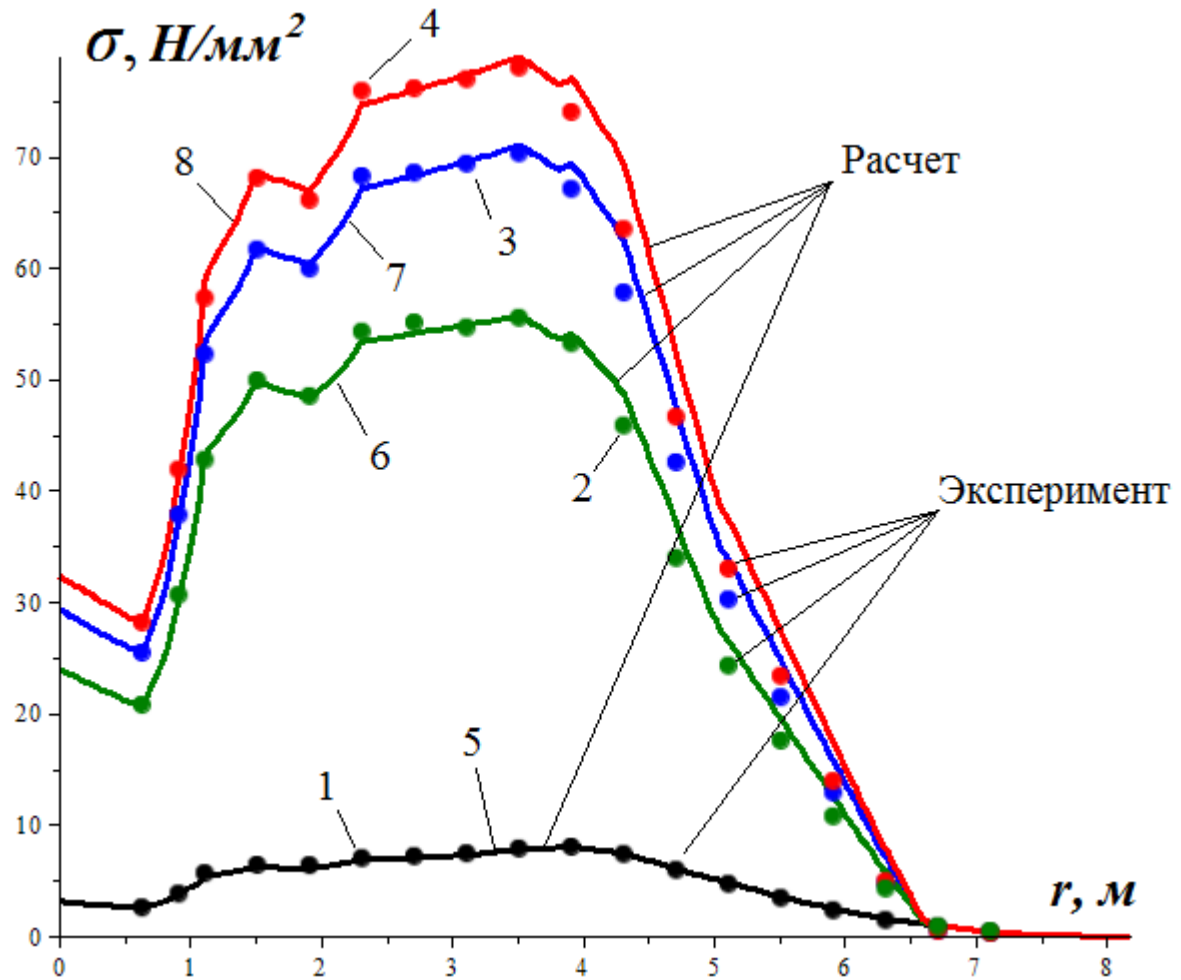


Рисунок 14 – Распределения напряжений по длине лопасти при рассматриваемых случаях нагружения: 1 – эксперимент (нагружение под действием массовых сил лопасти); 2 – эксперимент (1 случай нагружения); 3 – эксперимент (2 случай нагружения); 4 – эксперимент (3 случай нагружения); 5 – расчет (нагружение под действием массовых сил лопасти); 6 – расчет (1 случай нагружения); 7 – расчет (2 случай нагружения); 8 – расчет (3 случай нагружения)

Нагрузки прикладывались ступенями. Время выдержки на каждой ступени нагружения после приложения соответствующей комбинации нагрузок составляло 5 минут. В процессе нагружения производилась непрерывная запись показаний тензорезисторов.

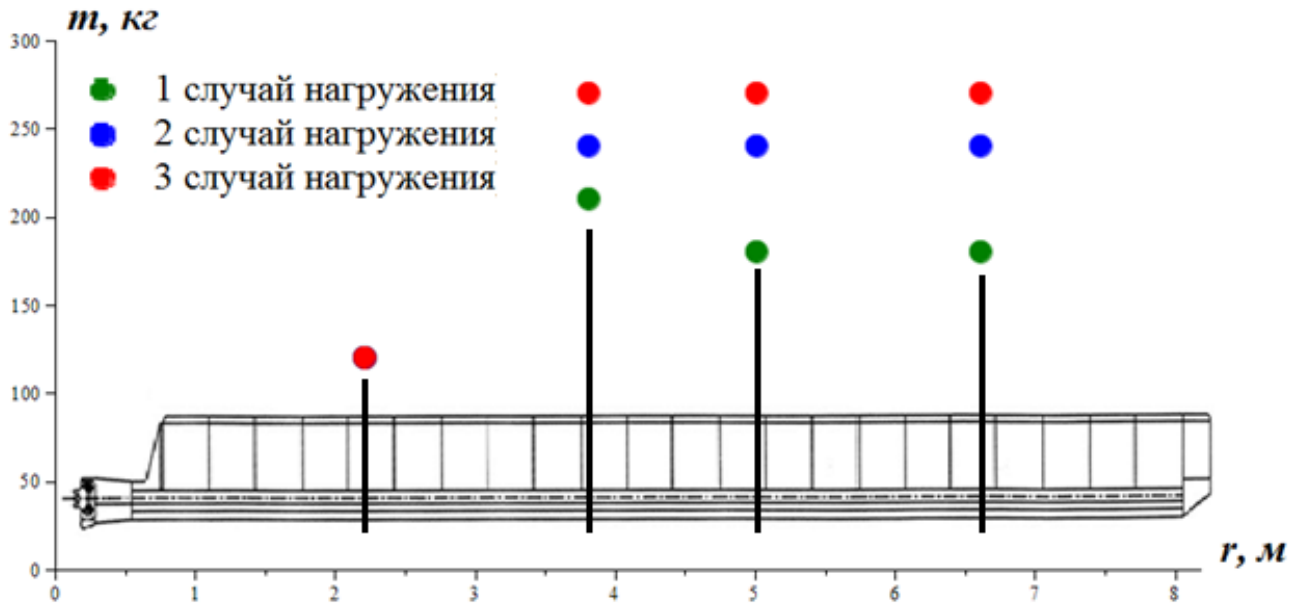


Рисунок 15 – Дискретно распределенное нагружение лопасти

На основе анализа полученных результатов можно судить об удовлетворительном совпадении результатов численного статического расчета напряжений в лопасти и экспериментальных данных.

В заключение, по Главе 1 необходимо отметить следующее.

1. Установлено, что потеря устойчивости незашвартованной лопасти НВ вертолета под воздействием ветра возможна только на режимах обдувки с отрицательными углами скольжения – при расположении лопасти концом навстречу ветровому потоку.

2. Получены расчетные формулы для определения критических скоростей ветрового потока однородных и неоднородных лопастей в зависимости от угла скольжения – их азимутального положения. Минимальное значение критической скорости для горизонтально направленного ветра достигается при угле скольжения $\chi = -45^\circ$.

3. Для оценки характеристик устойчивости лопастей НВ вертолета под воздействием ветра предложен критерий δ_ϵ – ветровой коэффициент лопасти.

4. Предложен метод расчета изгибных напряжений в незашвартованной лопасти несущего винта вертолета, на базе линейной модели нагружения при стационарном воздействии ветра.

5. Определен коэффициент увеличения нагрузки, на основе которого построено решение, позволяющее избежать необходимости прямого интегрирования исходного дифференциального уравнения изгиба лопасти под воздействием ветра.

6. Получены выражения, удобные для вычисления прогибов, углов поворота и изгибающих моментов (напряжений) непосредственно через их значения для «аэрожесткой» лопасти.

7. Предложен метод расчета изгибных напряжений в зашвартованной и незашвартованной лопасти НВ вертолета, на базе нелинейной модели нагружения при стационарном воздействии ветра.

8. Получены значения предельных для эксплуатации скоростей ветра по условиям прочности и отсутствия взмаха лопасти.

9. Получена удовлетворительная сходимость результатов численных статических расчетов напряжений в лопасти с экспериментальными данными.

ГЛАВА 2. ДИНАМИЧЕСКАЯ ПРОЧНОСТЬ ЛОПАСТЕЙ НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЕТА ПРИ ДЕЙСТВИИ ВЕТРА НА СТОЯНКЕ

2.1 Расчет динамических напряжений в лопасти на базе нелинейной модели нагружения при нестационарном воздействии ветра

2.1.1 Вывод уравнения изгиба зашвартованной лопасти

Составим уравнение изгиба зашвартованной лопасти НВ при ветровом нагружении. Лопасть представим в виде балки переменного сечения. Параметры этой балки будем считать непрерывно распределенными по длине лопасти. Расчетная схема нагружения зашвартованной лопасти приведена на рисунке 16.

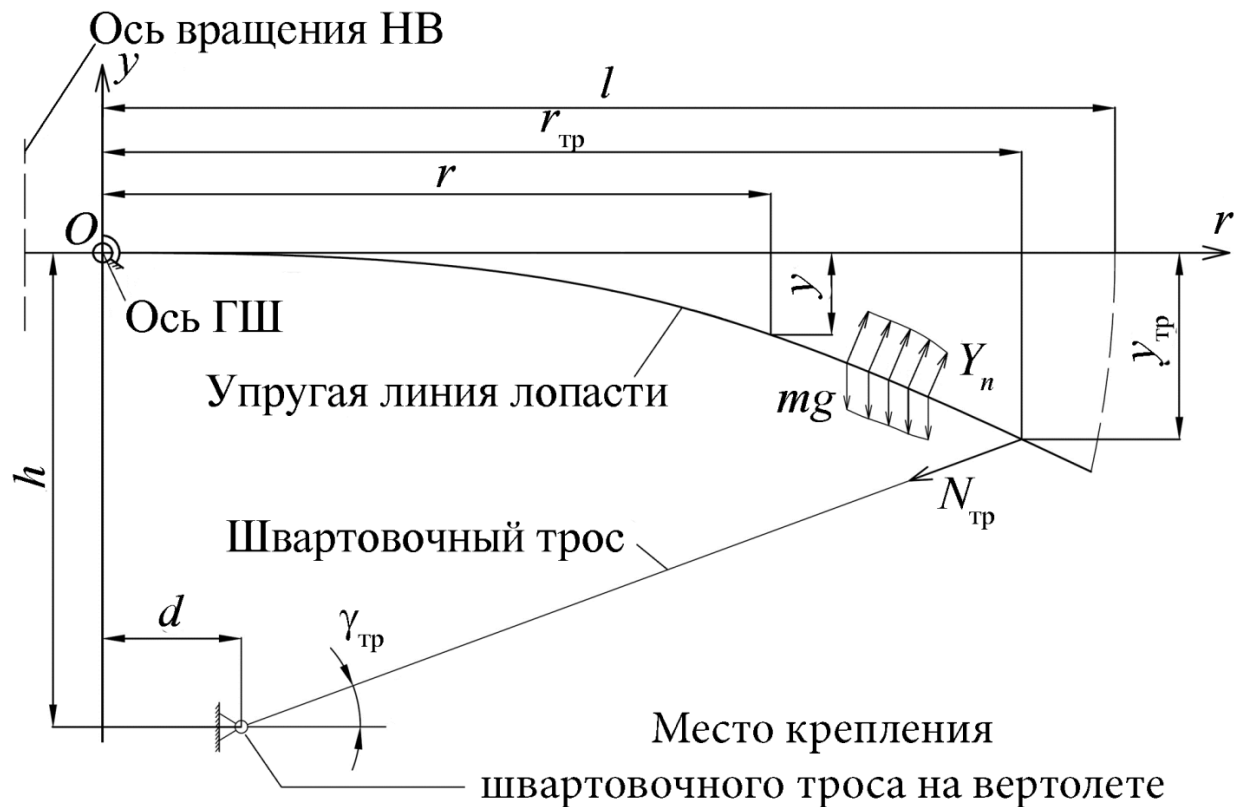


Рисунок 16 – Схема нагружения зашвартованной лопасти

Рассмотрим равновесие элемента лопасти длиной ∂r , вырезанного двумя бесконечно близкими сечениями перпендикулярно к деформированной оси. На

элемент ∂r действуют погонные нагрузки w_y и w_r . По концам элемента приложены силы и моменты реакции соседних участков лопасти (рисунок 17).

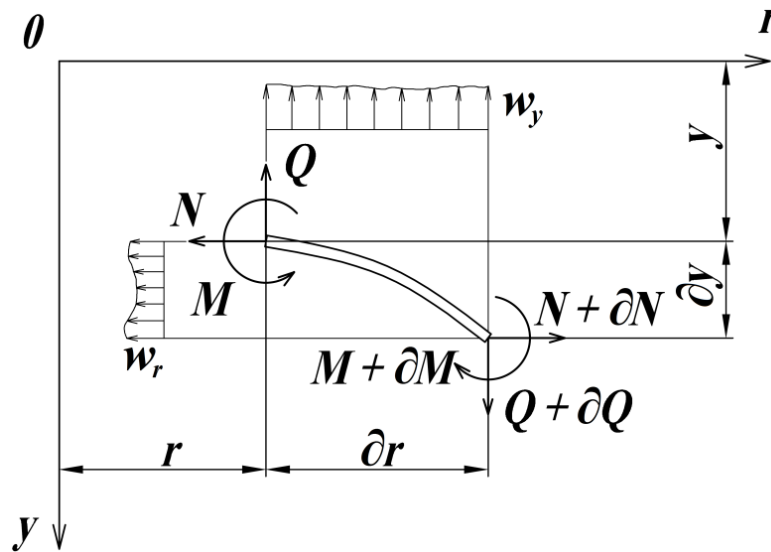


Рисунок 17 – Силы и моменты, действующие на элемент лопасти

Силы можно разложить на составляющие по осям O_y и O_r :
на ось O_y

$$\partial Q = w_y \partial r, \text{ откуда } Q = \int_r^l w_y dr; \quad (2.1)$$

на ось O_r

$$\partial N = w_r \partial r, \text{ откуда } N = \int_r^l w_r dr, \quad (2.2)$$

где

$$w_y = -Y_n \left(1 - \frac{y'^2}{2} \right) + mg + m\ddot{y} + w_{mp} \sin \gamma_{mp}; \quad w_r = Y_n y' - w_{mp} \cos \gamma_{mp}. \quad (2.3)$$

Сосредоточенная сила N_{mp} представлена как распределенная ступенчатая нагрузка w_{mp} , интегральное значение которой равно силе натяжения троса, т.е.:

$$N_{mp} = \int_0^l w_{mp} dr.$$

Погонная аэродинамическая сила, действующая на лопасть в плоскости наименьшей жесткости при обдувке, определяется выражением

$$Y_n = qC_n b \cos^2(\chi + \chi_l),$$

где $C_n = f(\alpha_r, M)$ – определяется по результатам круговых продувок профилей при числе Маха $M \leq 0,3$, α_r с учетом вертикальной скорости перемещения сечений лопасти \dot{y} , определяется выражением

$$\alpha_r = \theta_0 - \theta_1 \sin \psi - \theta_2 \cos \psi - k_\beta y'(0) + \Delta \varphi_{kp} + (y' + \beta_0) \operatorname{tg}(\chi + \chi_l) - \gamma \frac{\cos \psi}{\cos(\chi + \chi_l)} - \frac{\dot{y}}{V \cos(\chi + \chi_l)} - \Delta \alpha_v,$$

где χ_l – стреловидность лопасти по передней кромке; k_β – коэффициент компенсатора взмаха.

Значения критического угла атаки $\alpha_{r_{kp}}$ и максимального коэффициента нормальной силы $C_{n_{\max}}$, согласно [59], увеличиваются пропорционально множителю $1/\cos^2(\chi + \chi_l)$.

Записав сумму моментов всех сил относительно левого конца элемента лопасти и сохранив только члены первого порядка малости, получим

$$\frac{\partial M}{\partial r} - N \frac{\partial y}{\partial r} + Q = 0. \quad (2.4)$$

Продифференцировав уравнение (2.5) по r , получим:

$$M'' - (Ny')' + Q' = 0.$$

Тогда с учетом (2.1) – (2.3) получим:

$$M'' - (Ty' - N_{mp}^* y')' - Y_n \left(1 - \frac{y'^2}{2}\right) + mg + m\ddot{y} + w_{mp} \sin \gamma_{mp} = 0, \quad (2.5)$$

где

$$T = \int_r^l Y_n y' dr, \quad N_{mp}^* = \int_r^l w_{mp} \cos \gamma_{mp} dr.$$

Связь между изгибающим моментом и изогнутой осью лопасти, определяется выражением [107]

$$EI \frac{y''}{(1+y'^2)^{3/2}} = M.$$

Разложив функцию $\frac{1}{(1+y'^2)^{3/2}}$ в ряд Маклорена и удержав первые два члена разложения, получим

$$\frac{1}{(1+y'^2)^{3/2}} \approx 1 + \frac{3}{2}y'^2. \quad (2.6)$$

Тогда M'' с учетом выражения (2.6) примет вид

$$M'' = (EIy'')'' + \frac{3}{2}(EIy''y'^2)''. \quad (2.7)$$

После подстановки (2.7) в (2.5) получим нелинейное дифференциальное уравнение в частных производных зашвартованной лопасти при нестационарном ветровом нагружении:

$$m\ddot{y} + (EIy'')'' + \frac{3}{2}(EIy''y'^2)'' - (Ty')' + (N_{mp}^*y')' - Y_n(1 - \frac{y'^2}{2}) + mg + w_{mp} \sin \gamma_{mp} = 0. \quad (2.8)$$

Уравнение незашвартованной лопасти получим из (2.8) при $N_{mp}=0$:

$$m\ddot{y} + (EIy'')'' + \frac{3}{2}(EIy''y'^2)'' - (Ty')' - Y_n(1 - \frac{y'^2}{2}) + mg = 0.$$

2.1.2 Метод расчета напряжений

Для нахождения деформаций и внутренних усилий (изгибающих моментов и напряжений) применим метод Галеркина Б.Г. [28, 29, 34]. При таком подходе к задаче уравнение в частных производных (2.8) сводится к системе дифференциальных уравнений, которые оказываются связанными только через аэродинамические силы и силу натяжения швартовочного троса. Поэтому если в произвольный момент времени они могут быть вычислены, то деформации лопасти по каждой заданной форме колебаний определяются независимо, так как эти формы ортогональны.

Решение уравнения (2.8) представим в виде разложения в ряд по собственным формам колебаний лопасти:

$$y = \sum_{j=0}^n \delta_j y_j, \quad (2.9)$$

где n – номер высшей формы собственных колебаний лопасти, учитываемой в решении; y_j – нормированная [28] форма j -го тона собственных колебаний лопасти; δ_j – некоторые функции времени (коэффициенты деформации лопасти), которые в настоящем методе приняты за обобщенные координаты системы.

Определение закона изменения δ_j по времени и составляет содержание расчета.

Дважды продифференцировав выражение (2.9) по времени, получим

$$\dot{y} = \sum_{j=0}^n \dot{\delta}_j y_j, \quad \ddot{y} = \sum_{j=0}^n \ddot{\delta}_j y_j. \quad (2.10)$$

Подставим выражения (2.9) и (2.10) в уравнение (2.8). Далее все члены уравнения (2.8) поочередно умножим на y_j и проинтегрируем по длине лопасти. В силу ортогональности форм собственных колебаний [28] получим систему дифференциальных уравнений, связанных между собой только через аэродинамическую нагрузку и силу натяжения швартовочного троса:

$$m_j \ddot{\delta}_j + C_j \delta_j = A_{3j} \delta_j^3 + A_{2j} \delta_j^2 + A_{0j}, \quad j = \overline{0, n}. \quad (2.11)$$

Здесь

$$C_j = C_{EI_j} + C_{Y_j} + C_{Nmp_j} = \int_0^l EI y_j''^2 dr - \int_0^l T y_j'^2 dr + \int_0^l N_{mp}^* y_j'^2 dr,$$

$$A_{3j} = -\frac{3}{2} \int_0^l EI (y_j' y_j'')^2 dr, \quad A_{2j} = -\frac{1}{2} \int_0^l Y_n y_j y_j'^2 dr,$$

$$A_{0j} = \int_0^l Y_n y_j dr - \int_0^l y_j mg dr - \int_0^l y_j w_{mp} \sin \gamma_{mp} dr, \quad m_j = \int_0^l m y_j^2 dr, \quad j = \overline{0, n}.$$

Известно [28], что частота j -го тона собственных колебаний лопасти может быть определена по формуле

$$p_j = \sqrt{\frac{C_j}{m_j}} = \sqrt{\frac{C_{EI_j} + C_{Y_j} + C_{Nmp_j}}{m_j}}, \quad j = \overline{0, n}.$$

Поэтому уравнение (2.11) удобно преобразовать, отнеся все члены к значениям m_j . Тогда их можно записать следующим образом:

$$\ddot{\delta}_j + p_j^2 \delta_j = \frac{A_{3j}}{m_j} \delta_j^3 + \frac{A_{2j}}{m_j} \delta_j^2 + \frac{A_{0j}}{m_j}, \quad j = \overline{0, n}.$$

Для учета сил трения в лопасти введем линейное затухание $2\varepsilon\dot{\delta}_j$ [37]. Коэффициент затухания ε определяется из эксперимента либо на основании статистических материалов для аналогичных конструкций. Окончательно получим

$$\ddot{\delta}_j + 2\varepsilon\dot{\delta}_j + p_j^2 \delta_j = \frac{A_{3j}}{m_j} \delta_j^3 + \frac{A_{2j}}{m_j} \delta_j^2 + \frac{A_{0j}}{m_j}, \quad j = \overline{0, n}. \quad (2.12)$$

Для численного интегрирования уравнений (2.12) будем использовать неявный метод Ньюмарка [113]. Известно [114], что идеальными значениями параметров, при которых достигается безусловная устойчивость метода и наилучшая его точность, являются следующие величины: $\alpha=0.25$ и $\beta=0.50$.

Перепишем уравнения (2.12) относительно старшей производной:

$$\ddot{\delta}_j = -2\varepsilon\dot{\delta}_j - p_j^2 \delta_j + \frac{A_{3j}}{m_j} \delta_j^3 + \frac{A_{2j}}{m_j} \delta_j^2 + \frac{A_{0j}}{m_j}, \quad j = \overline{0, n}. \quad (2.13)$$

В общем виде (2.13) представим следующим образом:

$$\ddot{\delta}_j = f(t, \delta_j, \dot{\delta}_j), \quad j = \overline{0, n}. \quad (2.14)$$

Перейдем к рассмотрению динамического процесса на одном шаге интегрирования.

Пусть в момент времени t_i все кинематические параметры и все компоненты уравнений (2.13) известны, и нужно определить их значения в момент времени $t_{i+1} = t_i + \Delta t_i$. Поскольку величина $\ddot{\delta}_{j,i}$ не известна заранее, решение необходимо отыскивать, прибегая на каждом шаге к итерациям. Итерации также необходимы для учета изменения аэродинамических сил и силы натяжения швартовочного

троса за шаг интегрирования. Ниже приведены рекуррентные соотношения для определения k -й итерации на i -м шаге:

$$(\dot{\delta}_{j,i})_k = A_{i-1} + (\ddot{\delta}_{j,i})_{k-1} \frac{\Delta t_i}{2}, \quad k > 1; \quad (2.15)$$

$$(\delta_{j,i})_k = B_{i-1} + (\dot{\delta}_{j,i})_k \frac{\Delta t_i}{2}; \quad (2.16)$$

$$(\ddot{\delta}_{j,i})_k = f(t_i, (\delta_{j,i})_k, (\dot{\delta}_{j,i})_k), \quad (2.17)$$

где $A_{i-1} = \dot{\delta}_{j,i-1} + \ddot{\delta}_{j,i-1} \frac{\Delta t_i}{2}$, $B_{i-1} = \delta_{j,i-1} + \dot{\delta}_{j,i-1} \frac{\Delta t_i}{2}$, $j = \overline{0, n}$.

Данный итерационный процесс является независимым от начальных условий, поскольку требует использования специальной формулы для определения на каждом шаге по времени первого приближения [113].

Решение начинается с определения начального ускорения (в момент времени $t=0$) из уравнений (2.14):

$$\ddot{\delta}_{j,0} = f(0, \delta_{j,0}, \dot{\delta}_{j,0}). \quad (2.18)$$

Определив $\ddot{\delta}_{j,0}$ из выражений (2.18), можно начать вычислять итерацию для первого шага, находя приближенные выражения для $\dot{\delta}_{j,1}$ с помощью экстраполяционной формулы Эйлера:

$$(\dot{\delta}_{j,1})_1 = \dot{\delta}_{j,0} + \ddot{\delta}_{j,0} \Delta t_1.$$

Тогда первые приближения для $\delta_{j,1}$ и $\ddot{\delta}_{j,1}$ находятся соответственно по формулам (2.16) и (2.17). Все последующие итерации на первом шаге по времени состоят в повторном использовании формул (2.15) – (2.17). При этом на каждой итерации вычисляются аэродинамические силы и сила натяжения швартовочного троса, которая зависит от его текущей длины $l_{mp}(t) = \sqrt{[h - y_{mp}(t)]^2 + [r_{mp}(t) - d]^2}$.

В случае $l_{mp}(t) < l_{mp0}$, швартовочный трос провисает, и в уравнении (2.8) полагается $N_{mp} = 0$. Иначе, т.е. при $l_{mp}(t) \geq l_{mp0}$, сила натяжения швартовочного

троса N_{mp} определяется из условия совместности деформаций лопасти и швартовочного троса:

$$y_{mp}(t) = h - l_{mp0} \left(1 + \frac{N_{mp}(t)}{EF_{mp}}\right) \sin \gamma_{mp}(t),$$

где l_{mp0} , EF_{mp} – первоначальная длина и жесткость троса на растяжение; γ_{mp} – угол наклона швартовочного троса к горизонту, определяемый из соотношения:

$$\gamma_{mp}(t) = \arctg \frac{h - y_{mp}(t)}{r_{mp}(t) - d};$$

h , d – координаты швартовочного узла на вертолете; y_{mp} , r_{mp} – координаты узла крепления швартовочного троса на деформированной оси лопасти, которые определяются по формулам

$$y_{mp}(t) = \int_0^{x_{mp}} \sin y' dr, \quad r_{mp}(t) = \int_0^{x_{mp}} \cos y' dr,$$

где x_{mp} – продольная координата узла крепления швартовочного троса на недеформированной лопасти.

Заметим, что первоначальная длина швартовочного троса l_{mp0} определяется на основе функции U прогибов лопасти под действием собственной массы лопасти и силы предварительного натяжения швартовочного троса.

В качестве критерия остановки процесса итераций и перехода на следующий временной интервал будем использовать выражение

$$\left| (\delta_{j,i})_k - (\delta_{j,i})_{k-1} \right| < \varepsilon_k, \quad \text{где } \varepsilon_k \text{ – заданная малая величина.}$$

При движении лопасти под действием ветровой нагрузки в зависимости от того, находится ли лопасть на ограничителе свеса или отошла от него, в выражении (2.9) должны использоваться консольные (при $M(0) \neq 0$ и $y'(0) = 0$) или шарнирные (при $M(0) = 0$ и $y'(0) \neq 0$) формы собственных колебаний лопасти.

Коэффициенты деформаций, определяемые из системы дифференциальных уравнений (2.12), также будут соответствовать шарнирным или консольным

формам. Следовательно, должно соблюдаться условие сопряжения решений в момент изменения консольных форм y_j^k на шарнирные y_j^u , и наоборот. Оно может быть получено путем обеспечения равенства перемещений, скоростей и ускорений движения лопасти в момент смены форм.

Обозначим перемещения, скорости и ускорения соответственно:

для шарнирно подвешенной лопасти

$$y_{uu} = \sum_{j=0}^n \delta_j^u y_j^u, \quad (2.19)$$

$$\dot{y}_{uu} = \sum_{j=0}^n \dot{\delta}_j^u y_j^u, \quad (2.20)$$

$$\ddot{y}_{uu} = \sum_{j=0}^n \ddot{\delta}_j^u y_j^u. \quad (2.21)$$

для консольного закрепления

$$y_k = \sum_{j=0}^n \delta_j^k y_j^k, \quad (2.22)$$

$$\dot{y}_k = \sum_{j=0}^n \dot{\delta}_j^k y_j^k, \quad (2.23)$$

$$\ddot{y}_k = \sum_{j=0}^n \ddot{\delta}_j^k y_j^k. \quad (2.24)$$

Приравнивая выражения (2.19) и (2.22) для перемещений, (2.20) и (2.23) для скоростей, (2.21) и (2.24) для ускорений, а также учитывая угол β_0 (угол ограничителя свеса), получаем после некоторых преобразований начальные условия для коэффициентов деформаций и их производных в момент времени, когда лопасть поднимается с ограничителя свеса [34]:

$$\delta_j^u = \frac{\int_0^l m y_j^u \sum_{q=1}^n \delta_q^k y_q^k dr + \int_0^l m y_j^u \beta_0 r dr}{\int_0^l m (y_j^u)^2 dr}; \quad (2.25)$$

$$\delta_j^u = \frac{\int_0^l m y_j^u \sum_{q=1}^n \dot{\delta}_q^u y_q^u dr}{\int_0^l m (y_j^u)^2 dr}; \quad \ddot{\delta}_j^u = \frac{\int_0^l m y_j^u \sum_{q=1}^n \ddot{\delta}_q^u y_q^u dr}{\int_0^l m (y_j^u)^2 dr}, \quad j = \overline{0, n}.$$

В момент касания ограничителя свеса при опускании лопасти вниз, будем иметь [34]:

$$\delta_j^k = \frac{\int_0^l m y_j^k \sum_{q=1}^n \delta_q^u y_q^u dr + \int_0^l m y_j^k \beta_0 r dr}{\int_0^l m (y_j^k)^2 dr}; \quad (2.26)$$

$$\dot{\delta}_j^k = \frac{\int_0^l m y_j^k \sum_{q=1}^n \dot{\delta}_q^u y_q^u dr}{\int_0^l m (y_j^k)^2 dr}; \quad \ddot{\delta}_j^k = \frac{\int_0^l m y_j^k \sum_{q=1}^n \ddot{\delta}_q^u y_q^u dr}{\int_0^l m (y_j^k)^2 dr}, \quad j = \overline{0, n}.$$

Таким образом, по формулам (2.25) вычисляются начальные условия при численном интегрировании уравнений (2.12) для момента времени, в который происходит изменение консольных собственных форм в решении (2.9) на шарнирные. Выражения (2.26) служат для вычисления начальных условий при обратной смене форм.

Точность определения деформаций зависит от числа форм собственных колебаний, учитываемых в расчете. Если известны коэффициенты деформаций δ_j , то нетрудно определить изгибающие моменты и изгибные напряжения в лопасти. Они определяются по формулам

$$M = \sum_{j=0}^n \delta_j M_j, \quad \sigma = \sum_{j=0}^n \delta_j \sigma_j, \quad (2.27)$$

где M_j и σ_j – формы распределения изгибающих моментов и изгибных напряжений соответственно при нормированных деформациях лопасти по тону ее собственных колебаний.

Входящие в формулы (2.27) величины подчиняются соотношениям

$$\sigma = \frac{M}{W}; \quad \sigma_j = \frac{M_j}{W},$$

где W – момент сопротивления изгибу сечений лопасти.

2.1.3 Результаты расчетов

Объектом исследования выбрана лопасть НВ, спроектированная для вертолетов типа Ми-38. Также исследовалась швартовка с жесткостью швартовочного троса на растяжение $EF_{mp} = 5000$ Н.

Все расчетные зависимости получены для лопасти, расположенной на азимуте $\psi = 90^\circ$, для углов атаки $\theta_0 = -10^\circ$ и 5° , при нейтральном положении кольца автомата перекося. Скорость ветра изменяется по зависимостям, представленным на рисунке 18. Величины порывов ветра соответствуют наблюдаемым в России ветрам [66]. При этом для расчетов по зависимости $V(t)$ с $V_{max} = 25$ м/с выбран угол $\theta_0 = -10^\circ$, по зависимости $V(t)$ с $V_{max} = 21$ м/с – угол $\theta_0 = 5^\circ$. Расчет зашвартованной лопасти проводился по обеим зависимостям скоростей ветра при силе предварительного натяжения швартовочной троса 0 Н и 100 Н.

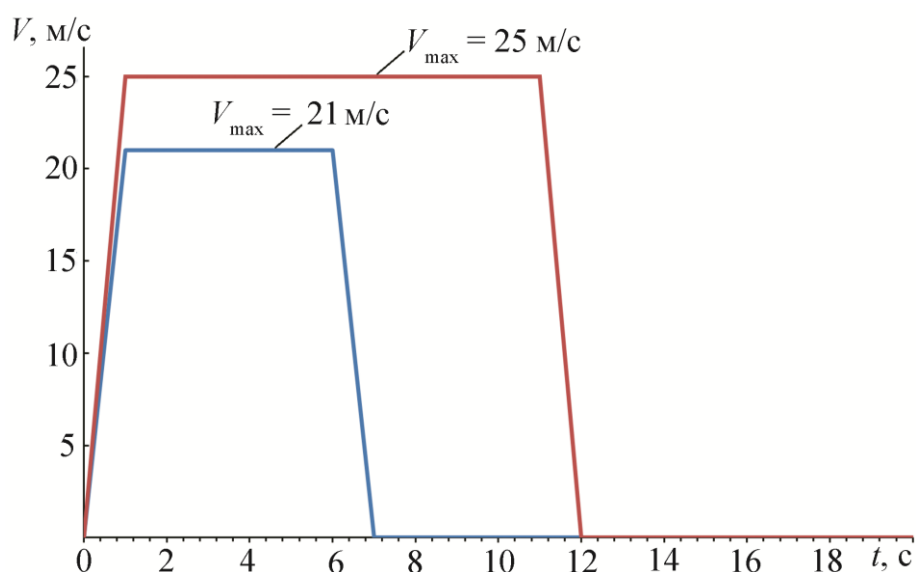


Рисунок 18 – Зависимости изменения скорости ветра по времени

Результаты расчетов приведены на рисунках 19 – 21, где обозначения кривых соответствуют расчетным случаям: 1 – $\theta_0 = -10^\circ$ и $N_{mp} = 100$ Н; 2 – $\theta_0 = -10^\circ$ и $N_{mp} = 0$ Н; 3 – $\theta_0 = 5^\circ$ и $N_{mp} = 100$ Н; 4 – $\theta_0 = 5^\circ$ и $N_{mp} = 0$ Н; 5 – $\theta_0 = -10^\circ$, лопасть не зашвартована; 6 – $\theta_0 = 5^\circ$, лопасть не зашвартована; 7 – изгиб лопасти под действием собственной массы.

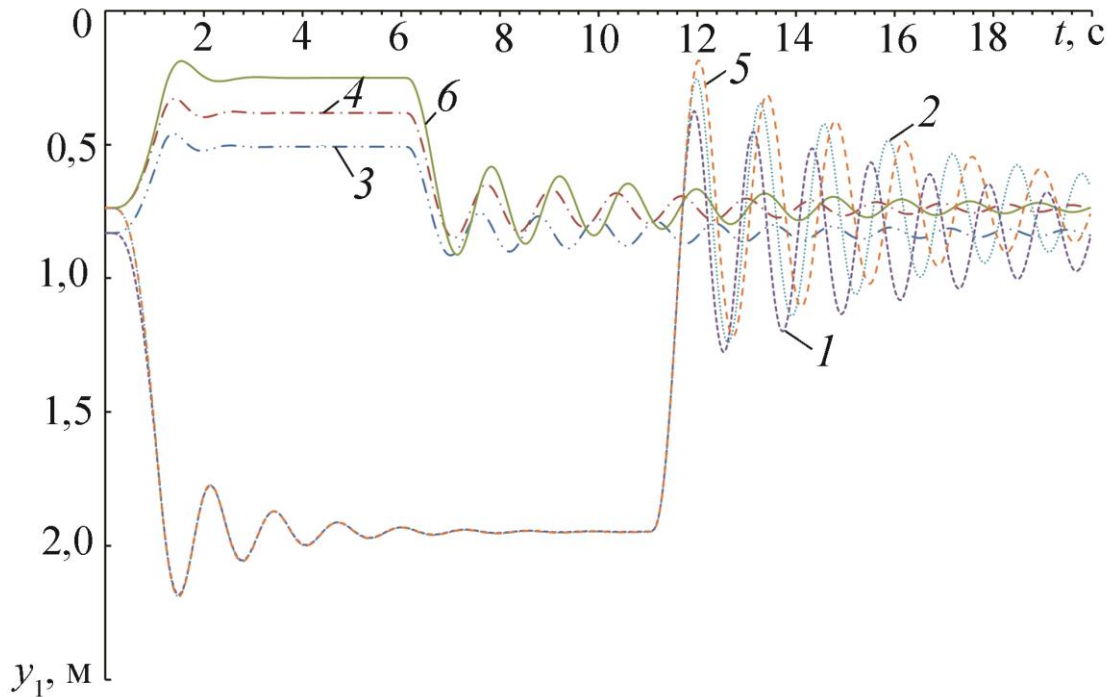


Рисунок 19 – Зависимости изменения прогибов конца лопасти от времени для заданных расчетных случаев

Изменение прогибов конца лопасти приведены на рисунке 19. Расчетным для лопасти является момент времени, соответствующий наибольшему отклонению конца лопасти. При этом имеют место максимальные деформации лопасти, а в лонжероне действуют наибольшие изгибные напряжения. Распределения напряжений по длине лопасти, соответствующие наибольшим прогибам конца лопасти, для заданных условий нагружения приведены на рисунке 20. Зависимости изменяющейся с течением времени силы натяжения швартовочного троса для случаев зашвартованной лопасти приведены на рисунке 21.

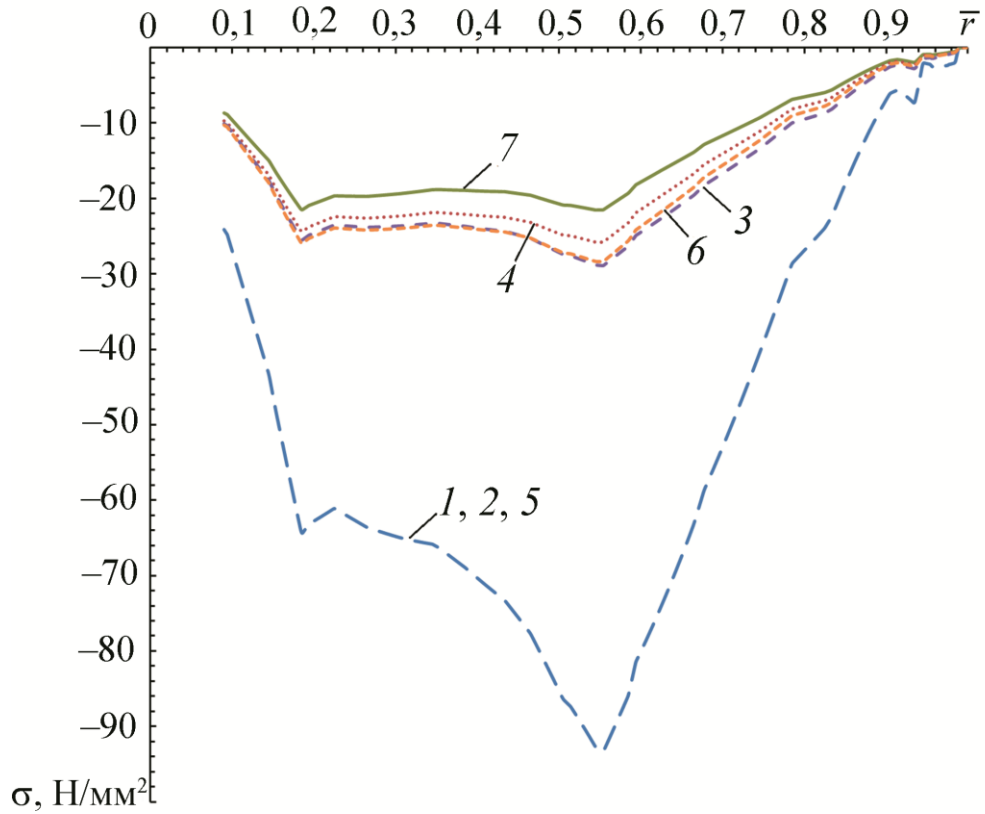


Рисунок 20 – Распределения напряжений по длине лопасти, соответствующие наибольшим прогибам конца лопасти для заданных расчетных случаев

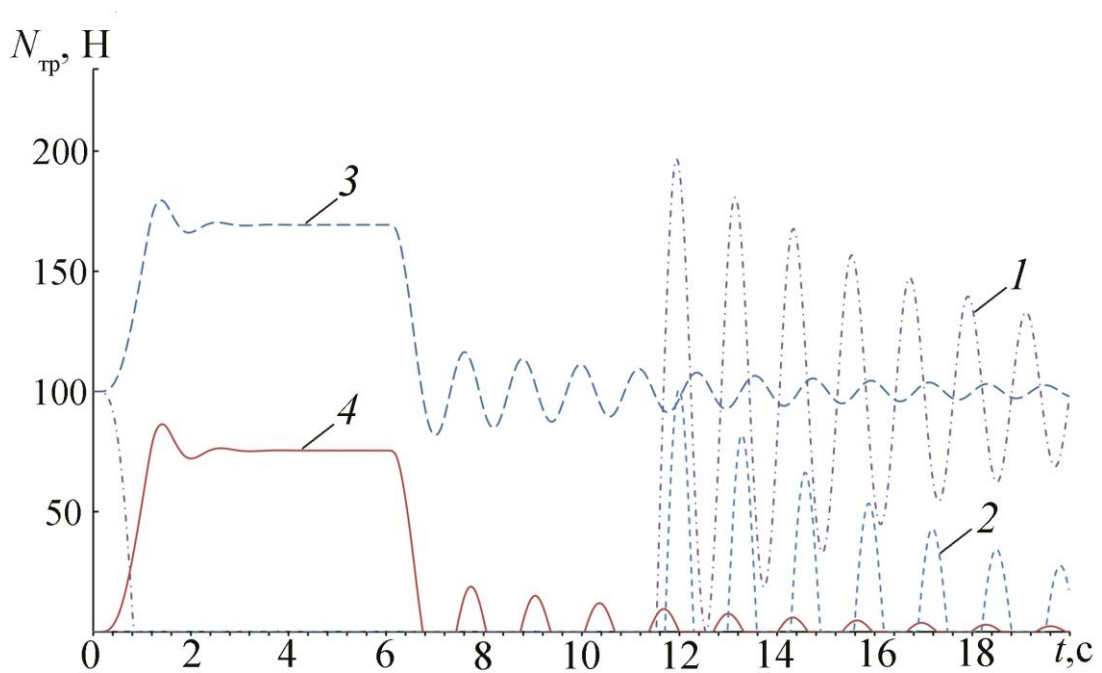


Рисунок 21 – Зависимости изменения силы натяжения швартовочного троса от времени для заданных расчетных случаев

Совпадение зависимостей наибольших напряжений 1, 2 и 5 вызвано не работающей «вниз» швартовкой лопасти. Отметим, что при данной скорости ветра максимальные напряжения в лопасти не достигают своих предельных величин $[\sigma] = 200 \text{ Н/мм}^2$.

Однако длительные переменные нагрузки, обусловленные колебаниями лопастей в потоке ветра, вызывают дополнительные к полетным усталостные повреждения в лопастях несущего винта вертолета и приводят к расходованию их ресурса.

2.2 Динамическая устойчивость лопасти при гармоническом воздействии ветра

Рассмотрим вопрос динамической устойчивости зашвартованных и незашвартованных лопастей несущего винта вертолета, подверженных воздействию ветра на стоянке. Вертолет в стояночном положении, обдуваемый ветровым потоком, с зашвартованными лопастями представлен на рисунке 22.

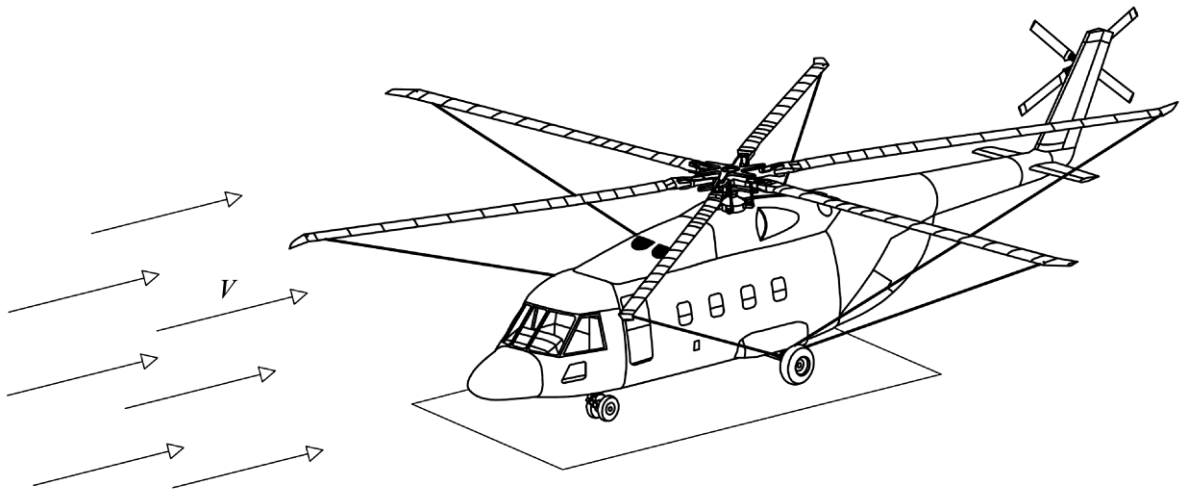


Рисунок 22 – Вертолет в стояночном положении с зашвартованными лопастями несущего винта.

Возможность статической потери устойчивости лопасти несущего винта вертолета под действием ветра была показана в параграфе 1.1. Каждый раз, когда под действием статической нагрузки определенного вида возможна потеря статической устойчивости, под действием вибрационной нагрузки может возникнуть потеря динамической устойчивости [37].

При рассмотрении скорости ветра можно выделить ее постоянную и пульсационную составляющие. Последняя, с достаточной для практических целей точностью, может быть представлена в виде гармонического закона [77]. Такая ветровая нагрузка оказывается параметрической по отношению к поперечным деформациям лопасти.

Параметрически возбуждаемые колебания, являющиеся спутником вынужденных колебаний, сходны с ними по внешним проявлениям. Поэтому иногда они могут квалифицироваться как обычные резонансные колебания. Однако если обычный резонанс вынужденных колебаний имеет место при совпадении собственной и вынужденной частот, то параметрический резонанс наступает при совпадении возбуждающей частоты с удвоенной частотой собственных колебаний [37]. Область неустойчивости, лежащая вблизи такой возбуждающей частоты, является наиболее опасной и имеет наибольшее практическое значение. Эта область известна также как главная область динамической неустойчивости. Кроме того, при параметрическом резонансе колебания могут возбуждаться при частотах, меньших частоты главного резонанса. Наконец, качественно новое в параметрическом резонансе – это наличие сплошных областей возбуждения (областей динамической неустойчивости).

2.2.1 Вывод уравнений параметрических колебаний лопасти

В параграфе 2.1 получено нелинейное дифференциальное уравнение в частных производных зашвартованной лопасти при нестационарном ветровом нагружении:

$$m\ddot{y} + (EIy'')'' + \frac{3}{2}(EIy''y'^2)'' - (Ty')' + (N_{mp}^*y')' - Y_n(1 - \frac{y'^2}{2}) + mg + w_{mp} \sin \gamma_{mp} = 0. \quad (2.28)$$

Погонная аэродинамическая сила для гармонически изменяющегося ветрового потока описывается выражением:

$$Y_n = qC_n b \cos^2(\chi + \chi_n) = (q_0 + q_t \cos \omega t)C_n b \cos^2(\chi + \chi_n), \quad (2.29)$$

где $q = q_0 + q_t \cos \omega t$ – скоростной напор, соответствующий гармоническому закону изменения ветра.

Введем обозначения:

$$Y^q = C_n b \cos^2(\chi + \chi_n), \quad T^q = \int_r^l Y^q y' dr. \quad (2.30)$$

Тогда после подстановки (2.29) в (2.28) с учетом (2.30) получим следующее уравнение:

$$m\ddot{y} + (EIy'')'' + \frac{3}{2}(EIy''y'^2)'' - (q_0 + q_t \cos \omega t)(T^q y')' + (N_{mp}^* y')' + \\ -(q_0 + q_t \cos \omega t)Y^q \left(1 - \frac{y'^2}{2}\right) + mg + w_{mp} \sin \gamma_{mp} = 0. \quad (2.31)$$

Граничные условия для уравнения (2.31) приведены на рисунке 23.

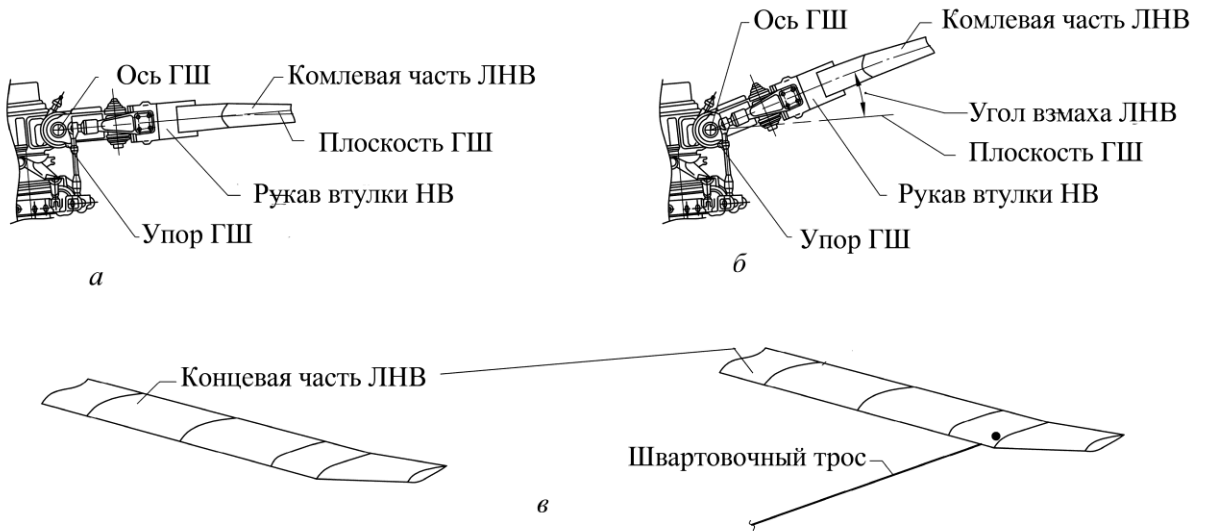


Рисунок 23 – Граничные условия:

$$a - y_{r=0} = 0; \quad y'_{r=0} = 0; \quad б - y_{r=0} = 0; \quad (EIy'')_{r=0} = 0; \quad в - (EIy'')_{r=l} = 0; \quad (EIy'')'_{r=l} = 0$$

Применим метод Галеркина Б.Г. [28, 29, 34]. Все члены уравнения (2.31) поочередно умножим на y_j и проинтегрируем по длине лопасти. При этом решение уравнения (2.31) представим в виде разложения в ряд по собственным формам колебаний лопасти:

$$y = \sum_{j=0}^n \delta_j y_j, \quad (2.32)$$

где n – номер высшей формы собственных колебаний лопасти, учитываемой в решении; Y_j – нормированная [28] форма j -го тона собственных колебаний лопасти; δ_j – некоторые функции времени (коэффициенты деформации лопасти), которые в настоящем методе приняты за обобщенные координаты системы.

С учетом (2.32) получим систему дифференциальных уравнений:

$$\ddot{\delta}_j + \Omega_j^2(1 - 2\mu_j \cos \omega t)\delta_j + \Psi(t, \delta_j, \dot{\delta}_j, \ddot{\delta}_j) = 0,$$

где

$$\begin{aligned} \mu_j &= \frac{q_t}{2(q_j^* - q_0)}; \quad \Omega_j = p_j \sqrt{1 - \frac{q_0}{q_j^*}}; \quad p_j^2 = \frac{\int_0^l EI y_j''^2 dr - \int_0^l N_{mp}^* y_j'^2 dr}{\int_0^l m y_j^2 dr}; \\ q_j^* &= -\frac{\int_0^l EI y_j''^2 dr - \int_0^l N_{mp}^* y_j'^2 dr}{\int_0^l T^q y_j'^2 dr}; \quad \beta_{1j} = \frac{\int_0^l y_j mg dr + \int_0^l y_j w_{mp} \sin \gamma_{mp} dr}{\int_0^l m y_j^2 dr}; \end{aligned} \quad (2.33)$$

$$\begin{aligned} \Psi(t, \delta_j, \dot{\delta}_j, \ddot{\delta}_j) &= \gamma_j \delta_j^3 + (q_0 + q_t \cos \omega t) \beta_{2j} \delta_j^2 + (q_0 + q_t \cos \omega t) \beta_{1j}^q + \beta_{1j}; \\ \beta_{1j}^q &= \frac{\int_0^l Y^q y_j dr}{\int_0^l m y_j^2 dr}; \quad \beta_{2j} = \frac{\frac{1}{2} \int_0^l Y^q y_j y_j'^2 dr}{\int_0^l m y_j^2 dr}; \quad \gamma_j = \frac{\frac{3}{2} \int_0^l (EI y_j' y_j'')^2 dr}{\int_0^l m y_j^2 dr}, \quad j = \overline{0, n}. \end{aligned}$$

Учтем силы трения в лопасти путем введения линейного затухания $2\varepsilon\dot{\delta}_j$ [37]. Коэффициент затухания ε определяется из эксперимента либо на основании статистических материалов для аналогичных конструкций. Получим следующую систему уравнений:

$$\ddot{\delta}_j + 2\varepsilon\dot{\delta}_j + \Omega_j^2(1 - 2\mu_j \cos \omega t)\delta_j + \Psi_j(t, \delta_j, \dot{\delta}_j, \ddot{\delta}_j) = 0, \quad j = \overline{0, n}. \quad (2.34)$$

Уравнения (2.34) представляют собой разновидность уравнения Матье [37, 38] с нелинейной функцией прогибов, скоростей, ускорений и описывают

параметрические колебания лопасти под действием гармонически изменяющегося ветрового потока.

Области неограниченно возрастающих решений отделяются от областей устойчивости периодическими решениями с периодом T и $2T$ [37, 38]. Известен факт существования периодических решений с возможностью их разложения в ряды Фурье. Поэтому будем искать решения системы (2.34) на границах четных (периодические решения с периодом, кратным T) и нечетных (периодические решения с периодом, кратным $2T$) областей динамической неустойчивости непосредственно в виде тригонометрических рядов.

На границе нечетных областей неустойчивости решение системы (2.34) ищем для каждой функции $\delta_j(t)$ в виде ряда:

$$\delta_j(t) = \sum_{k=1,3,5}^{\infty} (a_{k,j}(t) \sin \frac{k\omega t}{2} + b_{k,j}(t) \cos \frac{k\omega t}{2}), \quad j = \overline{0, n}. \quad (2.35)$$

где $a_{k,j}(t), b_{k,j}(t)$ – медленноменяющиеся функции времени (приращение этих функций за период мало по сравнению с их средним значением в течение периода), т.е.

$$\left| \frac{a'_{k,j}}{a_{k,j}} \right| \frac{4\pi}{\omega} \ll 1; \quad \left| \frac{a''_{k,j}}{a'_{k,j}} \right| \frac{4\pi}{\omega} \ll 1; \quad \left| \frac{b'_{k,j}}{b_{k,j}} \right| \frac{4\pi}{\omega} \ll 1; \quad \left| \frac{b''_{k,j}}{b'_{k,j}} \right| \frac{4\pi}{\omega} \ll 1.$$

Разложим нелинейную функцию $\Psi_j(t, \delta_j, \dot{\delta}_j, \ddot{\delta}_j)$ из (2.33) в ряд Фурье:

$$\Psi_j^*(t, \delta_j, \dot{\delta}_j, \ddot{\delta}_j) = \sum_{k=1,3,5}^{\infty} (\Phi_{k,j} \sin \frac{k\omega t}{2} + \Psi_{k,j} \cos \frac{k\omega t}{2}), \quad (2.36)$$

где

$$\Phi_{k,j}(a_{i,j}, b_{i,j}) = \frac{\omega}{2\pi} \int_0^{\frac{4\pi}{\omega}} \Psi^*(t, \delta_j, \dot{\delta}_j, \ddot{\delta}_j) \sin \frac{k\omega t}{2} dt;$$

$$\Psi_{k,j}(a_{i,j}, b_{i,j}) = \frac{\omega}{2\pi} \int_0^{\frac{4\pi}{\omega}} \Psi^*(t, \delta_j, \dot{\delta}_j, \ddot{\delta}_j) \cos \frac{k\omega t}{2} dt.$$

После подстановки (2.35) и (2.36) в (2.34) и некоторых преобразований получим систему дифференциальных уравнений для амплитуд колебаний лопасти в пределах нечетных областей неустойчивости:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{d^2 a_{1,j}}{dt^2} - \omega \frac{db_{1,j}}{dt} + 2\varepsilon \frac{da_{1,j}}{dt} + [\Omega_j^2(1 + \mu_j) - \frac{\omega^2}{4}]a_{1,j} - \varepsilon\omega b_{1,j} - \Omega_j^2 \mu_j a_{3,j} + \Phi_{1,j} = 0; \\ \frac{d^2 b_{1,j}}{dt^2} + \omega \frac{da_{1,j}}{dt} + 2\varepsilon \frac{db_{1,j}}{dt} + [\Omega_j^2(1 - \mu_j) - \frac{\omega^2}{4}]b_{1,j} + \varepsilon\omega a_{1,j} - \Omega_j^2 \mu_j b_{3,j} + \Psi_{1,j} = 0; \\ \frac{d^2 a_{k,j}}{dt^2} - k\omega \frac{db_{k,j}}{dt} + 2\varepsilon \frac{da_{k,j}}{dt} + [\Omega_j^2 - \frac{k^2 \omega^2}{4}]a_{k,j} - \varepsilon k\omega b_{k,j} - \Omega_j^2 \mu_j (a_{k+2,j} + a_{k-2,j}) + \Phi_{k,j} = 0; \\ \frac{d^2 b_{k,j}}{dt^2} + k\omega \frac{da_{k,j}}{dt} + 2\varepsilon \frac{db_{k,j}}{dt} + [\Omega_j^2 - \frac{k^2 \omega^2}{4}]b_{k,j} + \varepsilon k\omega a_{k,j} - \Omega_j^2 \mu_j (b_{k+2,j} + b_{k-2,j}) + \Psi_{k,j} = 0, \end{array} \right. \quad (2.37)$$

$k = 3, 5, \dots, \quad j = \overline{0, n}.$

На границе четных областей неустойчивости решение ищем в виде

$$\delta_j(t) = b_{0,j}(t) + \sum_{k=2,4,6}^{\infty} (a_{k,j}(t) \sin \frac{k\omega t}{2} + b_{k,j}(t) \cos \frac{k\omega t}{2}), \quad j = \overline{0, n}, \quad (2.38)$$

где $b_{0,j}(t), a_{k,j}(t), b_{k,j}(t)$ – медленноменяющиеся функции времени, подлежащие определению.

Также разложим нелинейную функцию $\Psi_j(t, \delta_j, \dot{\delta}_j, \ddot{\delta}_j)$ из (2.33) в ряд Фурье:

$$\Psi_j^{**}(t, \delta_j, \dot{\delta}_j, \ddot{\delta}_j) = \Psi_{0,j} + \sum_{k=2,4,6}^{\infty} (\Phi_{k,j} \sin \frac{k\omega t}{2} + \Psi_{k,j} \cos \frac{k\omega t}{2}), \quad (2.39)$$

$$\text{где } \Psi_{0,j}(a_{i,j}, b_{i,j}) = \frac{\omega}{4\pi} \int_0^{\frac{4\pi}{\omega}} \Psi^*(t, \delta_j, \dot{\delta}_j, \ddot{\delta}_j) dt, \quad j = \overline{0, n}.$$

После подстановки (2.38) и (2.39) в (2.34) и некоторых преобразований получим систему дифференциальных уравнений для амплитуд колебаний лопасти в пределах четных областей неустойчивости:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{d^2 b_{0,j}}{dt^2} + \frac{db_{0,j}}{dt} + \Omega_j^2 b_{0,j} - \Omega_j^2 \mu_j b_{2,j} + \Psi_{0,j} = 0; \\ \frac{d^2 a_{2,j}}{dt^2} - 2\omega \frac{db_{2,j}}{dt} + 2\varepsilon \frac{da_{2,j}}{dt} + [\Omega_j^2 - \omega^2] a_{2,j} - 2\varepsilon \omega b_{2,j} - \Omega_j^2 \mu_j a_{4,j} + \Phi_{2,j} = 0; \\ \frac{d^2 b_{2,j}}{dt^2} + 2\omega \frac{da_{2,j}}{dt} + 2\varepsilon \frac{db_{2,j}}{dt} + [\Omega_j^2 - \omega^2] b_{2,j} + 2\varepsilon \omega a_{2,j} - 2\Omega_j^2 \mu_j b_{0,j} - \Omega_j^2 \mu_j b_{4,j} + \Psi_{2,j} = 0; \\ \frac{d^2 a_{k,j}}{dt^2} - k\omega \frac{db_{k,j}}{dt} + 2\varepsilon \frac{da_{k,j}}{dt} + [\Omega_j^2 - \frac{k^2 \omega^2}{4}] a_{k,j} - \varepsilon k \omega b_{k,j} - \Omega_j^2 \mu_j (a_{k+2,j} + a_{k-2,j}) + \Phi_{k,j} = 0; \\ \frac{d^2 b_{k,j}}{dt^2} + k\omega \frac{da_{k,j}}{dt} + 2\varepsilon \frac{db_{k,j}}{dt} + [\Omega_j^2 - \frac{k^2 \omega^2}{4}] b_{k,j} + \varepsilon k \omega a_{k,j} - \Omega_j^2 \mu_j (b_{k+2,j} + b_{k-2,j}) + \Psi_{k,j} = 0, \\ k = 4, 6, \dots, \quad j = \overline{0, n}. \end{array} \right. \quad (2.40)$$

2.2.2 Определение границ областей динамической неустойчивости

Для отыскания границ областей динамической неустойчивости необходимо рассмотреть однородные системы (2.37) и (2.40), соответствующие установившимся периодическим колебаниям.

В этом случае

$$\frac{d^2 a_{k,j}}{dt^2} = \frac{d^2 b_{k,j}}{dt^2} = \frac{da_{k,j}}{dt} = \frac{db_{k,j}}{dt} = 0, \\ \Psi_{0,j} = \Phi_{k,j} = \Psi_{k,j} = 0.$$

Для первой и третьей областей неустойчивости из (2.37) получим систему алгебраических уравнений

$$\left\{ \begin{array}{l} [\Omega_j^2 - \frac{9\omega^2}{4}] a_{3,j} - 3\varepsilon \omega b_{3,j} - \Omega_j^2 \mu_j a_{1,j} = 0; \\ [\Omega_j^2 (1 + \mu_j) - \frac{\omega^2}{4}] a_{1,j} - \varepsilon \omega b_{1,j} - \Omega_j^2 \mu_j a_{3,j} = 0; \\ [\Omega_j^2 (1 - \mu_j) - \frac{\omega^2}{4}] b_{1,j} + \varepsilon \omega a_{1,j} - \Omega_j^2 \mu_j b_{3,j} = 0; \\ [\Omega_j^2 - \frac{9\omega^2}{4}] b_{3,j} + 3\varepsilon \omega a_{3,j} - \Omega_j^2 \mu_j b_{1,j} = 0, \quad j = \overline{0, n}. \end{array} \right. \quad (2.41)$$

Для второй области неустойчивости из (2.40) получим систему алгебраических уравнений

$$\begin{cases} [\Omega_j^2 - \omega^2]a_{2,j} - 2\varepsilon\omega b_{2,j} = 0; \\ \Omega_j^2 b_{0,j} - \Omega_j^2 \mu_j b_{2,j} = 0; \\ 2\varepsilon\omega a_{2,j} - 2\Omega_j^2 \mu_j b_{0,j} + [\Omega_j^2 - \omega^2]b_{2,j} = 0, \quad j = \overline{0, n}. \end{cases} \quad (2.42)$$

Как известно, система линейных однородных уравнений имеет отличные от нуля решения только в том случае, если равен нулю определитель, составленный из коэффициентов этой системы. Это положение сохраняет свою силу и в том случае, когда система содержит бесконечное число неизвестных.

Итак, условием существования периодических решений уравнений (2.41) и (2.42) является равенство нулю определителей полученных однородных систем. Таким образом, найдем уравнения критических частот, связывающие частоты ветра с собственной частотой лопасти и скоростью ветра. Под критическими частотами понимаются частоты ветра, соответствующие границам областей неустойчивости.

Для определения границ главной (первой) области неустойчивости следует рассмотреть уравнения (2.41). Удерживая в них определитель первого порядка (центральные элементы) и приравнявая его нулю, получим:

$$\begin{vmatrix} \Omega_j^2(1 + \mu_j) - \frac{\omega^2}{4} & -\varepsilon\omega \\ \varepsilon\omega & \Omega_j^2(1 - \mu_j) - \frac{\omega^2}{4} \end{vmatrix} = 0,$$

или

$$-\Omega_j^4 \mu_j^2 + \Omega_j^4 - \frac{1}{2} \Omega_j^2 \omega^2 + \frac{1}{16} \omega^4 + \varepsilon^2 \omega^2 = 0, \quad j = \overline{0, n}. \quad (2.43)$$

Решая уравнение (2.43) относительно ω , получим:

$$\omega_{*1,j} = 2\Omega_j \sqrt{1 - \frac{1}{2} \left(\frac{\Delta_j}{\pi} \right)^2 \pm \sqrt{\mu_j^2 - \left(\frac{\Delta_j}{\pi} \right)^2 + \frac{1}{4} \left(\frac{\Delta_j}{\pi} \right)^4}}, \quad \Delta_j = \frac{2\pi\varepsilon}{\Omega_j}, \quad j = \overline{0, n}. \quad (2.44)$$

Пока выражение под внутренним радикалом положительно, формула (2.44) дает для критической частоты два вещественных значения, соответствующие двум границам главной области неустойчивости. Предельный случай

$$\mu_j^2 - \left(\frac{\Delta_j}{\pi} \right)^2 + \frac{1}{4} \left(\frac{\Delta_j}{\pi} \right)^4 = 0$$

определяет минимальное значение коэффициента возбуждения, при котором еще возможно возникновение незатухающих колебаний.

Итак, критическое значение коэффициента возбуждения

$$\mu_{*1,j} = \frac{\Delta_j}{\pi} \sqrt{1 - \left(\frac{\Delta_j}{2\pi} \right)^2}. \quad (2.45)$$

Формула (2.45) показывает, что чем больше затухание, тем большая амплитуда внешней силы (ветра) требуется, чтобы вызвать динамическую неустойчивость лопасти. Заметим, что влияние затухания сказывается в заметной степени лишь при малых коэффициентах возбуждения.

Определим границы второй области неустойчивости. Для чего приравняем нулю определитель второго порядка однородной системы (2.42):

$$\begin{vmatrix} [\Omega_j^2 - \omega^2] & 0 & -2\varepsilon\omega \\ 0 & \Omega_j^2 & -\Omega_j^2\mu_j \\ 2\varepsilon\omega & -2\Omega_j^2\mu_j & [\Omega_j^2 - \omega^2] \end{vmatrix} = 0,$$

или

$$\frac{-2\pi^2\Omega_j^4\mu_j^2 + 2\pi^2\omega^2\Omega_j^2\mu_j^2 + \Delta^2\omega^2\Omega_j^2 + \pi^2\Omega_j^4 - 2\pi^2\omega^2\Omega_j^2 + \pi^2\omega^4}{\pi^2\Omega_j^4} = 0, \quad j = \overline{0, n}. \quad (2.46)$$

Решая уравнение (2.46) относительно ω , получим:

$$\omega_{*2,j} = \Omega_j \sqrt{\left[1 - \mu_j^2 - \frac{1}{2} \left(\frac{\Delta_j}{\pi} \right)^2 \right] \pm \sqrt{\mu_j^4 - (1 - \mu_j^2) \left(\frac{\Delta_j}{\pi} \right)^2 + \frac{1}{4} \left(\frac{\Delta_j}{\pi} \right)^4}}, \quad j = \overline{0, n}.$$

В предельном случае

$$\mu_j^4 - (1 - \mu_j^2) \left(\frac{\Delta_j}{\pi} \right)^2 + \frac{1}{4} \left(\frac{\Delta_j}{\pi} \right)^4 = 0.$$

Критическое значение коэффициента возбуждения определяется выражением

$$\mu_{*2,j} = \sqrt{\frac{\Delta_j}{\pi} - \frac{1}{2} \left(\frac{\Delta_j}{\pi} \right)^2}.$$

Наконец, определим границы третьей области неустойчивости, для чего приравняем нулю определитель третьего порядка однородной системы (2.41):

$$\begin{vmatrix} [\Omega_j^2 - \frac{9\omega^2}{4}] & -\Omega_j^2 \mu_j & 0 & -3\varepsilon\omega \\ -\Omega_j^2 \mu_j & [\Omega_j^2(1 + \mu_j) - \frac{\omega^2}{4}] & -\varepsilon\omega & 0 \\ 0 & \varepsilon\omega & [\Omega_j^2(1 - \mu_j) - \frac{\omega^2}{4}] & -\Omega_j^2 \mu_j \\ 3\varepsilon\omega & 0 & -\Omega_j^2 \mu_j & [\Omega_j^2 - \frac{9\omega^2}{4}] \end{vmatrix} = 0.$$

С учетом обозначения $\xi_j = \left(1 - \frac{9\omega^2}{4\Omega_j^2} \right)$ имеем

$$\begin{aligned} 81\pi^4 \mu_j^4 - 81\pi^4 \mu_j^2 \xi_j^2 - 144\pi^4 \mu_j^2 \xi_j - 27\pi^2 \Delta_j^2 \mu_j^2 + 9\pi^2 \Delta_j^2 \xi_j^2 + \\ + 64\pi^4 \xi_j^2 + 9\Delta_j^4 + 64\pi^2 \Delta_j^2 = 0, \quad j = \overline{0, n}. \end{aligned} \quad (2.47)$$

Решая уравнение (2.47) относительно ξ_j , получим

$$\xi_j = \frac{\frac{8}{9} \mu_j^2 \pm \sqrt{\mu_j^6 - \left(\frac{\Delta_j}{\pi} \right)^2 \left[\frac{4}{9} \mu_j^4 - \frac{4}{27} \mu_j^2 \left(\frac{\Delta_j}{\pi} \right)^2 - \frac{256}{243} \mu_j^2 + \frac{1}{81} \left(\frac{\Delta_j}{\pi} \right)^4 + \frac{128}{729} \left(\frac{\Delta_j}{\pi} \right)^2 + \frac{4096}{6561} \right]}}{\left(\frac{\Delta_j}{3\pi} \right)^2 + \frac{64}{81} - \mu_j^2},$$

$$\omega_{*3,j} = \frac{2}{3} \Omega_j \sqrt{1 - \xi_j}, \quad j = \overline{0, n}.$$

В предельном случае:

$$\mu_j^6 - \left(\frac{\Delta_j}{\pi}\right)^2 \left[\frac{4}{9} \mu_j^4 - \frac{4}{27} \mu_j^2 \left(\frac{\Delta_j}{\pi}\right)^2 - \frac{256}{243} \mu_j^2 + \frac{1}{81} \left(\frac{\Delta_j}{\pi}\right)^4 + \frac{128}{729} \left(\frac{\Delta_j}{\pi}\right)^2 + \frac{4096}{6561} \right] = 0, \quad (2.48)$$

$$j = \overline{0, n}.$$

Аналитическое решение уравнения (2.48) слишком громоздко, поэтому здесь не приводится. Однако критическое значение коэффициента возбуждения легко может быть найдено численно. Для качественной оценки коэффициента возбуждения, соответствующего третьей области неустойчивости, можно пользоваться формулой

$$\mu_{*3,j} = \sqrt[3]{\frac{\Delta_j}{\pi}}.$$

2.2.3 Результаты расчетов

Объектом исследования выбрана лопасть НВ, спроектированная для вертолетов типа Ми-38. Также исследовалась швартовка с жесткостью швартовочного троса на растяжение $EF_{mp} = 5000$ Н. Все расчеты выполнены для горизонтального ветрового потока. В качестве исходного положения равновесия принято положение свеса лопасти под действием массовых сил и силы предварительного натяжения швартовочного троса. Формы собственных изгибных колебаний лопасти в формуле (2.32) соответствуют консольным формам.

Расположение первых трех областей динамической неустойчивости на плоскости $(\mu, \omega_*/2\Omega)$ для незашвартованной лопасти, имеющей различные коэффициенты затухания ϵ , приведено на рисунке 24.

На рисунке 24 области неустойчивости, в которых система (2.34) имеет неограниченно возрастающие решения, заштрихованы. Как видно, они занимают значительную часть плоскости параметров.

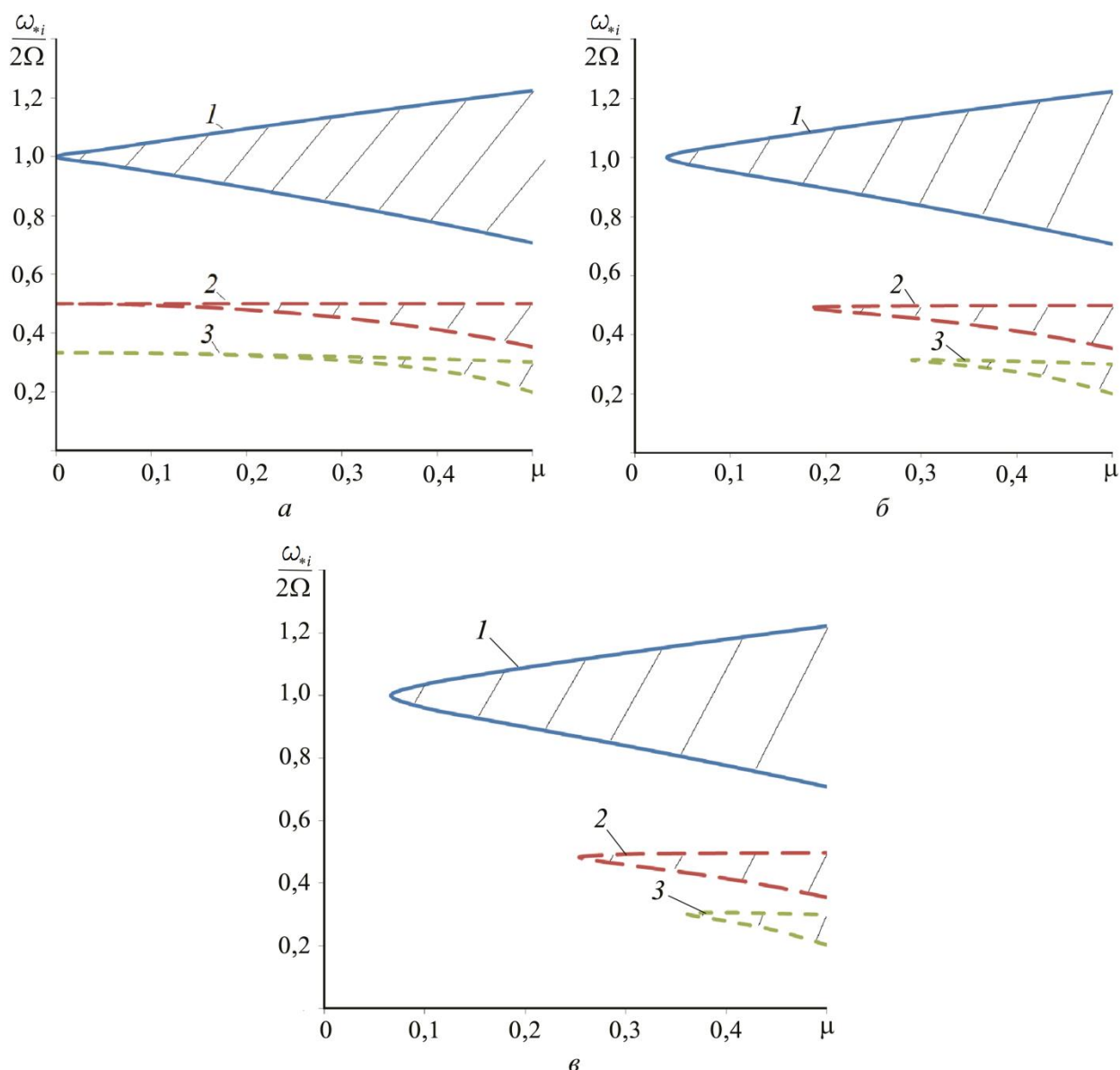


Рисунок 24 – Расположение главной (1), второй (2), третьей (3) областей динамической неустойчивости при различных значениях коэффициента затухания ε : а – 0; б – 0,1; в – 0,2

Итак, для решения вопроса о динамической устойчивости лопасти на плоскости $(\mu, \omega_{*i}/2\Omega)$ нужно найти точку, соответствующую данному соотношению параметров. Если точка попадает в незаштрихованную область, значит начальная форма лопасти динамически устойчива. Если же точка окажется в заштрихованной области, то любое начальное отклонение, которое получит лопасть, будет неограниченно возрастать со временем, т.е. будет иметь место

динамическая неустойчивость лопасти. Наличие затухания делает невозможным наступления резонанса при достаточно малых коэффициентах возбуждения.

Заметим, что влияние затухания, несущественное для главной области неустойчивости, становится заметным для побочных областей (рисунок 25).

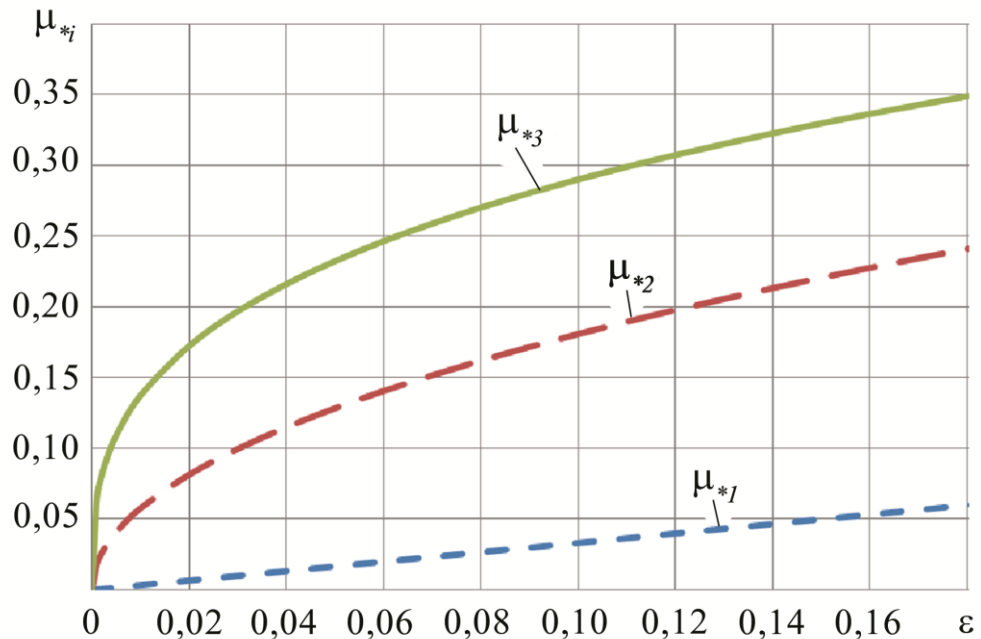


Рисунок 25 – Зависимости критических коэффициентов возбуждения от коэффициента затухания

Таким образом, наиболее опасной является главная область неустойчивости. Вторая и тем более третья области неустойчивости могут быть реализованы лишь только при достаточно больших амплитудах продольной силы.

Значения критических коэффициентов возбуждения μ_{*k} для зашвартованной лопасти слабо изменяются при увеличении силы предварительного натяжения швартовочного троса (рисунок 26).

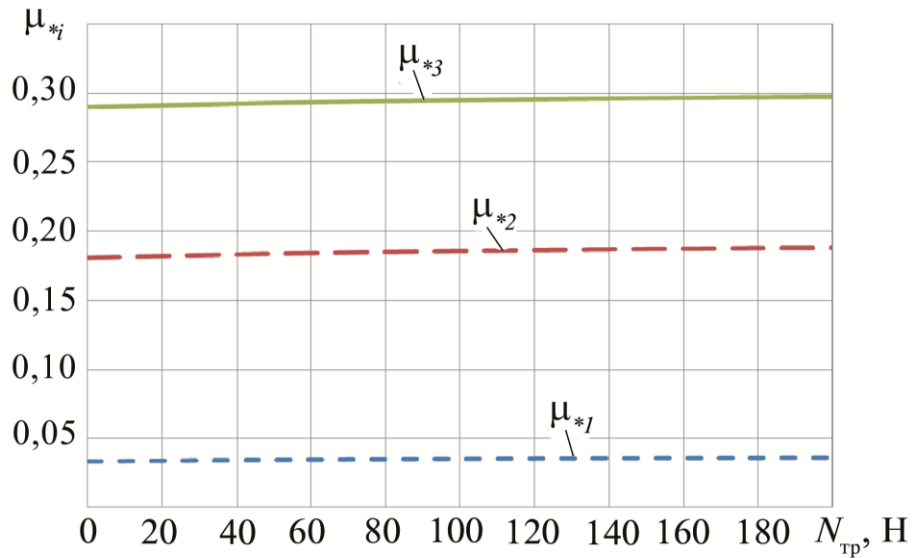


Рисунок 26 – Зависимости критических коэффициентов возбуждения от силы $N_{тр}$ предварительного натяжения швартовочного троса при $\varepsilon = 0,1$

Азимутальное направление обдува лопасти для исследуемого положения равновесия практически не влияет на критические коэффициенты возбуждения. Относительное изменение величин критических коэффициентов возбуждения составляет менее одного процента. Зависимости критических коэффициентов возбуждения от направления обдува при $\varepsilon = 0,1$ приведены на рисунке 27.

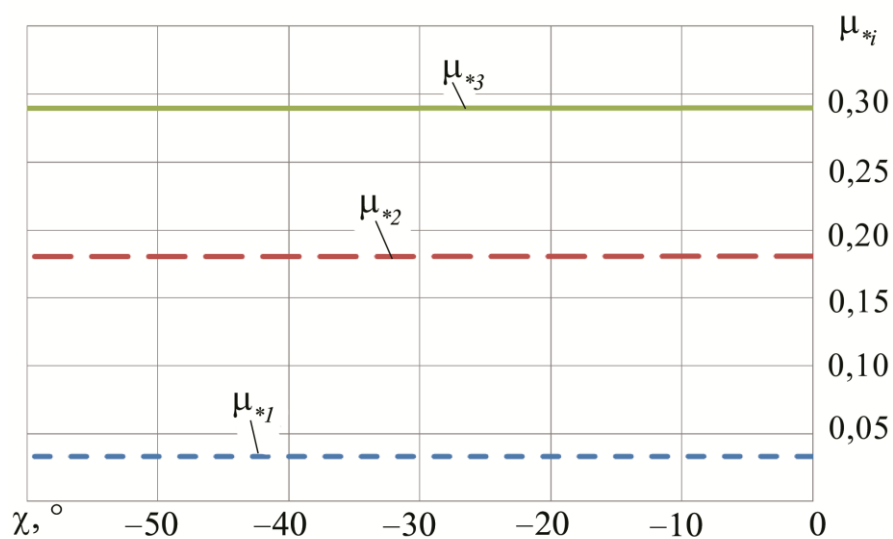


Рисунок 27 – Зависимости критических коэффициентов возбуждения от направления обдува

2.3 Расчет полетного ресурса лопасти с учетом воздействия ветра на стоянке

В авиации вопросам обеспечения усталостной прочности традиционно уделяется большое внимание. Применительно к лопастям несущего винта вертолета при определении их безопасного ресурса обычно ограничиваются полетным спектром нагружения [28, 29]. Такой способ определения и установления ресурса с учетом существующей системы эксплуатации вертолетов является достаточно надежным.

До недавнего времени считалось, что накопление усталостных повреждений лопастями несущего винта вертолета происходит в основном за счет полетного спектра нагружения. При этом большая часть вертолетного парка эксплуатировалась в климатических зонах с умеренными ветрами, и возникавшие случаи повреждения лопастей несущего винта из-за воздействия ветра не были заметными на фоне общей статистики различных происшествий. С началом массовой эксплуатации вертолетов при сильном ветре такие повреждения стали возникать чаще.

Учитывая факт нахождения вертолета в стояночном положении в течение более чем 80% времени эксплуатации, доля усталостных повреждений, вносимых ветровыми нагрузками, в зависимости от ветрового режима района базирования вертолетов и календарного срока службы лопастей может оказаться соизмеримой с повреждаемостью от полетного спектра нагружения. Поэтому для обеспечения безопасного полетного ресурса лопастей в местах эксплуатации с большими среднегодовыми скоростями и изменчивостью ветра необходим метод расчета ресурса лопастей, учитывающий их ветровое нагружение на земле.

2.3.1 Метод расчета ресурса лопасти

Стандартная процедура определения безопасного полетного ресурса лопастей несущего винта вертолета описана в работах [28, 29]. По полетным

нагрузкам, записанным для каждого критического элемента конструкции в процессе летных испытаний, определяются величины переменных и постоянных составляющих нагрузок на всех ожидаемых режимах полета. По ожидаемым условиям эксплуатации вертолета определяются продолжительность и повторяемость режимов полета.

Под режимом полета понимается не только совокупность полетных параметров (скорость, высота, углы, определяющие пространственное положение вертолета, и т.п.), но и условия полета: загрузка и центровка вертолета, температура воздуха, порывы ветра и т.д.

Нагрузки и режимы полета, на которых они возникают, образуют полетный спектр нагружения. Каждый режим полета вносит в лопасть свою повреждаемость, характеризуемую величиной нагрузки (точкой на кривой Веллера) и набранным числом циклов. Запись нагрузок обрабатывается [115] в целях получения параметров циклов и их количества. Затем, используя правило линейного суммирования повреждаемостей Пальмгрена-Майнера, с помощью усталостной кривой, определенной для рассматриваемого критического элемента в усталостных испытаниях, вычисляются повреждаемости от всех циклов, которые суммируются в соответствии с их количеством.

Эта операция аналогична применяемому в отечественной практике определению нагрузки, эквивалентной по повреждаемости всей совокупности полетных нагрузок [29]. Долговечность равна обратной величине суммарной повреждаемости и выражается в тех единицах, для которых велся подсчет циклов, например в часах.

Ресурс лопасти определяется исходя из долговечности ее наиболее нагруженных участков. Если участок лопасти при испытаниях не разрушился, то для расчета используется число циклов проведенных испытаний.

Для определения назначаемого ресурса полученную долговечность делят на коэффициент надежности. Если при расчете применялась кривая Веллера, проведенная по наихудшему результату испытаний, то и коэффициент надежности также должен быть определен для наихудшего результата. Если

коэффициент надежности применяется к нагрузкам, а не к долговечности, то суммарная повреждаемость должна быть определена до его применения.

Для вычисления ресурса используется формула [28, 29]

$$R_{II} = \frac{N_w}{60 \cdot n \cdot \eta_1 \cdot \eta_2} \left(\frac{\sigma_w}{\sigma_{экр} \cdot \eta_\sigma} \right)^m, \quad (2.49)$$

где $\eta_1 = 2$ – коэффициент запаса на неточность линейной гипотезы суммирования повреждаемостей; $\eta_2 = 1.5$ – коэффициент запаса для учета высоких гармоник; η_σ – нормированный запас по напряжениям; n – частота вращения несущего винта; m – показатель степени кривой выносливости; N_w – база испытаний в циклах, на которой определен предел выносливости рассматриваемого участка лопасти; $\sigma_{экр}$ – эквивалентная полетная нагрузка в расчетном сечении лопасти; σ_w – предел выносливости, определенный для рассматриваемого участка лопасти; R_{II} – полетный ресурс, ч.

В отечественной практике при назначении ресурса применяется принцип поэтапности. То есть ресурс, определенный по результатам первых испытаний, обычно сразу полностью не назначается, а назначается только его часть. Остальная часть может быть использована при испытаниях конструкции после длительной эксплуатации, чтобы установить влияние многочисленных эксплуатационных факторов, а также возможной деградации свойств материалов со временем.

Таким образом, в настоящее время с учетом гипотезы Пальмгрена-Майнера уравнение суммирования повреждаемостей записывается только для полетного спектра нагружения:

$$\sum_{i=1}^k \frac{n_{II_i}}{N_{II_i}} = \frac{n_{II}}{N_{II}} = 1, \quad (2.50)$$

где k – количество полетных режимов; n_{II_i} – количество полетных циклов нагружения, соответствующих i -му режиму полета; N_{II_i} – долговечность при действии нагрузки, соответствующей i -му режиму полета; n_{II} – эквивалентное

количество полетных циклов нагружения; N_{Π} – эквивалентная долговечность при действии полетной нагрузки.

Запишем уравнение (2.50) с учетом ветрового спектра нагружения:

$$\sum_{i=1}^k \frac{n_{\Pi_i}}{N_{\Pi_i}} + \sum_{j=1}^l \frac{n_{B_j}}{N_{B_j}} = \frac{n_{\Pi}}{N_{\Pi}} + \frac{n_B}{N_B} = 1, \quad (2.51)$$

где l – количество ветровых режимов; n_{B_j} – количество ветровых циклов нагружения, соответствующих j -му ветровому режиму; N_{B_j} – долговечность при действии нагрузки, соответствующей j -му ветровому режиму; n_B – эквивалентное количество ветровых циклов нагружения; N_B – эквивалентная долговечность при действии ветровой нагрузки.

Разрешив уравнение (2.51) относительно n_{Π} и разделив полученное выражение на $60n$, получим уравнение для определения полетного ресурса лопасти с учетом ветрового спектра нагружения R_{Π}^B в часах:

$$\frac{n_{\Pi}}{60n} = \frac{N_{\Pi}}{60n} \left[1 - \frac{n_B}{N_B} \right]$$

или

$$R_{\Pi}^B = R_{\Pi} \left[1 - \frac{n_B}{N_B} \right]. \quad (2.52)$$

Эквивалентное количество ветровых циклов нагружения определяем по следующей формуле:

$$n_B = k_{\text{Э}} N_B^1 \frac{t_2 - t_{2H}}{t_2} = k_{\text{Э}} N_B^1 \left(1 - \frac{t_{2H}}{t_2} \right), \quad (2.53)$$

где $k_{\text{Э}}$ – предполагаемое количество лет эксплуатации лопастей;

$t_2 = 8760$ – количество часов в году; t_{2H} – годовой налет вертолета, ч;

N_B^1 – суммарное число ветровых циклов нагружения за один год.

В случае нескольких мест эксплуатации вертолета эквивалентное количество ветровых циклов нагружения за один год $N_{Bэкв}^1$ вычисляется по формуле

$$N_{Bэкв}^1 = \sqrt[m]{\sum_{j=1}^p \bar{n}_{\varepsilon_j} (N_{B_j}^1)^m}, \quad (2.54)$$

где \bar{n}_{ε_j} – относительная продолжительность нахождения вертолета в j -м месте эксплуатации; $N_{B_j}^1$ – количество ветровых циклов нагружения за один год в j -м месте эксплуатации; p – число мест эксплуатации вертолета.

Подставив (2.53) в (2.52), с учетом (2.54) окончательно получим:

$$R_{II}^B = R_{II} \left[1 - \frac{k_{\varepsilon} N_{Bэкв}^1 \left(1 - \frac{t_{2H}}{t_2} \right)}{N_B} \right]. \quad (2.55)$$

Выражение для определения N_B будет рассмотрено ниже.

Для учета ветрового нагружения существующую процедуру определения безопасного ресурса лопастей несущего винта вертолета предлагается дополнить, используя следующую последовательность действий.

1. Определение места эксплуатации вертолета, а также относительной продолжительности нахождения вертолета в каждом из них с занесением полученной информации в ожидаемые условия эксплуатации.
2. Реализация горизонтальной составляющей скорости ветра для выбранных в п.1 мест эксплуатации вертолета.
3. Схематизация реализаций процесса ветрового нагружения, полученных в п.2 для перехода к совокупности его гармонических воздействий.
4. Расчет напряжений в лопасти несущего винта для полученного в п.3 ветрового спектра нагружения.

5. Расчет эквивалентных напряжений в лопасти несущего винта по полученным в п.4 напряжениям.

6. Расчет эквивалентной долговечности лопасти от ветрового спектра нагружения по формуле

$$N_B = \frac{N_w}{\eta_1 \cdot \eta_2} \left(\frac{\sigma_w}{\sigma_{эКВ}^B \cdot \eta_\sigma} \right)^m.$$

7. Определение полетного ресурса лопасти от полетного спектра нагружения без учета ветрового нагружения согласно общепринятой методике [28, 29] по формуле (2.49).

8. Вычисление полетного ресурса лопасти при условии воздействия ветра по формуле (2.55).

9. Установление полетного ресурса лопасти как наименьшего из ресурсов, полученных для рассматриваемых участков лопасти.

2.3.2 Учет горизонтальной составляющей скорости ветра

В настоящее время имеется множество теоретических и экспериментальных работ, посвященных исследованию ветровых нагрузок, действующих на различного рода наземные сооружения и конструкции. Существующие решения позволяют в достаточной мере учесть структуру и повторяемость скоростей ветра в приземном слое атмосферы, необходимых для оценки реальной нагруженности и повреждаемости лопастей.

Для решения задач динамики лопасти несущего винта под воздействием ветра, а также задач усталостной прочности, в отличие от задач статики необходимо иметь динамическую модель ветра. Это требование вызвано тем, что ресурс лопасти должен определяться с учетом времени пребывания лопастей на ветровых режимах с разным уровнем переменных напряжений, вносящих в конструкцию различную долю усталостной повреждаемости.

Для рассматриваемой задачи использование сложных многомерных моделей ветра, построенных на дифференциальных уравнениях Навье-Стокса, описывающих движение нестационарного воздушного потока в пространстве и времени, представляется избыточным. В большинстве известных работ, например [2], посвященных описанию ветра, учитываются лишь простейшие характеристики случайной скорости ветра, такие как среднегодовая скорость ветра и плотность распределения вероятностей.

Для статистического описания турбулентной составляющей скорости ветра в ветроэнергетике используют эмпирические модели спектральной плотности. Наиболее известными из них являются функции Давенпорта, Кармана и Каймала [67].

Для описания плотности распределения вероятностей ветра используются уравнения Поморцева, Гулена, Гудрича, Гриневича, Вейбулла [68]. Модели ветра, позволяющие учитывать изменчивость его скорости во времени, представлены в работах Бобронникова В.Т. [70, 71], Обухова С.Г. и Плотникова И.А. [77], Удалова С.Н. [65, 69].

Выбор той или иной модели скорости ветра не ограничивает общности предлагаемого метода расчета полетного ресурса лопастей и определяется точностью моделирования, сложностью и исходными данными, необходимыми для расчета.

2.3.3 Схематизация горизонтальной составляющей скорости ветра

Большинство конструкций в реальных условиях подвергаются действию эксплуатационных (случайных) нагрузок. На практике для оценки усталостной прочности конструкций удобней всего использовать предельные характеристики сопротивления усталости материалов, полученные при гармоническом нагружении. В связи с этим появилось множество методов схематизации случайных процессов и представление их в виде эквивалентных повреждающих гармонических процессов.

Под схематизацией понимается некоторая совокупность правил и допущений, позволяющая заменить исходный (случайный) процесс каким-либо процессом, который по величине усталостного повреждения должен быть эквивалентен реальному [116]. Для схематизации случайного процесса необходима его реализация.

Таким образом, схематизированный процесс нагружения – это реализация случайного процесса нагружения, представляющая собой совокупность выделенных по одному из методов схематизации циклов нагружения.

В соответствии с ГОСТ 25.101-83 [115] методы схематизации случайных процессов делятся на однопараметрические и двухпараметрические.

Наибольшее распространение получил двухпараметрический метод «падающего дождя» (rainflow-метод), который встречается во многих работах [115-118] и рекомендован стандартом, как обеспечивающий наиболее достоверную оценку уровня нагруженности. Этот метод основан на последовательном преобразовании экстремумов истории нагружения в набор закрытых петель гистерезиса, которые считаются полноценными циклами. Поэтому оказывается возможным перейти от рассмотрения ветра в виде стационарного случайного процесса к его рассмотрению в виде совокупности гармонических колебаний. Схема процесса схематизации реализаций скорости ветра rainflow-методом представлен на рисунке 28.

Ветровым спектром нагружения будем называть совокупность ветровых гармонических режимов нагружения с параметрами, полученными после обработки реализации горизонтальной составляющей скорости ветра rainflow-методом, который выдает постоянную V_{cp} и переменную V_a части ветра, а также число таких циклов за смоделированное время.

Таким образом, одному и тому же значению мгновенной скорости ветра при гармоническом и случайном его рассмотрении соответствует одна и та же величина напряжений в лопасти.

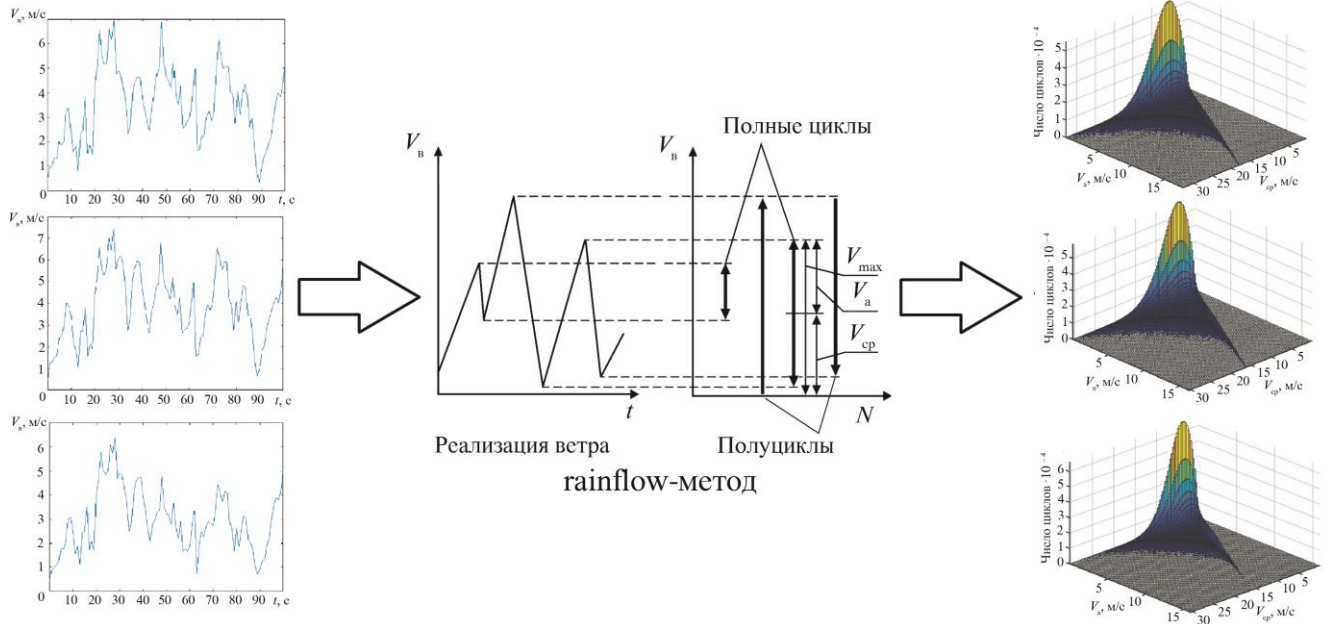


Рисунок 28 – Схема процесса схематизации реализаций скорости ветра rainflow-методом

Отметим, что процесс образования усталостной трещины при переменных напряжениях и усталостное разрушение определяются в основном только наибольшим и наименьшим напряжениями цикла и не зависят от закона изменения напряжений в интервале от минимального до максимального значений [116]. При расчете напряжений пару среднего V_{cp} и амплитудного V_a значений ветра, характеризующую ветровой режим с амплитудным значением скорости ветра большим, чем его среднее значение, необходимо заменять на пару с равными амплитудным и средним значениями и максимальной скоростью V_{max} , равной сумме амплитудного и среднего значений ветра.

2.3.4 Определение эквивалентной долговечности конструкции от действия ветра

На основе полученного ветрового спектра нагружения для выбранного места эксплуатации вертолета и каждого j -го ветрового режима вычисляются переменные напряжения в лопасти с использованием, например, модели

предложенной в параграфе 2.1. В результате для каждого ветрового режима получаем максимальное σ_{\max_j} и амплитудное σ_{a_j} значения напряжений в лопасти. Для приведения асимметричного цикла нагружения к эквивалентному отнулевому циклу можно использовать формулу Одингга [116]:

$$\sigma_{\text{прив}_j} = \sqrt{2\sigma_{a_j} \sigma_{\max_j}}.$$

Далее вычисляется эквивалентное напряжение в расчетном сечении лопасти от ветрового спектра нагружения по формуле

$$\sigma_{\text{экв}} = \sqrt[m]{\sum_{j=1}^h \bar{n}_j \sigma_{\text{прив}_j}^m},$$

где $\bar{n}_j = n_{B_j} / N_B^1$ – относительное количество циклов j -го ветрового режима за один год, h – количество ветровых режимов для выбранного места эксплуатации.

В ходе численных экспериментов rainflow-методом была установлена зависимость величины эквивалентных напряжений $\sigma_{\text{экв}}$ от масштаба выделения циклов. При использовании меньшего масштаба получаются большие эквивалентные напряжения. Использование меньшего масштаба в несколько раз уменьшает трудоемкость при расчете напряжений от получившегося количества ветровых режимов, однако приводит к занижению ресурса лопасти (он получается с запасом).

В целях уменьшения трудоемкости вычислений и сохранения точности расчетов введем коэффициент масштаба k_m , который учитывает, во сколько раз эквивалентные напряжения, рассчитанные на основе масштаба, равного 100, меньше таковых, рассчитанных на основе масштаба, равного 10:

$$k_m = \frac{\sigma_{\text{экв}}^{100}}{\sigma_{\text{экв}}^{10}}.$$

На основе данных численных экспериментов предлагается использовать значение коэффициента масштаба, равное 0,85.

Окончательно эквивалентное напряжение в расчетном сечении лопасти от ветрового спектра нагружения для всей географии мест эксплуатации вертолета вычисляется по формуле

$$\sigma_{\text{экв}}^B = \sqrt[m]{\sum_{j=1}^p \bar{n}_{\text{э}j} \left(\sigma_{\text{экв}j}^{10} \cdot k_M \right)^m}.$$

Эквивалентная долговечность при действии ветровой нагрузки

$$N_B = \frac{N_w}{\eta_1 \cdot \eta_2} \left(\frac{\sigma_w}{\sigma_{\text{экв}}^B \cdot \eta_\sigma} \right)^m.$$

2.3.5 Результаты расчетов

В таблице 1 приведены результаты расчета полетного ресурса лопасти от полетного спектра нагружения без учета воздействия ветра на стоянке, выполненные по методике [28, 29]. Объектом исследования выбрана лопасть несущего винта, спроектированная для вертолетов типа Ми-38. Расчет выполнен для трех участков лопасти – комлевого, среднего и концевой. База испытаний, на которой определен предел выносливости, принята равной $N_w = 20 \cdot 10^6$ циклам.

Т а б л и ц а 1.

Расчет полетного ресурса лопасти от полетного спектра нагружения

Участок лопасти	m	η_σ	$\sigma_{\text{экв}}, \text{Н/мм}^2$	$\sigma_w, \text{Н/мм}^2$	$R_{\text{П}}, \text{ч.}$
Комлевой (плоскость наименьшей жесткости)	6	1,51	8,38	21,77	14645
Комлевой (плоскость наибольшей жесткости)		1,54	8,79	20,53	6864
Средний (плоскость наименьшей жесткости)	8	1,65	22,03	60,70	33594
Концевой (плоскость наименьшей жесткости)		1,54	19,51	53,93	65609

Так как безопасный ресурс устанавливается по наименьшему из ресурсов, полученных для рассматриваемых участков лопасти, то полетный ресурс лопасти без учета воздействия ветра на стоянке составляет 6864 часа.

Определим значения полетного ресурса лопасти с учетом воздействия ветра на стоянке. Рассмотрим пять вариантов эксплуатации вертолета (таблица 2) для трех различных мест эксплуатации (г. Элиста, г. Диксон, г. Анадырь), отличающихся годовыми статистиками ветров.

Т а б л и ц а 2.

Варианты эксплуатации вертолета

Номер варианта	Место эксплуатации (город)	Среднегодовая скорость ветра, m_V , м/с	Относительная продолжительность эксплуатации, $\bar{p}_{э_j}$	Лопасть зашвартована
1	Элиста	5,29	1	Нет
2	Диксон	6,40		
3	Анадырь	7,00		
4	Анадырь	7,00		Да
5	Элиста	5,29	0,3	Нет
	Диксон	6,40	0,3	
	Анадырь	7,00	0,4	

Статистические характеристики ветра для данных городов взяты из [71]. Заметим, что годовая статистика ветра для г. Элиста по значениям скоростей ветра перекрывает таковые, характерные для большей части территории Российской Федерации [72]. В качестве имитационной модели ветра использованы модели [71]. В процессе численных экспериментов установлено, что для получения точных статистических характеристик ветра время его моделирования (длительность реализации) должно составлять не менее одного года с интервалом корреляции белых шумов не более 1 с.

Алгоритм gainflow-метода для пакета прикладных программ *MatLab* взят из работы [117]. На основе годовой реализации горизонтальной составляющей скорости ветра в зависимости от времени по алгоритму gainflow-метода рассчитывается число циклов для одинаковых уровней амплитуд скоростей ветра.

Полученный результат удобно представлять в виде трехмерной диаграммы с амплитудным и средним значениями скорости ветра и числом циклов. Для

рассматриваемых городов диаграммы с коэффициентом масштаба, равным 10 и 100, приведены на рисунках 29 и 30 соответственно.

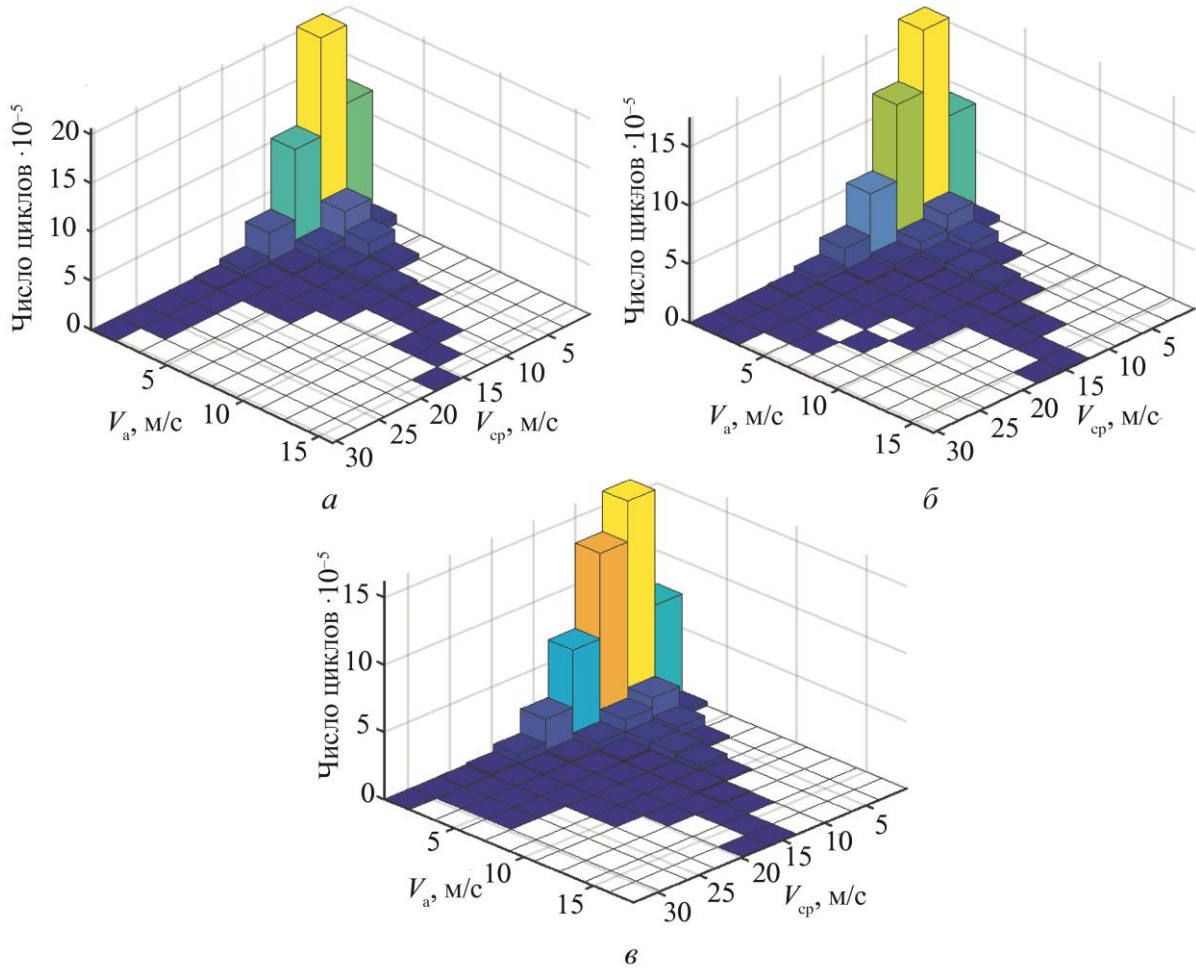


Рисунок 29 – Диаграммы rainflow-метода, с коэффициентом масштаба равным 10: а – г. Элиста – $m_V = 5,29$ м/с; б – г. Диксон – $m_V = 6,40$ м/с; в – г. Анадырь – $m_V = 7,00$ м/с

На основе полученных ветровых спектров нагружения для рассматриваемых городов вычислялись переменные напряжения в лопасти по методу изложенному в параграфе 2.1.

В таблице 3 приведены результаты расчета эквивалентной долговечности лопасти для рассматриваемых вариантов эксплуатации вертолета. Расчет долговечности выполнен для среднего участка лопасти, на котором возникают максимальные по длине лопасти напряжения от действия ветра на стоянке,

а также для комлевого участка лопасти, по которому согласно таблице 1 лимитируется ресурс лопасти от полетного спектра нагружения.

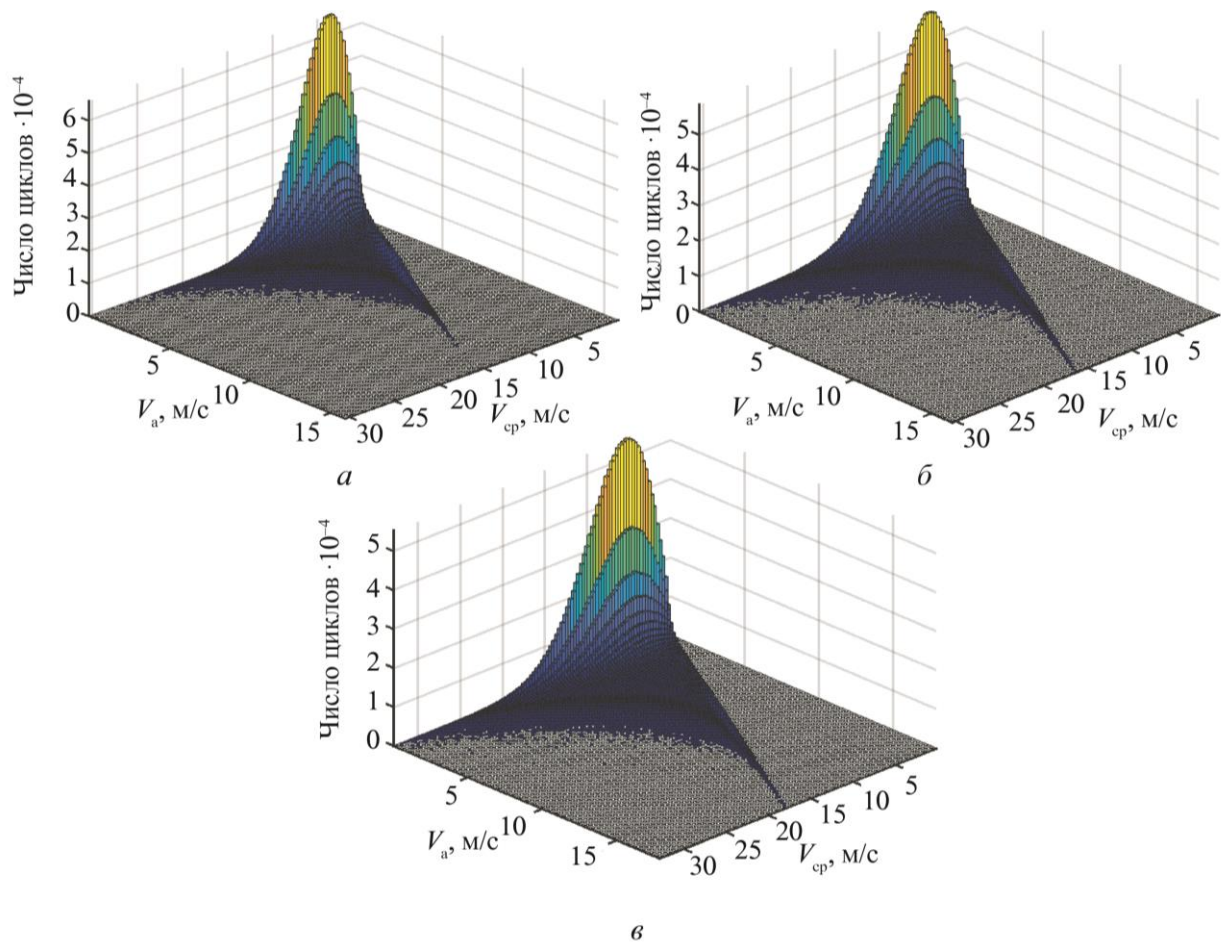


Рисунок 30 – Диаграммы gainflow-метода, с коэффициентом масштаба равным 100: а – г. Элиста – $m_V = 5,29$ м/с; б – г. Диксон – $m_V = 6,40$ м/с; в – г. Анадырь – $m_V = 7,00$ м/с

Зависимости полетного ресурса лопасти для пяти рассматриваемых вариантов по расчетным сечениям комлевого и среднего участков лопасти в интервале двадцати лет эксплуатации приведены на рисунке 31. Видно, что для Элисты и Диксона, (рисунок 31, а, б) полетный ресурс лопасти в течение 20 лет эксплуатации вертолета определяется полетным спектром нагружения. Ветровые режимы данных городов по средним скоростям и изменчивости ветра превосходят ветровые режимы территорий континентальной части Российской Федерации.

Расчет эквивалентной долговечности лопасти при действии ветровой нагрузки

Вариант	Участок лопасти	$N_{Вэkv}^1$, млн цикл.	$\sigma_{эkv}^B$, Н/мм ²	σ_w , Н/мм ²	N_B , млн цикл.
1	комлевой	5,72	3,58	21,77	27657,85
	средний		15,51	60,70	6423,36
2	комлевой	5,54	5,20	21,77	2959,93
	средний		23,10	60,70	265,15
3	комлевой	5,52	6,39	21,77	857,96
	средний		29,55	60,70	36,93
4	комлевой	5,52	6,33	21,77	909,58
	средний		29,38	60,70	38,70
5	комлевой	5,59	5,69	21,77	1728,84
	средний		26,70	60,70	83,28

Таким образом, расчет полетного ресурса лопасти без учета ветра на стоянке оказывается оправданным для большей части территории РФ. Однако для территорий с более высокими среднегодовыми скоростями и изменчивостью ветра учет ветра на стоянке при расчете полетного ресурса лопасти является необходимым. Так, для г. Анадырь (рисунок 31, в) полетный ресурс лопастям может быть назначен только в пределах ограниченного по условиям ветра на стоянке срока службы. В этом случае для безопасной выработки максимальной доли имеющегося полетного ресурса лопасти необходимо увеличить интенсивность полетов (годовой налет) вертолета, поскольку из-за отсутствия полетов имеющийся остаток ресурса лопасти будет израсходован на стоянке. Важно, что использование швартовки (рисунок 31, г) позволяет увеличить срок службы лопастей, эксплуатирующихся в условиях ветра на стоянке. При смешанной географии эксплуатации вертолета на территориях с малыми и большими среднегодовыми скоростями и изменчивостью ветра (рисунок 31, д) полетный ресурс лопасти определяется, главным образом, относительной

продолжительностью нахождения вертолета на территории с наибольшими среднегодовыми скоростями и изменчивостью ветра.

В качестве примера для вертолета, эксплуатирующегося по варианту 3, определим безопасный ресурс лопасти, который должен быть обеспечен в течении шести лет срока службы при планируемом годовом налете вертолета в 100 ч. Согласно рисунку 31, в безопасный ресурс лопасти, устанавливаемый по наименьшему из ресурсов, полученных для рассматриваемых участков лопасти, с учетом воздействия ветра на стоянке составляет 3813 ч. Тогда, как без учета ветра на стоянке, безопасный ресурс лопасти составляет 6864 ч. Понятно, что в данном случае влиянием ветра при определении ресурса лопасти пренебрегать нельзя. Однако если ограничить допустимый эксплуатационный диапазон скоростей ветра по варианту 3 скоростью 29,91 м/с (рисунок 31, е), то для всего рассматриваемого срока службы безопасный ресурс лопасти, как и в случае отсутствия учета ветра, составит 6864 часа.

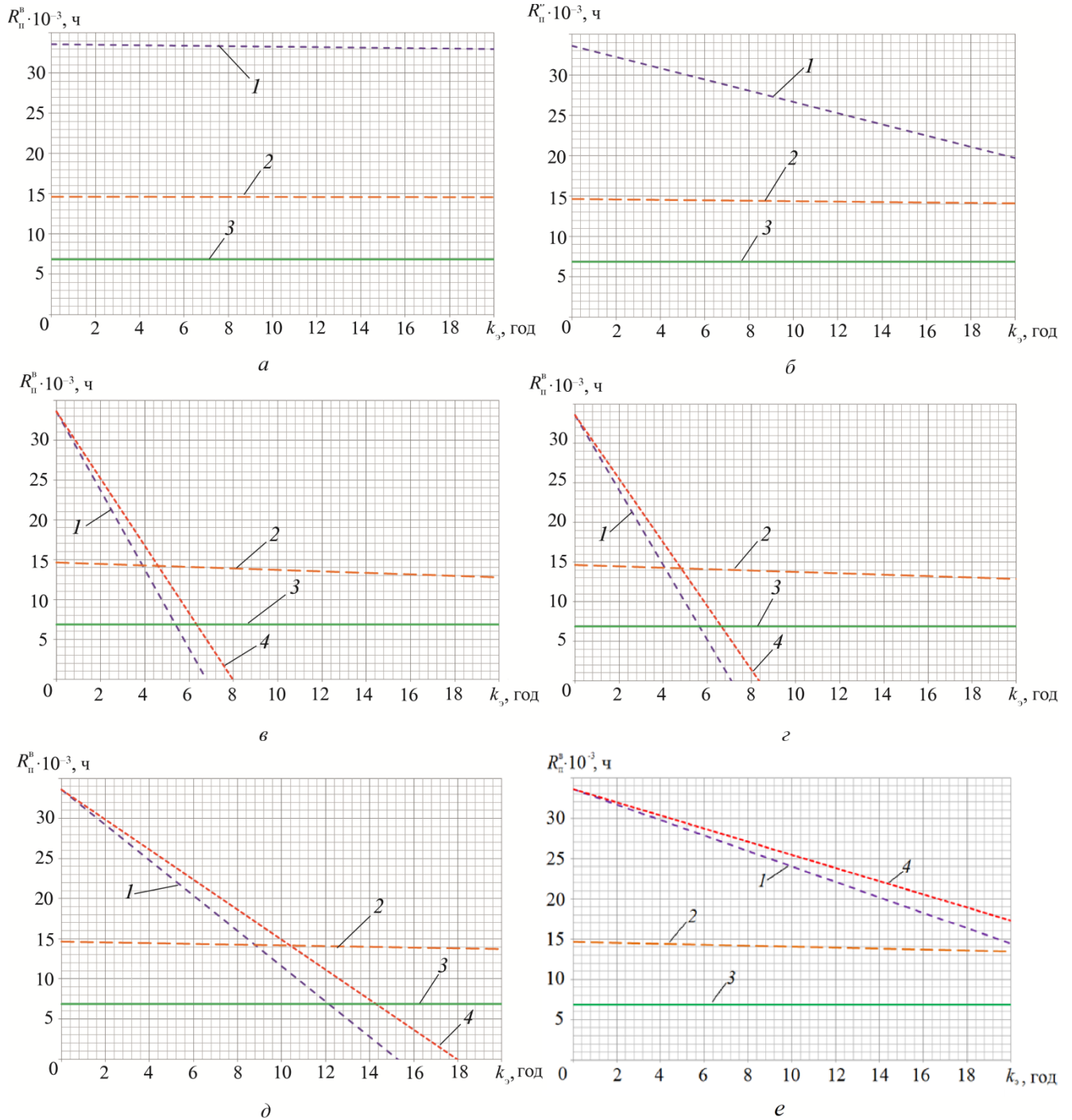


Рисунок 31 – Зависимости полетного ресурса от времени эксплуатации вертолета и годового налета (см. табл. 2): а – вариант 1; б – вариант 2; в – вариант 3; г – вариант 4; д – эксплуатация вертолета на территориях с малыми и большими среднегодовыми скоростями и изменчивостью ветра (вариант 5); е – вариант 3 с ограничением по эксплуатационной скорости ветра $V = 29,91 \text{ м/с}$; 1 – R_{Π}^B среднего участка лопасти (плоскость наименьшей жесткости), $t_{\text{эн}} = 100 \text{ ч}$; 2 – R_{Π}^B комлевого участка лопасти (плоскость наименьшей жесткости), $t_{\text{эн}} = 100 \text{ ч}$; 3 – R_{Π} без учета ветра; 4 – R_{Π}^B среднего участка лопасти (плоскость наименьшей жесткости), $t_{\text{эн}} = 1400 \text{ ч}$

2.4 Экспериментальные исследования ветрового воздействия на незашвартованные лопасти от индуктивного потока, создаваемого рядом стоящим вертолетом

Экспериментальное подтверждение разработанных методов расчета воздействия на невращающиеся лопасти НВ вертолета ветра различной интенсивности вызывает значительные трудности. Дело в том, что показателем интенсивности ветрового воздействия является уровень напряжений, возникающих в элементах конструкции лопастей под воздействием аэродинамических и инерционных сил, действующих на лопасть в плоскости наименьшей жесткости. Для этого необходимо выполнение следующих условий:

- 1) лопасти должны быть оборудованы датчиками напряжений (тензорезисторами), подключенными к записывающей аппаратуре;
- 2) в период интенсивного ветрового воздействия аппаратура должна быть включена;
- 3) перед испытаниями и после них должны быть проведены замеры напряжений в лопасти при отсутствии аэродинамического воздействия.

Одновременное выполнение этих условий представляется маловероятным событием. Поэтому была предложена схема специально поставленного эксперимента, в котором источником ветрового воздействия на лопасти вертолета с заторможенным от вращения винтом является другой вертолет, расположенный рядом и создающий воздушный поток вращающимся несущим винтом. Принципиальная схема такого эксперимента, проведенного в летно-испытательном комплексе Национального центра вертолетостроения им. М.Л.Миля и Н.И.Камова (АО «НЦВ Миль и Камов») [119], показана на рисунке 32.

В качестве источника "ветровой нагрузки" на лопасти стоящего вертолета Ми-28 выбран вертолет Ми-26. Частота вращения НВ, величина «общего» шага НВ, положение органов управления вертолета Ми-26 и расстояние между вертолетами, при выполнении эксперимента, выбирались исходя из требований

безопасности и обеспечения потребного ветрового потока приходящего на лопасть НВ вертолета Ми-28. Фиксация фактической скорости вблизи препарированной тензорезисторами лопасти НВ вертолета Ми-28 выполнялась с помощью ручного анемометра на высоте $\approx 1,75$ м от уровня асфальтированной взлетно-посадочной полосы.

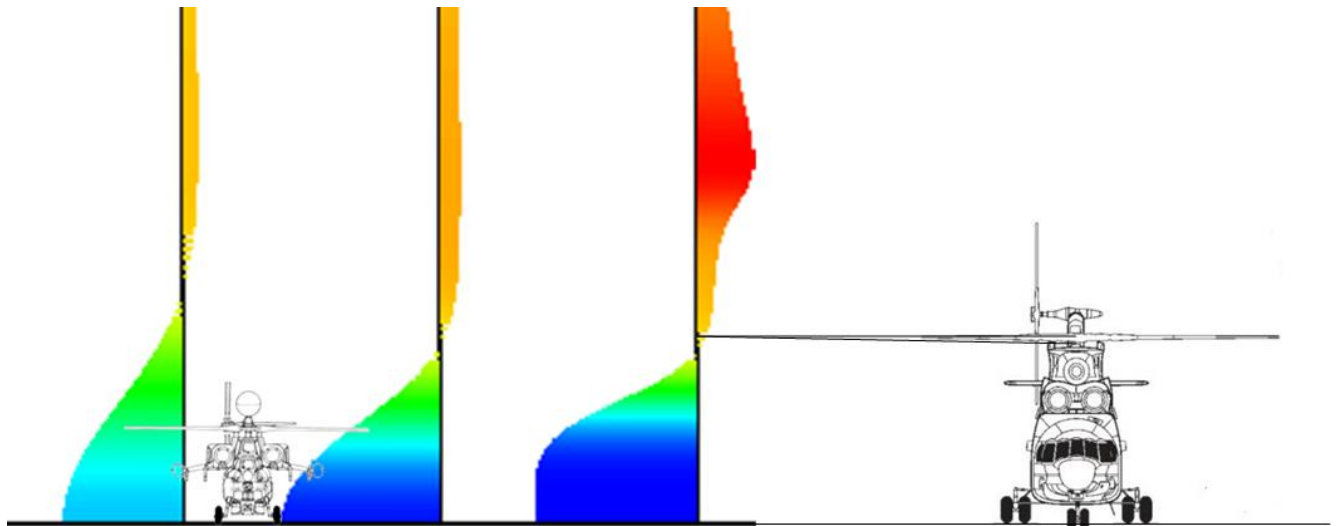


Рисунок 32 – Принципиальная схема эксперимента по изучению ветрового воздействия на лопасти стоящего вертолета

Поля скоростей создаваемого вертолетом Ми-26 воздушного потока, его интенсивность и направление показаны на рисунке 32 цветовой гаммой. Видно, что вертолет Ми-28 попадает в создаваемую винтом Ми-26 кольцевую воздушную струю, стелящуюся вдоль поверхности земли. Профиль скоростей в сечении струи v_r изменяется по её высоте: у поверхности земли ($y = 0$) скорость максимальна $v_r(0) = v_{r0}$, а на границе струи ($y = h$) равна нулю $v_r(h) = 0$. За границей струи скорость направлена к диску винта.

Ниже рассматривается приближенная математическая модель, позволяющая описать поле скоростей в сечении струи на различных удалениях от её источника, предложенная доцентом, к.т.н. Артамоновым Б.Л. Она основана на следующих допущениях.

1. Картина течения в струе винта осесимметричная, метеорологический ветер отсутствует.

2. Воздушный поток в сечениях струи за исключением диска винта считается идеальным, трение и пограничный слой на поверхности земли отсутствует.

3. Положение границы струи относительно земли и закон распределения скоростей по толщине струи не зависят от режима работы винта.

4. Расход воздуха по цилиндрическим сечениям в пределах границ струи остается постоянным и равным расходу воздуха через диск винта, определяемым режимом его работы с учетом влияния земли.

5. При расчете аэродинамических характеристик винта, работающего вблизи земли, применяется гипотеза плоских сечений в её классической постановке [28].

Рассмотрим несущий винт радиуса R , расположенный на высоте H над поверхностью земли (рисунок 33).

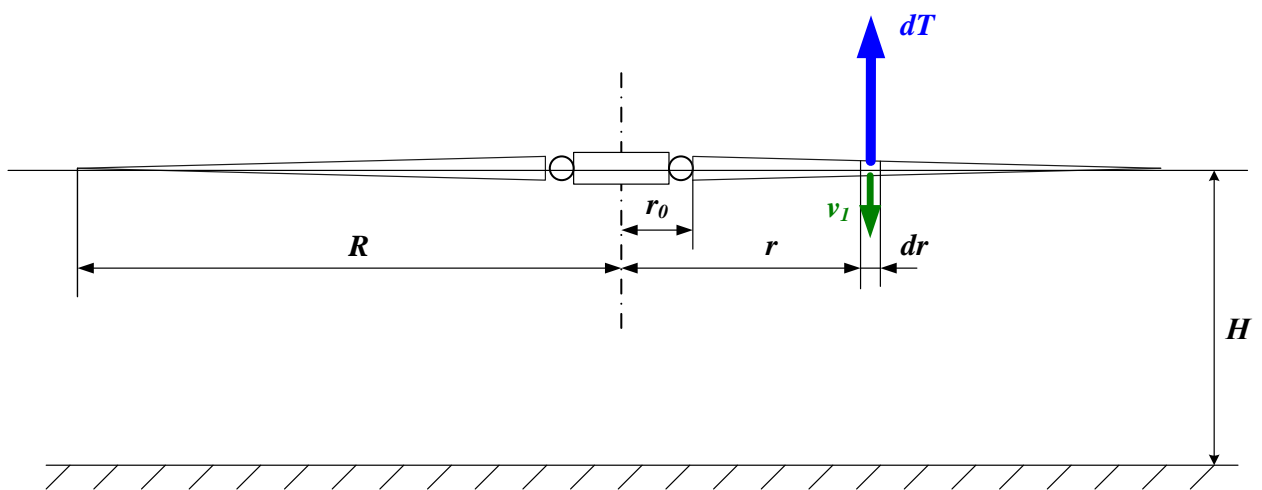


Рисунок 33 – Схема работы несущего винта вблизи земли

Выделим участок лопасти шириной dr , расположенный на радиусе r от оси вращения винта. Средняя по диску k_L -лопастного винта индуктивная скорость v_{1cp} определяется интегрированием по радиусу лопасти закона $v_1(r)$ от комлевого до концевого сечения

$$\bar{v}_{1cp} = 2k_L \int_{\bar{r}_0}^1 \bar{v}_1(\bar{r}) \bar{r} d\bar{r} \quad (2.56)$$

Здесь и далее безразмерные линейные переменные, обозначаемые надсимвольной чертой, отнесены к радиусу винта R , а кинематические переменные – к окружной скорости концов лопастей винта ωR .

На рисунке 34 показаны характерные скорости в сечении и создаваемые ими элементарные аэродинамические силы в проекции на оси, связанные с хордой профиля (dY, dX) и осью вращения винта (dT, dQ).

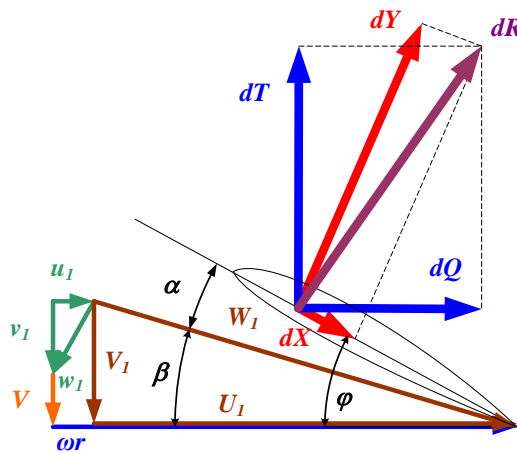


Рисунок 34 – Скорости и аэродинамические силы в сечении лопасти

Здесь v_1 – осевая составляющая индуктивной скорости, u_1 – окружная составляющая индуктивной скорости, V_1 – осевая составляющая полной скорости, U_1 – окружная составляющая полной скорости, W_1 – результирующий вектор скорости, φ – угол установки сечения лопасти относительно плоскости вращения винта, α – угол атаки сечения лопасти относительно результирующего вектора скорости, β – угол притекания результирующего вектора скорости.

Из рисунка 34 следуют геометрические соотношения

$$\bar{V}_1 = \bar{V} + \bar{v}_1, \quad \bar{U}_1 = \bar{r} - \bar{u}_1, \quad \bar{W}_1 = \sqrt{\bar{U}_1^2 + \bar{V}_1^2}, \quad (2.57)$$

$$\alpha = \varphi - \beta, \quad (2.58)$$

$$\beta = \text{Arctg} \frac{\bar{V}_1}{\bar{U}_1} \quad (2.59)$$

Для вычисления индуктивных скоростей воспользуемся формулами вихревой теории воздушного винта [28]

$$\bar{v}_1 = \zeta_H \frac{k_H \bar{\Gamma}}{4\pi \bar{r}} \frac{|\bar{U}_1|}{|\bar{V}_1|}, \quad \bar{u}_1 = \frac{k_H \bar{\Gamma}}{4\pi \bar{r}}, \quad (2.60)$$

где $\bar{\Gamma}$ – циркуляция присоединенных вихрей в сечении лопасти, вычисляемая из уравнения её связи с геометрическими и аэродинамическими характеристиками использованного профиля

$$\bar{\Gamma} = \frac{1}{2} c_y \bar{b} \bar{W}_1; \quad (2.61)$$

\bar{b} – хорда профиля в сечении лопасти, определяемая для трапецевидной лопасти по формуле

$$\bar{b}(\bar{r}) = \bar{b}_7 \left[1 + \frac{\eta - 1}{0.7 + 0.3\eta - \bar{r}_0} (0.7 - \bar{r}) \right], \quad \eta = \frac{\bar{b}_0}{\bar{b}_k}; \quad (2.62)$$

c_y – коэффициент подъемной силы профиля в сечении лопасти, который в соответствии с гипотезой плоских сечений берется по результатам продувок в аэродинамической трубе для известного угла атаки и числа Маха $c_y = c_y(M, \alpha, \text{Имя профиля}), -180^\circ \leq \alpha \leq 180^\circ, 0.3 < M < 0.95,$

$$M = \frac{\omega R}{a} \bar{W} = M_0 \bar{W}, \quad M_0 = \frac{\omega R}{a}. \quad (2.63)$$

Коэффициент ζ_H в формуле (2.60) учитывает эффект влияния экрана при работе винта вблизи земли. Будем предполагать, что во всех сечениях лопасти для текущего значения индуктивной скорости $\bar{v}_1(\bar{r})$ его можно принимать таким же, как и для средней по диску индуктивной скорости при одинаковых значениях \bar{H} . Тогда для вертолета Ми-26, стоящего на земле, $\bar{H} \approx 0,5$ и по данным работы [120] получаем $\zeta_H \approx 0,8$.

Угол установки профиля в текущем сечении лопасти φ находим с учетом геометрической кривки лопасти, изменяющейся по линейному закону относительно характерного сечения на относительном радиусе $\bar{r} = 0,7$

$$\varphi = \varphi_7 + \Delta\varphi(\bar{r}), \quad \Delta\varphi(\bar{r}) = \frac{\Delta\varphi_\Sigma}{1 - \bar{r}_0} (0,7 - \bar{r}). \quad (2.64)$$

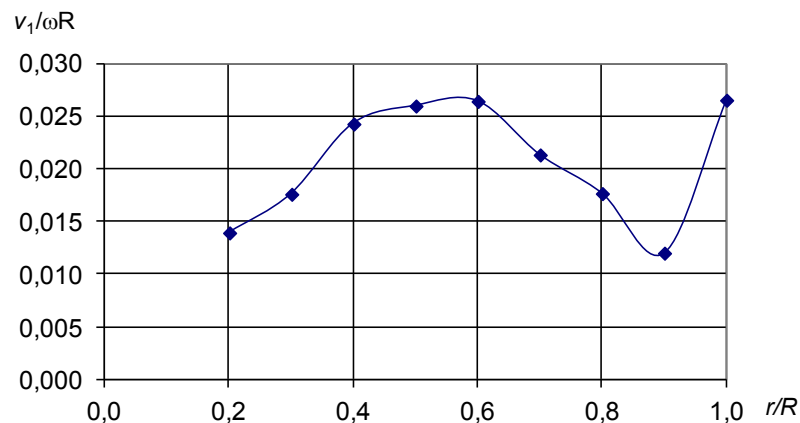
Расчет аэродинамических характеристик в сечении лопасти при заданном угле установки φ выполняется по формулам (2.57) – (2.64) методом последовательных приближений с коэффициентом релаксации по двум переменным

$$\bar{v}_{1i+1} = \bar{v}_{1i} + 0,2(\bar{v}_1 - \bar{v}_{1i}), \quad \bar{u}_{1i+1} = u_{1i} + 0,2(\bar{u}_1 - \bar{u}_{1i}),$$

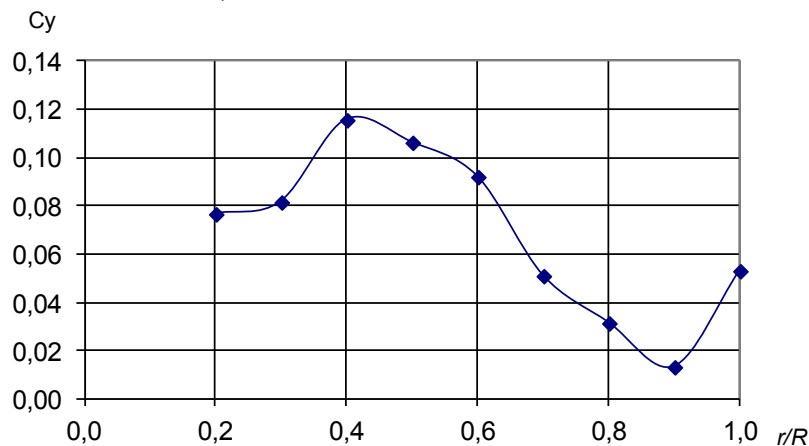
которые обеспечивают хорошую сходимость даже на закритических углах атаки.

На рисунке 35 для несущего винта вертолета Ми-26, работающего на стоянке ($\varphi_7 = 2,3^\circ$, $\omega R = 234$ м/с, $M_o = 0,69$), показаны взаимно увязанные законы изменения $\bar{v}_1(\bar{r})$, $c_y(\bar{r})$, $\bar{\Gamma}(\bar{r})$.

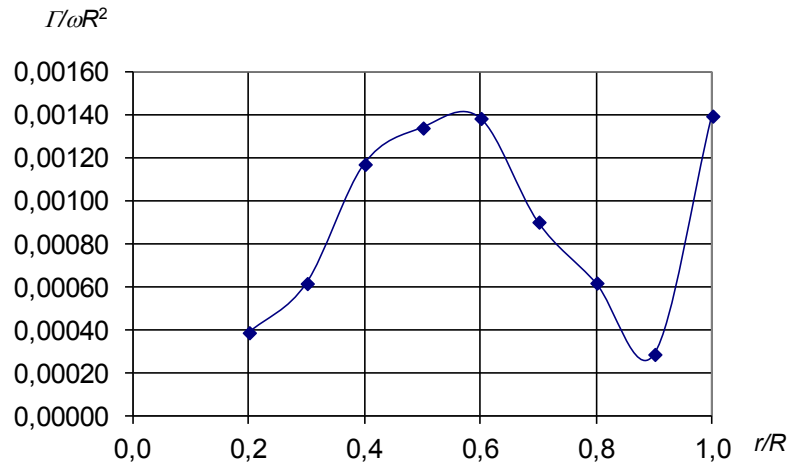
Интегрируя закон $\bar{v}_1(\bar{r})$ по формуле (2.56), получаем среднее по диску значение индуктивной скорости $\bar{v}_{1cp} \approx 0,16$, которое используется в дальнейших расчетах.



а) закон изменения $\bar{v}_1(\bar{r})$



б) закон изменения $c_y(\bar{r})$



в) закон изменения $\bar{\Gamma}(\bar{r})$

Рисунок 35 – Аэродинамические характеристики в сечениях лопастей несущего винта вертолета Ми-26, работающего на стоянке ($\varphi_7 = 2,3^\circ$; $\omega R = 234$ м/с, $M_o = 0,69$)

Для описания закона изменения скорости $v_r(\bar{r}, \bar{y})$ в приземной струе винта воспользуемся результатами математического моделирования работы НВ вертолета Ми-8 на расстоянии $H_{\text{Ми-8}}/R_{\text{Ми-8}} = 0,5$ от экрана, полученными на основе нелинейной вихревой модели [62]. На рисунке 36 красной линией показана граница струи $\bar{h}(\bar{r})$ на расстояниях от оси винта $\bar{r} > 1$, полученная из условия $v_r(\bar{r}, \bar{h}) = 0$. В безразмерных координатах граница струи может быть описана приближенной формулой

$$\bar{h}(\bar{r}) = \begin{cases} 0,9114\bar{r}^4 - 6,2247\bar{r}^3 + 15,8\bar{r}^2 - 17,453\bar{r} + 7,3333 & \text{при } 1,0 \leq \bar{r} \leq 2,5 \\ 0,216\bar{r} - 0,0184 & \text{при } \bar{r} \geq 2,5 \end{cases} \quad (2.65)$$

Анализируя приведенные поля скоростей можно заметить, что на удалениях от оси винта $\bar{r} > 2$ законы $v_r(\bar{y})$ имеют одинаковый характер. Это подтверждается результатами расчетов, представленными на рисунке 37 в безразмерных координатах

$$\tilde{v}_r(\tilde{y}) = \frac{\bar{v}_r(\bar{y})}{\bar{v}_r(0)}, \quad \tilde{y} = \frac{\bar{y}}{\bar{h}}$$

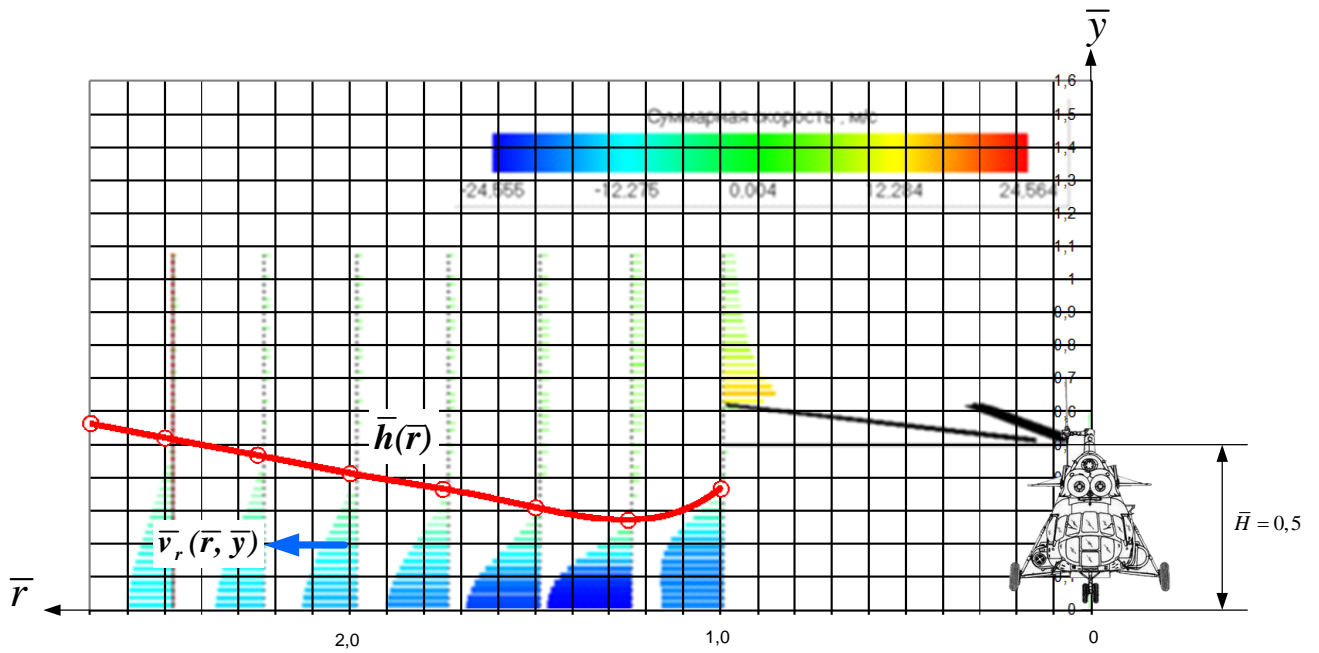


Рисунок 36 – Поля радиальных скоростей $v_r(\bar{r}, \bar{y})$ в струе винта вертолета Ми-8

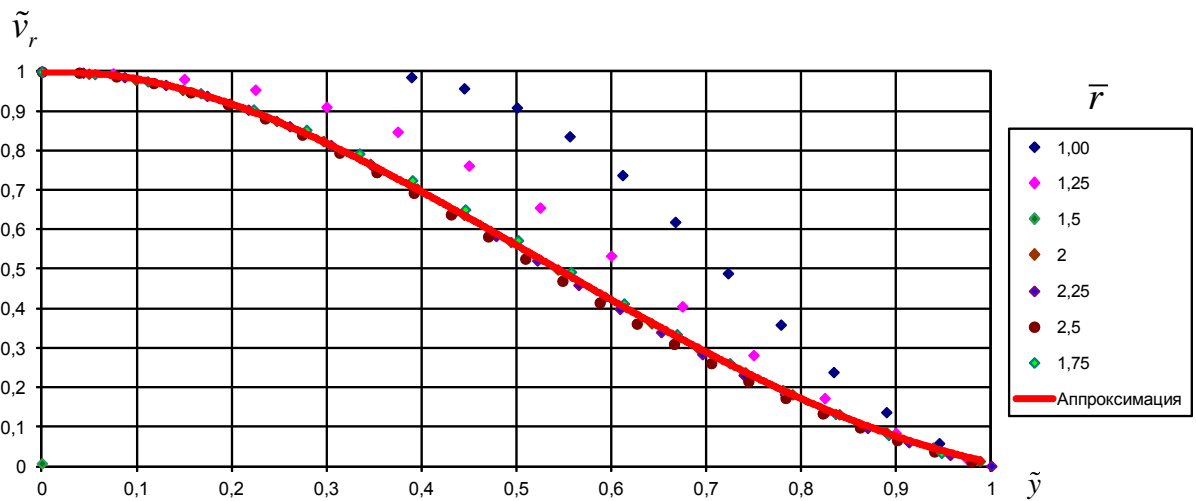


Рисунок 37 – Законы изменения радиальных скоростей в границах струи на различных удалениях от оси винта

Зависимость хорошо описывается полиномом четвертой степени

$$\tilde{v}_r(\tilde{y}) = 1 + 0,1179\tilde{y} - 3,0308\tilde{y}^2 + 2,2288\tilde{y}^3 - 0,3159\tilde{y}^4, \quad (2.66)$$

показанным на рисунке 37 красной линией.

Для связи абсолютных значений радиальных скоростей в струе с режимом работы винта вычислим расход воздуха через цилиндрическое сечение струи на радиусе r и приравняем его к расходу воздуха через диск винта

$$v_{1,ycp} \pi R^2 = 2\pi r \int_0^h v_r(y) dy.$$

Переходя к безразмерным переменным по формулам (2.66), приходим к выражению

$$\bar{v}_{1,ycp} = 2\bar{r}\bar{h}\bar{v}_r(0) \int_0^1 \tilde{v}_r(\tilde{y}) d\tilde{y} = 2\bar{r}\bar{h}\bar{v}_r(0) J_0.$$

Вычисляя интеграл J_0 от функции (2.66),

$$J_0 = \int_0^1 \tilde{v}_r(\tilde{y}) d\tilde{y} = \int_0^1 (1 + 0,1179\tilde{y} - 3,0308\tilde{y}^2 + 2,2288\tilde{y}^3 - 0,3159\tilde{y}^4) d\tilde{y} \approx 0,5427,$$

получим

$$\bar{v}_r(0) = \frac{\bar{v}_{1,ycp}}{2J_0\bar{r}\bar{h}} = \frac{\bar{v}_{1,ycp}}{2 \cdot 0,5427 \cdot \bar{r}\bar{h}}.$$

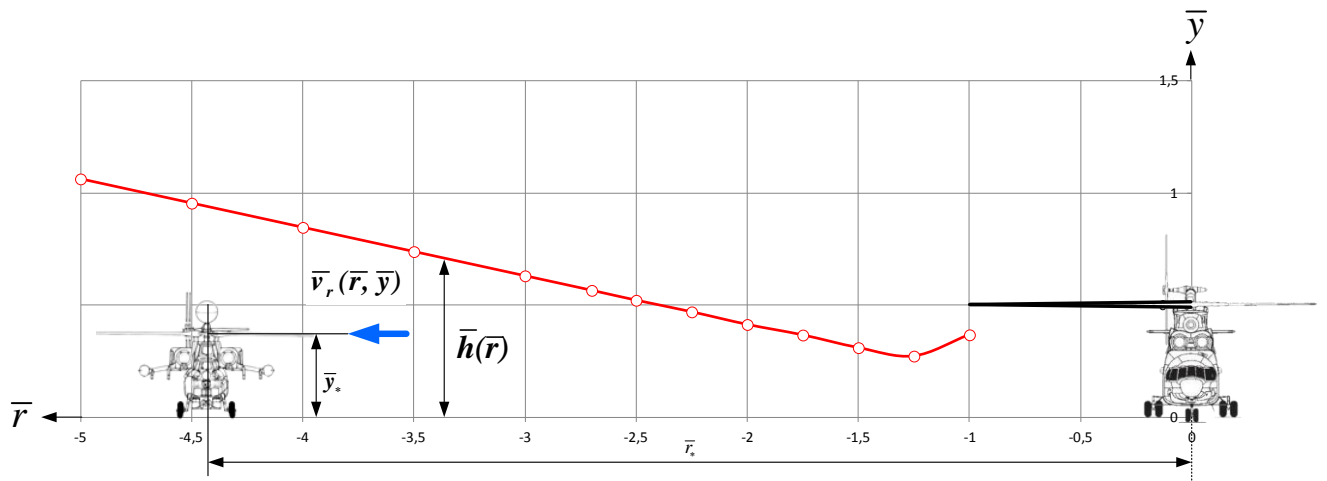
Таким образом, окончательная расчетная формула для вычисления радиальной скорости в струе от винта, расположенного на расстоянии $\bar{H} = 0,5$ от земли, имеет вид

$$\bar{v}_r(\bar{y}, \bar{r}) = \frac{0,9213\bar{v}_{1,ycp}}{\bar{r}\bar{h}} \tilde{v}_r\left(\frac{\bar{y}}{\bar{h}(\bar{r})}\right) \quad (2.67)$$

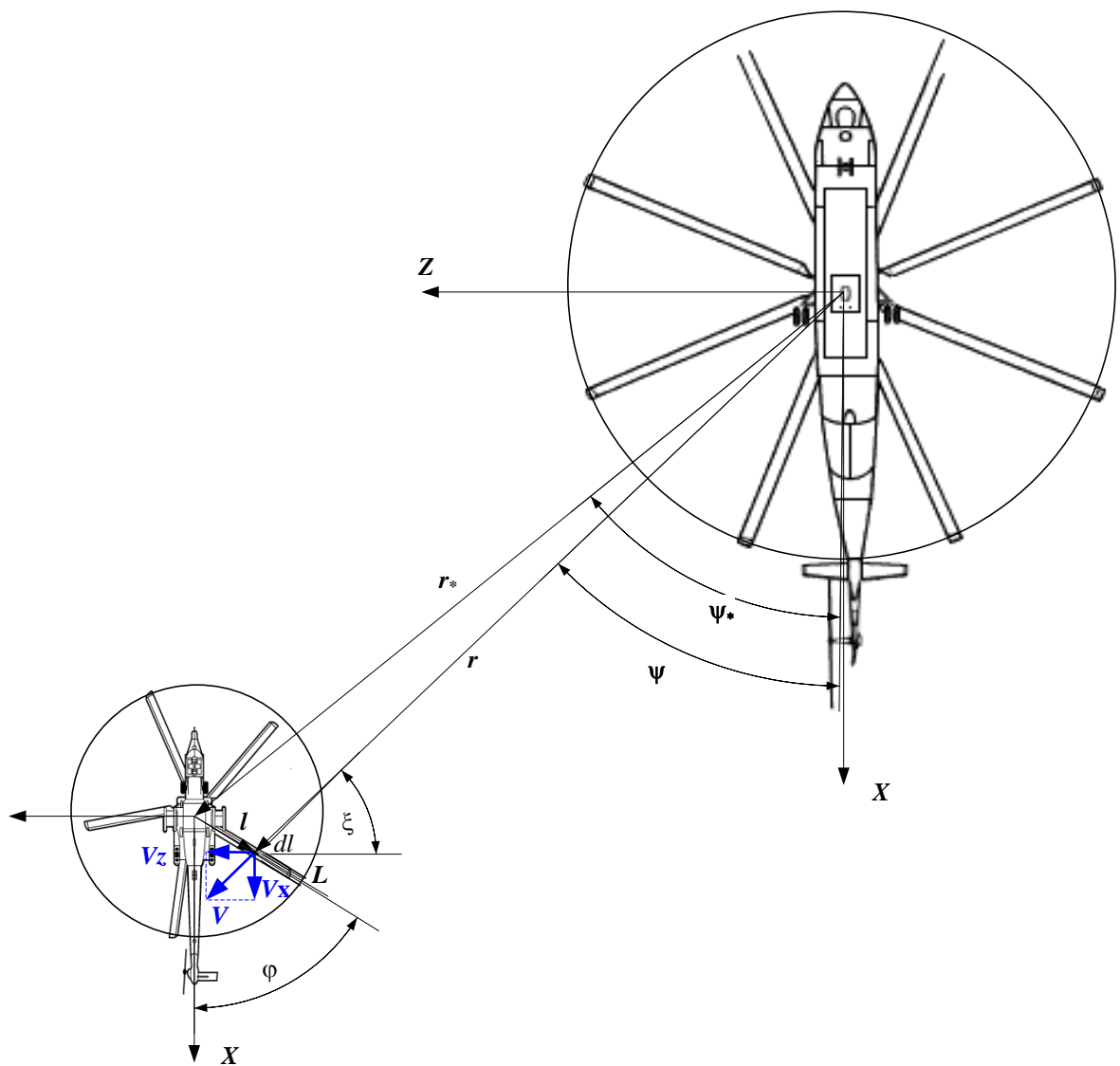
Для приведения радиальной скорости потока в струе винта к эквивалентному воздействию скорости ветра осредним её по радиусу лопасти НВ вертолета Ми-28, находящегося в зоне воздушной струи вертолета Ми-26. Будем предполагать, что безразмерная форма струи вертолета Ми-8, описываемая формулой (2.65), может быть распространена и на вертолет Ми-26, несущий винт которого у стоящего вертолета находится на таком же относительном расстоянии

$\bar{H} = \frac{H_{\text{Ми-26}}}{R_{\text{Ми-26}}} \approx 0,5$. На рисунке 38 показано взаимное расположение вертолетов

Ми-28 и Ми-26 в процессе эксперимента.



а) вид спереди



б) вид сверху

Рисунок 38 – Взаимное расположение вертолетов Ми-28 и Ми-26 в процессе эксперимента

Обозначим расстояние между осями вращения винтов через \bar{r}_* , а азимутальный сдвиг между ними углом ψ_* (рисунок 38, б). Здесь и далее линейные размеры отнесены к радиусу лопасти НВ вертолета Ми-26.

Рассмотрим лопасть НВ вертолета Ми-28 радиуса \bar{L} , азимутальное положение которой задается углом φ . Радиальная скорость $\bar{v}_r(\bar{y}, \bar{r})$ в сечении лопасти, расположенном на удалении \bar{l} от оси вращения винта, вычисляется по формуле (2.67), в которой следует принять

$$\bar{r} = \sqrt{\bar{r}_*^2 + \bar{l}^2 + 2\bar{r}_*\bar{l} \cos(\varphi + \psi_*)}, \quad \bar{y} = \frac{H_{\text{Ми-28}}}{R_{\text{Ми-26}}}.$$

Вычислим средние значения проекций радиальной скорости на оси связанной с вертолетом системы координат

$$\bar{V}_x = \frac{1}{\bar{L}} \int_0^{\bar{L}} \bar{v}_r(\bar{y}, \bar{r}) \sin \xi \bar{d}\bar{l}, \quad \bar{V}_z = \frac{1}{\bar{L}} \int_0^{\bar{L}} \bar{v}_r(\bar{y}, \bar{r}) \cos \xi \bar{d}\bar{l}. \quad (2.70)$$

Синусы и косинусы угла ξ определяются соотношениями, следующими из рисунка 38, б

$$\sin \xi = \frac{1}{\bar{r}} (\bar{r}_* \cos \psi_* + \bar{l} \cos \varphi), \quad \cos \xi = \frac{1}{\bar{r}} (\bar{r}_* \sin \psi_* - \bar{l} \sin \varphi).$$

Полный вектор эквивалентной скорости ветра и её азимутальное направление находятся по формулам

$$\bar{V}_{\text{ветра}} = \sqrt{\bar{V}_x^2 + \bar{V}_z^2}, \quad \Psi_{\text{ветра}} = \text{Arctg} \frac{\bar{V}_z}{\bar{V}_x}. \quad (2.71)$$

Расчеты по формулам (2.71) выполнены при условиях проведения эксперимента с вертолетами Ми-26 и Ми-28: $r_* = 70$ м; $\psi_* = 5^\circ$; $H_{\text{Ми-28}} = 2,5$ м; $L_{\text{Ми-28}} = 8,6$ м; $\bar{v}_{1\text{сп}} \approx 0,16$, $\omega R_{\text{Ми-26}} = 234$ м/с; $R_{\text{Ми-26}} = 16$ м. На рисунке 39 построены зависимости эквивалентной скорости и азимута ветра, вызываемого вертолетом Ми-26 на лопастях НВ вертолета Ми-28, занимающих различное азимутальное положение в плоскости диска винта.

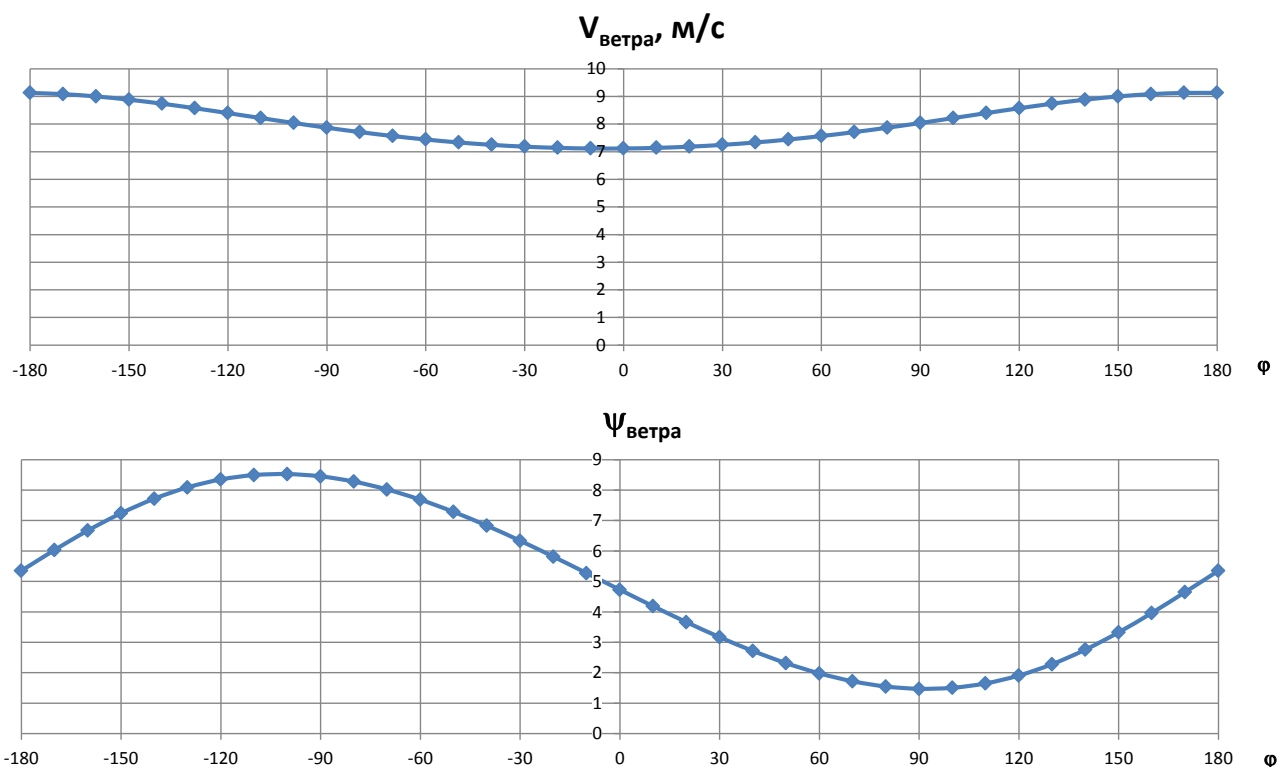


Рисунок 39 – Осредненные значения эквивалентной скорости и азимута ветра, вызываемого вертолетом Ми-26 на лопастях вертолета Ми-28, занимающих различное азимутальное положение

По условиям эксперимента лопасть НВ вертолета Ми-28, оснащенная тензорезисторами напряжений, находилась на азимуте $\approx 130^\circ$, отсчитываемом от хвостовой балки вертолета по часовой стрелке при виде на вертолет сверху (в обозначениях рисунка 38 – $\varphi = -130^\circ$), и согласно расчетам подвергалась условному ветровому воздействию со скоростью $V_{\text{ветра}} = 8,57$ м/с под углом $\Psi_{\text{ветра}} = 8^\circ$.

При выполнении эксперимента, в заданном контрольном сечении лопасти (на относительном радиусе $\bar{r} = 0,151$), определялись напряжения изгиба в плоскости наименьшей жесткости. При выполнении расчета напряжений использовался модуль упругости $E = 22800$ Н/мм². Зависимости полученных в эксперименте напряжений от времени, возникающих в лопасти НВ при рассматриваемом случае нагружения, в сравнении с расчетными максимальными

значениями напряжений, полученными для порыва ветра условной скорости ветра $V_{\text{ветра}} = 8,57 \text{ м/с}$ при углах $\theta_0 = -15^\circ$ и $\theta_0 = 10^\circ$, приведены на рисунке 40.

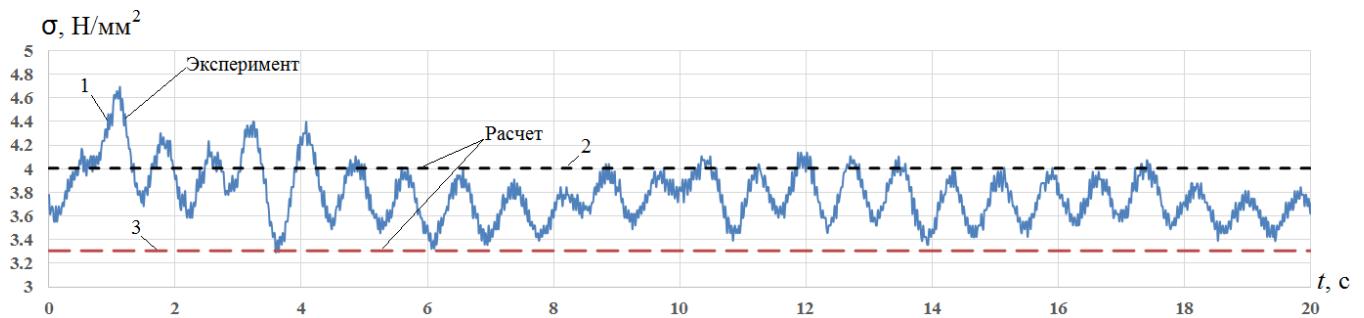


Рисунок 40 – Сравнение напряжений в лопасти НВ вертолета Ми-28, полученных экспериментальным и расчетным способами: 1 – эксперимент; 2 – расчет при $\theta_0 = -15^\circ$; 3 – расчет при $\theta_0 = 10^\circ$

На основе анализа полученных результатов можно судить об удовлетворительном совпадении результатов численного динамического расчета напряжений в лопасти и экспериментальных данных.

В заключение, по Главе 2 необходимо отметить следующее.

1. Получены нелинейные дифференциальные уравнения в частных производных, описывающие движение зашвартованной и незашвартованной лопасти при нестационарном воздействии ветра.

2. Предложен метод расчета напряжений в зашвартованных и незашвартованных лопастях вертолета, обдуваемых ветровым потоком.

3. Возникающие в лопасти напряжения, в случае ее нагружения ветровым потоком, могут значительно превышать напряжения, возникающие в ней под действием массовых сил, и должны учитываться при ее проектировании.

4. Значительные величины напряжений, вызываемые ветром, а также факт нахождения вертолета в стояночном положении, в течении более чем 80% времени эксплуатации, обязывают разработчиков вертолетной техники учитывать случаи воздействия ветра при определении ресурса лопасти.

5. Установлена возможность появления динамической неустойчивости зашвартованной и не зашвартованной лопасти несущего винта вертолета под действием ветра на стоянке.

6. В эксплуатационном диапазоне скоростей ветра, наиболее опасной является главная область неустойчивости, а вторая и тем более третья области неустойчивости, ввиду наличия затухания, практически не реализуются.

7. При проектировании лопастей несущего винта, на этапе поверочных расчетов, необходимо выполнять проверку на динамическую устойчивость, и при необходимости выполнять отстройку.

8. Колебания лопасти при действии ветра во время пребывания вертолета на стоянке могут быть причиной расходования значительной части ее ресурса.

9. Расход ресурса лопасти на стоянке зависит не только от среднегодовой скорости ветра, но также от его временной изменчивости, требующей рассмотрения скорости ветра как случайного процесса, коррелированного во времени.

10. Для мест эксплуатации с небольшими среднегодовыми скоростями и изменчивостью ветра расчет полетного ресурса лопасти может проводиться без учета ветра на стоянке.

11. Для получения требуемой величины ресурса лопасти, при эксплуатации вертолета в местах с большими среднегодовыми скоростями и изменчивостью ветра, необходимо ограничивать либо срок службы лопасти, учитывая результаты расчета ресурса с учетом ветра, либо допустимый эксплуатационный диапазон скоростей ветра.

12. Срок службы лопастей можно увеличить за счет использования штатной швартовки лопастей на стоянке вертолета.

13. Получена удовлетворительная сходимость результатов численных динаических расчетов напряжений в лопасти с экспериментальными данными.

ГЛАВА 3. МЕТОД ПРОЕКТИРОВАНИЯ ЛОПАСТЕЙ НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЕТА, УЧИТЫВАЮЩИЙ ВЕТРОВОЕ ВОЗДЕЙСТВИЕ ОКРУЖАЮЩЕЙ СРЕДЫ

Развитие методов проектирования обуславливает правило постоянного повышения количества и качества учитываемых связей между элементами технической системы.

Специфика настоящей работы заключается в учете явлений ветрового нагружения при проектировании лопастей НВ вертолета. Используемые ныне методы проектирования лопастей не содержат достаточных формализованных требований, обеспечивающих безопасную эксплуатацию лопастей в условиях ветрового воздействия. Отсюда и возникающие из-за ветра повреждения лопастей в эксплуатации: изгиб лонжерона с появлением остаточных деформаций, вплоть до его разрушения; появления гофров на хвостовых отсеках; касания лопастью поверхности взлетно-посадочной полосы или хвостовой балки, других элементов фюзеляжа. Такие лопасти, как и весь комплект, к которому они принадлежат, в своем большинстве, отстраняются от эксплуатации.

В настоящее время задача защиты ЛНВ от повреждений, связанных с воздействием ветра на стоянке может быть решена. Исследованы основные факторы явлений ветрового нагружения, влияющие на характеристики статической и усталостной прочности лопастей, их динамическую и статическую устойчивость [3, 34, 78-101].

3.1 Требования к лопастям при проектировании

Процесс создания ЛНВ выполняется в определенной последовательности. На начальных этапах проектирования выбираются основные параметры несущего винта, такие как: диаметр, количество лопастей, заполнение, окружная скорость вращения. Далее – аэродинамическая компоновка лопасти (внешний облик лопасти): выбор форм в плане; формы профилей сечений; распределение крутки по радиусу лопасти. После чего определяются предельные углы отклонения лопасти при управлении вертолетом на всех расчетных режимах его полета. Этих данных обычно достаточно для начала конструирования лопасти. Этап конструирования лопасти состоит из итерационно повторяющихся проектировочных и проверочных расчетов. В ходе проектировочных расчетов происходит выбор материалов конструктивных элементов лопасти, формы лонжерона с учетом предшествующего опыта и действующих конструкторско-технологических и эксплуатационных ограничений; формирование сечений лонжерона по хорде и радиусу лопасти на основе статического расчета лопасти. Проверочные расчеты предполагают корректировку массово-жесткостных характеристик лопасти с целью отстройки от резонанса на рабочих частотах вращения НВ и обеспечения достаточных запасов аэроупругой устойчивости (расчетные виды флаттера, дивергенция, «земной» резонанс). Параллельно этому идет конструирование втулки НВ, так как параметры втулки НВ непосредственно влияют на характеристики лопастей НВ при их проектировании. Наиболее значимы для лопасти такие параметры втулки НВ, как: тип втулки (жесткая, шарнирная и т.п.), геометрическое расположение шарниров (или их аналогов), кинематическая схема втулки с учетом заданной гистограммы углов отклонения лопастей и требований эксплуатации (складывание лопастей на стоянке, расположение ограничителей свеса и взмаха лопасти и т.п.), массово-жесткостные характеристики, тип демпфера вертикального шарнира (или его аналога).

Конструкция лопастей должна обеспечивать заданные характеристики аэродинамического контура и балансировку в пределах, которые позволяют

эксплуатировать вертолет с учетом установленных ограничений, ресурсов и сроков службы.

Учет воздействия ветра на стоянке вносит необходимость учета дополнительных требований:

1. Напряжения, действующие в сечениях лопасти на стоянке от массовых сил лопасти и ветрового нагружения, не должны превышать допустимых значений:

- при изгибе лопасти вверх (с учетом швартовки и без ее учета);
- при изгибе лопасти вниз.

2. Должны быть обеспечены:

- статический прогиб конца лопасти на стоянке, не превышающий возможного по конструктивным соображениям, под действием массовых сил лопасти и ветрового нагружения (нижней границей может быть безопасное расстояние от конца лопасти до элементов планера вертолета, например, до его хвостовой балки, или расстояние до земли, в случае стояночного расположения лопастей по азимутам, при нахождении на которых, исключается возможность их траекторного пересечения с любыми элементами планера вертолета);

- статическая устойчивость лопасти в стояночном положении вертолета в эксплуатационном диапазоне скоростей ветра;

- отстройка от резонансных вынужденных колебаний на стоянке под действием ветра;

- динамическая устойчивость лопасти в эксплуатационном диапазоне частот и скоростей ветра;

- приемлемый уровень динамических напряжений в лопасти несущего винта при нестационарном воздействии ветра;

- требуемый безопасный полетный ресурс лопастей несущего винта вертолета, с учетом ветровых воздействий в предполагаемых местах его эксплуатации (базирования).

3.2 Алгоритм проектирования лопастей несущего винта вертолета с учетом явлений ветрового нагружения

Алгоритм предлагаемого метода проектирования лопастей НВ, учитывающий явления ветрового нагружения зашвартованных и незашвартованных лопастей на стоянке вертолета (блоки выделены красным цветом штриховой линией) в виде блок-схемы приведен на рисунке 41. Отметим, что данная схема, для простоты и наглядности, не содержит блоков отвечающих за оптимизацию и активное управление лопастями. Эти блоки не являются обязательными и при необходимости могут быть добавлены проектантом лопастей самостоятельно исходя из целей, имеющегося опыта и принятой практики проектирования лопастей. Рассмотрим приведенную блок-схему проектирования ЛНВ более подробно.

Первый этап создания новой лопасти заканчивается, когда выбраны параметры вертолета и сформировано техническое задание на проектирование лопасти. После получения технического задания на проектирование лопасти проводится его всесторонний анализ.

В техническом задании выделяются группы, влияющие на конструктивно - технологическую схему лопасти. Таких групп можно выделить три:

- геометрические параметры лопасти;
- жесткостные параметры лопасти;
- специальные требования к конструкции лопасти.

К геометрическим параметрам лопасти относятся:

- удлинение лопасти;
- форма лопасти в плане;
- типы применяемых аэродинамических профилей;
- закон изменения относительных толщин профилей по радиусу лопасти;
- закон изменения и величина геометрической крутки лопасти;
- величина геометрического прогиба.

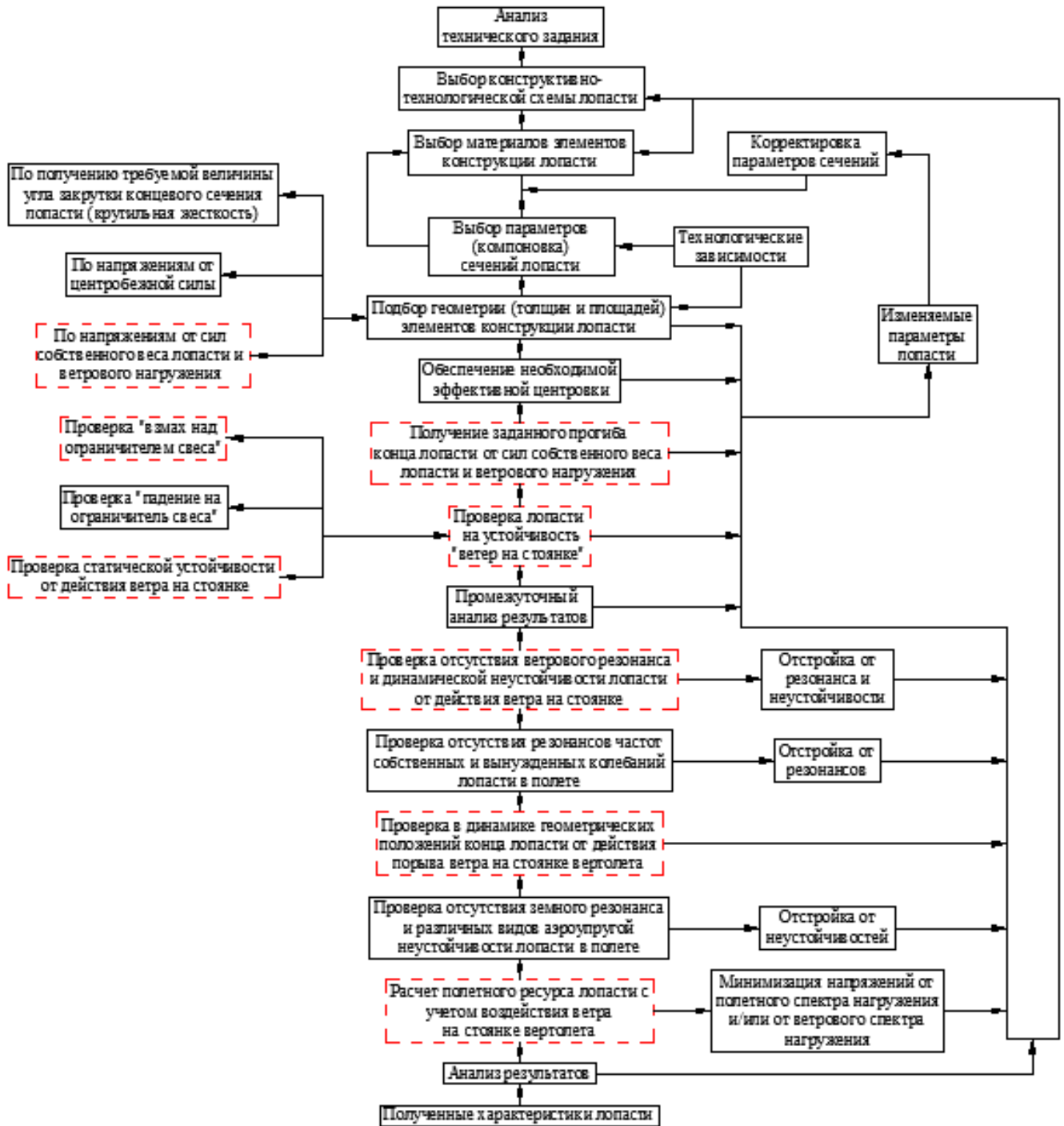


Рисунок 41 – Блок-схема алгоритма проектирования лопастей несущего винта вертолета с учетом явлений ветрового нагружения

В качестве особых требований, помимо прочего, в части воздействия ветра на стоянке, необходимо прописывать: предполагаемую географию мест эксплуатации (базирования) с указанием относительной продолжительности

нахождения вертолета на каждом из них; требуемые ресурс и срок службы лопастей; значения скоростей ветра, с учетом запасов, при которых должна быть гарантирована безопасная эксплуатация вертолета в условиях ветра. Общие соображения о назначении запасов по значениям скоростей ветра в связи с наличием явлений аэроупругости изложены в [35].

Далее, на этапе проектирования можно выделить два подэтапа - работы, выполняемые на уровне эскизного проекта, и работы, выполняемые на уровне технического проекта. В эскизный проект входят качественный и количественный этап, а в технический проект - конструкторский и технологический. На этапе качественного проектирования определяется качественная структура лопасти, то есть ее конструктивно - технологическая схема, выбираются материалы элементов конструкции лопасти. После того, как определены исходные характеристики материала, приступают к выбору допустимых напряжений. В основу выбора допустимых напряжений ПКМ положено свойство монолитности. Начало потери монолитности характеризуется пределом монолитности σ_m . Для изотропных материалов (металлов) допустимые напряжения в большинстве случаев соответствуют пределу пропорциональности $\sigma_{0,2}$. На этапе количественного проектирования для схемы конструкции лопасти, выбранной на предыдущем этапе, определяются количественные параметры элементов конструкции лопасти, удовлетворяющие требованиям технического задания. На каждом из этапов количественного проектирования можно проводить оптимизацию выбора параметров конструкции по критериям оптимизации [13-15, 19, 22, 27].

Дальнейший процесс проектирования состоит из итерационно повторяющихся проектировочных и поверочных расчетов. Первые включают в себя расчеты, связанные с выбором первоначальных параметров сечений лопасти, выбором параметров по результатам статического расчета и выбором параметров лопасти по результатам расчета частот. Процесс проектирования алгоритмически выполняется последовательно.

Возможные методы определения первоначальных параметров сечения лопасти приведены в работах [13-15]. Основные ограничения, которым должны удовлетворять параметры сечения, следующие:

- прогиб панелей лонжерона не должен превышать заданной величины, т.е. $Y \leq [Y]$;

- положение центра тяжести сечения лопасти должно находиться в заданных пределах, т.е. $[\bar{X}_{цт1}] \leq \bar{X}_{цт} \leq [\bar{X}_{цт2}]$;

- положение центра жесткости сечения лопасти должно находиться в заданных пределах, т.е. $[\bar{X}_{цж1}] \leq \bar{X}_{цж} \leq [\bar{X}_{цж2}]$;

- ширина лонжерона должна быть в заданных пределах, т.е. $[L_1] \leq L \leq [L_2]$.

Анализируя результаты этапа выбора предварительных параметров сечений лопасти можно значительно сузить поле поиска искомого варианта конструктивно - технологической схемы лопасти. После определения предварительных параметров сечений лопасти, осуществив подбор геометрии элементов конструкции, производят расчет массовых и геометрических характеристик сечений. К этим характеристикам относятся: погонная масса сечений лопасти q , произведение q сечения на величину равную размеру от нуля хорды до центра тяжести сечения по оси — q_x , приведенная площадь элементов сечения работающих на растяжение - сжатие F_{np} , моменты инерции в плоскости тяги I_x и вращения I_y , а также на кручение $I_{кр}$, моменты сопротивления изгибу в плоскости тяги W_x и вращения W_y . Далее переходят к выбору параметров сечений по результатам статического расчета.

Ниже приводится алгоритм выбора параметров лопасти на этапе проектировочного расчета.

1. Работу начинают с составления расчетной модели лопасти для статического расчета. Модель лопасти на этом этапе — совокупность рабочих сечений (всего n штук), которые располагаются по длине лопасти от комля до конца.

2. Производится расчет жесткости лопасти на кручение с предварительно выбранными толщинами элементов сечений. Угол закрутки концевое сечение лопасти от действия аэродинамических нагрузок и инерционных сил не должен превышать заданной величины, т.е. $\varphi(R) \leq [\varphi(R)]$. В случае невыполнения данного условия, выбираются новые толщины конструктивных элементов сечений, исходя из конструктивно - технологической схемы и технологических законов связи материала конструкции.

3. Производится расчет напряжений, действующих в силовом элементе от центробежной силы σ_N , и определяют радиус i -го сечения лопасти, начиная с которого $\sigma_{N_i} > [\sigma_N]$, где i – текущий номер сечения, $i=1..n$.

4. Определяются приращения площади силового элемента в узловой точке модели $\Delta F_i = F_i(\sigma_{N_i} - [\sigma_N]) / [\sigma_N]$. Исходя из конструктивно - технологической схемы и технологических законов связи материала конструкции, добавляют полученные значения ΔF_i . Изменяют модель лопасти с учетом измененных ΔF_i . Причем корректируются только площадь и погонная масса сечения. Расчет остальных характеристик сечения лопасти можно не производить. Обычно толщины по верхней и нижней полке лонжерона берутся одинаковыми, за исключением случаев, когда необходимо увеличить устойчивость нижней или верхней панели.

5. Производится повторный расчет напряжений от центробежной силы. Если условие $\sigma_{N_i} \leq [\sigma_N]$ не выполняется для каждого i -го сечения лопасти, то возвращаются к п. 4. Иначе, переходят к следующему блоку.

6. Вычисляются напряжения σ_{np}^6 , действующие в силовом элементе лопасти при прогибе под действием массовых сил и ветрового воздействия, и определяют радиус i -го сечения, начиная с которого напряжения больше допустимых $\sigma_{np_i}^6 > [\sigma_{np}]$. Расчет напряжений следует проводить для азимутального положения лопасти (обычно $\psi=135 \pm 15$ градусов) соответствующего минимальным значениям

предельной скорости ветра по условию прочности лонжерона лопасти, при углах атаки ветра $0, \pm 15$ градусов [5].

7. Определяют необходимые значения W_x сечения $W_{x_i} = M_{np_i}^6 / [\sigma_{np}]$, где $M_{np_i}^6$ – значение изгибающего момента от действия массовых сил и ветрового нагружения в i -м сечении лопасти. Производят повторный расчет напряжений $\sigma_{np_i}^6$, а также уточняются значение центробежной силы и напряжения σ_{N_i} от действия этой силы. В случае выполнения условий $\sigma_{N_i} \leq [\sigma_N]$ и $\sigma_{np_i}^6 \leq [\sigma_{np}]$ для каждого i -го сечения лопасти переходят к следующему блоку.

8. Выбирают параметры стыка комлевой части лопасти по центробежной силе, определенной на предыдущем этапе [25-27].

9. Производят расчет $\sigma_N = f(r)$ и $\sigma_{np}^6 = f(r)$, массы лопасти, эффективной центровки и геометрического свеса.

10. Определяют параметры противовеса по условию получения заданной эффективной центровки лопасти. Находятся поперечные размеры противовеса и его расположение по радиусу лопасти, что обеспечивает необходимую эффективную центровку. Этот расчет проводится после того, как стали известны распределения масс и жесткостей по радиусу лопасти, определены толщины и массы силовых и не силовых элементов. Параметры противовеса вычисляются таким образом, чтобы эффективная центровка не превышала предельно допустимую величину на данном этапе расчета и величину, необходимую для обеспечения заданного запаса по колебаниям типа флаттер на последующих этапах расчета.

11. Корректируют геометрический прогиб конца лопасти под заданный в техническом задании, если $y_R > [y_R]$. Уменьшение свеса осуществляют за счет увеличения W_x комлевых сечений лопасти (обычно до $\bar{r} = 0,4$). Изменение W_x целесообразно производить по рекомендациям пункта 7.

12. Проверка основного силового элемента лопасти на устойчивость включает в себя три расчета: - расчет нижней панели лонжерона лопасти на потерю устойчивости при падении лопасти на ограничитель свеса [5]; - расчет верхней панели лонжерона лопасти на потерю устойчивости при взмахе лопасти над нижним упором горизонтального шарнира, с учетом и без учета швартовки лопасти; - расчет статической устойчивости лопасти при действии ветра на стоянке. Если нижняя или верхняя панель теряет устойчивость, то в соответствующую панель добавляют материал и/или меняют схему армирования, в случае использования ПКМ. Также решение можно получить, изменяя ширину лонжерона, либо вводя его двухконтурность. Вопрос решается по минимуму приращению массы лопасти после проведения параметрических исследований.

13. Далее выполняется промежуточный анализ результатов и выполнение требований технического задания. В случае их выполнения переходят к следующему этапу проектирования. Иначе, например, в случае превышения заданной массы лопасти, необходимо вернуться к качественному этапу и определить путь дальнейшего проектирования: а) замена конструктивно - технологической схемы лопасти, б) переход на другие материалы с большими удельными характеристиками, в) одновременная замена материала и конструктивно - технологической схемы лопасти. В некоторых случаях бывает целесообразней рассмотреть вопрос об изменении геометрии несущего винта.

14. Выбор параметров лопасти на этапе расчета частот является заключительным среди проектировочных расчетов. Данный этап состоит из двух подэтапов включающих в себя расчеты, выполняемые для невращающейся и вращающейся лопастей. Полученные величины собственных частот для невращающейся лопасти определяют величины собственных частот вращающейся лопасти в рабочем диапазоне частот вращения несущего винта вертолета. Поэтому не имеет смысла выполнять расчеты для вращающейся лопасти и переходить к построению резонансной диаграммы пока не выполнены необходимые отстройки для невращающейся лопасти.

14.1 Для невращающейся лопасти выполняются расчет собственных частот с учетом типа винта и анализ отсутствия ветровых резонансов и динамической неустойчивости лопасти. Проверка величин запасов по резонансу и динамической устойчивости лопасти выполняется в эксплуатационном диапазоне частот и скоростей ветра для выбранных мест эксплуатации (базирования) вертолета. При этом в расчетах допускается учитывать частоты ветра вплоть до величины предельной частоты [73]. Расчетные частоты ветра, для каждого из выбранных мест эксплуатации (базирования) вертолета, могут быть определены согласно [74, 75]. Таким образом, сначала выполняются проверка и при необходимости отстройка от ветрового резонанса. Далее рассчитываются зоны динамической неустойчивости лопасти и делается вывод о наличии, либо отсутствии необходимого запаса по динамической устойчивости. При определении необходимых запасов по резонансам и устойчивости лопасти рекомендуется использовать соображения изложенные в [35]. В случае необходимости отстройки от резонансных колебаний и неустойчивости выполняется корректировка массово-жесткостных параметров лопасти.

14.2 Для вращающейся лопасти производится расчет частот с учетом типа винта, значений величины крутки и угла установки лопасти в осевом шарнире, затем строится резонансная диаграмма. Величина запаса по резонансу, определяемая как разница между номером ближайшей сверху (или снизу) гармоники аэродинамической силы и относительной собственной частотой рассматриваемого тона колебаний лопасти на рабочих оборотах несущего винта, во всем диапазоне углов установки, должна находиться в интервале $0,2 \dots 0,8$. Если частота какого либо тона лопасти находится у проходной гармоники [28], собственные частоты лопасти уточняются с учетом податливости основания. Проводят анализ резонансной диаграммы лопасти и определяют в зависимости от полученных результатов и типа винта пути исправления резонансной диаграммы, для получения необходимых запасов.

Этапом расчета частот заканчиваются проектировочные расчеты, после чего проводится целый комплекс поверочных расчетов на прочность. Поверочные

расчеты лопасти необходимы для проверки соответствия выбранных параметров лопасти и ее характеристик требованиям технического задания, а также оценки возможности ее безопасной эксплуатации в установленных диапазонах параметров ожидаемых условий эксплуатации. Ниже приводится алгоритм выбора параметров лопасти на этапе поверочных расчетов.

1. Выполняется проверка геометрических положений конца лопасти от действия порыва ветра на стоянке вертолета. В случае если, $y_R > [y_R]$, то корректируют геометрический прогиб конца лопасти под заданный в техническом задании.

2. Далее следуют проверки отсутствия земного резонанса вертолета и, если это необходимо, корректировка частоты первого тона собственных колебаний лопасти в плоскости вращения, а также проверки обеспечения достаточных запасов аэроупругой устойчивости (расчетные виды флаттера, дивергенция) [28, 29, 35]. Необходимый запас по эффективной центровке для заданной скорости полета обеспечивается корректировкой массы противовеса.

4. Определяется полетный ресурс лопасти с учетом воздействия ветра на стоянке вертолета, по методике, изложенной в разделе 3.3. Если расчетные напряжения не обеспечивают необходимую величину ресурса лопасти в пределах заданного техническим заданием срока службы лопасти, то происходит корректировка моментов инерции сечений лопасти, с целью минимизации напряжений от полетного спектра нагружения и/или ветрового спектра нагружения.

5. Предпоследним блоком алгоритма проектирования идет блок анализа результатов и определение дальнейшего пути проектирования. Анализ полученных результатов целесообразно проводить на каждом этапе проектирования. Целью анализа результатов проектирования является определение удовлетворения выбранных параметров конструкции лопасти требованиям техзадания. Если какое - либо требование не удовлетворяется, то выбирается новая конструктивно - технологическая схема лопасти, либо

принимается решение об использовании другого материала силового элемента, либо выносится предложение об изменении геометрии несущего винта.

6. После того, как в результате проектирования удастся удовлетворить требования техзадания, и утвержден эскизный проект – получены характеристики лопасти, приступают ко второму подэтапу проектирования и выполняют работы по конструктивной проработке узлов и деталей лопасти, заканчивающиеся выпуском конструкторской и технологической документации.

В заключение, по Главе 3 необходимо отметить следующее.

1. Описан процесс создания лопастей НВ вертолетов. Определены основные измеряемые параметры лопасти НВ как объекта проектирования. Показана необходимость учета технологических зависимостей при проектировании лопастей.

2. Рассмотрены существующие требования, предъявляемые к проектируемым лопастям НВ, и сформулированы дополнительные требования, обусловленные явлениями их ветрового нагружения на стоянке вертолета.

3. Разработан и описан метод проектирования лопастей НВ с учетом воздействия ветра на стоянке.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработан метод проектирования лопастей несущего винта вертолета с учетом ветрового воздействия, обеспечивающий их безопасную эксплуатацию в различных природно-климатических условиях, в том числе Арктической зоне. Диссертация является научно-квалификационной работой, в которой содержится решение научной задачи, изложены новые научно обоснованные технические решения и разработки, имеющие существенное значение для развития авиационной промышленности страны. Достоверность полученных результатов подтверждена удовлетворительным совпадением результатов численных экспериментов с данными испытаний натурных лопастей несущего винта. Практическая значимость работы подтверждена внедрением результатов исследований в АО «Национальный центр вертолетостроения им. М.Л. Миля и Н.И. Камова» и АО «ЮТэйр-Инжиниринг».

В ходе исследований решены следующие задачи:

1. Исследованы статическая и динамическая устойчивости лопасти несущего винта вертолета, находящейся на стоянке под воздействием ветра. Установлена возможность потери устойчивости невращающихся лопастей под воздействием ветра.

2. Разработаны методы определения параметров напряженно-деформированного состояния зашвартованной и незашвартованной лопастей несущего винта при стационарном и нестационарном воздействиях ветра на основе линейной и нелинейной моделей нагружения. Подтверждена необходимость учета напряжений в лопасти, возникающих под действием ветра, при ее проектировании.

3. Разработан метод определения полетного ресурса лопастей несущего винта вертолета с учетом ветрового спектра нагружения на стоянке вертолета. Установлено, что на величину ресурса лопастей влияет их ветровое нагружение на стоянке вертолета.

4. Сформулированы дополнительные требования к лопастям несущего винта вертолета, предназначенным для эксплуатации в условиях ветра. Среди них, на итоговые массово-жесткостные параметры лопасти в большей степени влияют требования не превышения допустимых величин напряжений и прогибов конца лопасти.

5. Дополнены существующие в практике ОКБ алгоритмы проектирования лопастей несущего винта в части учета дополнительных требований ветрового нагружения. Учет новых требований, обусловленных воздействием ветра на стоянке вертолета, не приводит к существенному усложнению существующей процедуры проектирования лопастей.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Артамонов Б.Л., Заграничнов А.С., Лисовинов А.В. Тяжелый вертолет для арктической транспортной системы// Вестник Московского авиационного института. – 2021. – Т.28. №2. – С. 52-66.
2. Елистратов В.В., Кузнецов М.В. Теоретические основы нетрадиционной и возобновляемой энергетики. Ч. 1. Определение ветроэнергетических ресурсов региона. Методические указания. – СПб.: Изд-во СПбГПУ, 2003. – 55 с.
3. Каргаев М.В. Анализ влияния ветра на эксплуатационные характеристики лопастей несущего винта вертолета. Молодежь. Техника. Космос: труды двенадцатой общерос. молодежн. науч.-техн. конф. В 4 т. Т. 1. – СПб.: Балт. гос. техн. ун-т, 2020. – С. 150-154.
4. Руководство для конструкторов вертолетов. Издание бюро научной информации ЦАГИ, 1962. – 50 с.
5. Нормы летной годности гражданских вертолетов СССР. Межведомственная комиссия по нормам летной годности гражданских самолетов и вертолетов СССР, 1987. – 411 с.
6. Авиационные правила Часть 29. – М.: ОАО «Авиаиздат», 2003. – 130 с.
7. Advisory circular 29-2C. Certification of transport category rotorcraft. – US Department of Transportation, 2016. – 1389 p. .
8. Богданов Ю.С., Скулков Д.Д. Выбор упруго-массовых характеристик при автоматизированном проектировании лопасти несущего винта вертолета: Учебное пособие для курсового и дипломного проектирования. – М.: МАИ, 1986. – 19 с.
9. Тищенко М.Н., Некрасов А.В., Радин А.С. Вертолеты. Выбор параметров при проектировании. – М.: Машиностроение, 1976. – 368 с.
10. Вертолеты: Труды ОКБ МВЗ им. М.Л. Миля / Кол. Авторы под ред. А.Г. Самусенко. – М.: Машиностроение / Машиностроение – Полет, 2010. – 392 с.
11. Павленко Н.С. Метод расчета жесткостных и массовых характеристик сечения лопасти несущего винта вертолета. В кн.: Методы математического моделирования при проектировании вертолетов. – М.: МАИ, 1989.

12. Пчелкин В.М., Павленко Н.С. Вариант алгоритма оптимизации упругомассовых характеристик лопасти несущего винта вертолета. В кн.: Оптимизация параметров и конструктивных решений при проектировании транспортных вертолетов. – М.: Машиностроение, 1976.
13. Бондаренко В.С. Предварительный выбор параметров сечения лопасти с одноконтурным лонжероном. Труды вторых научных чтений, посвященных памяти академика Б.Н. Юрьева. – М.: ИИЕТ АН СССР, 1988. – 138 с.
14. Бондаренко В.С. Общие вопросы автоматизации проектирования лопасти несущего винта вертолета. Проблемы проектирования вертолетов народнохозяйственного применения: Тем. сб. науч. тр. – М.: МАИ, 1986. – С. 21–29.
15. Бондаренко В.С. О выборе схемы армирования силового элемента конструкции лопасти. Труды чтений памяти академика Б.Н. Юрьева. – М.: МАИ, 1984. – С. 196-201.
16. Бурцев Б.Н. Вопросы системного проектирования несущих винтов. Труды чтений памяти академика Б.Н. Юрьева. – М.: МАИ, 1984. – С. 179-185.
17. Cesnik CES, Hodges DH. VABS: a new concept for composite rotor blade cross-sectional modeling// Journal of the American Helicopter Society. – 1997, – Vol. 42. – P. 27-38.
18. Amoozgar, M. R., Shaw, A. D., Zhang, J., Wang, C., and Friswell, M. I. Lag-twist coupling sensitivity and design for a composite blade cross-section with D-spar// Aerospace Science and Technology. – 2019, Vol. 91. – P. 539-547.
19. Visweswaraiyah SB, Ghiasi H, Pasini D, Lessard L. Multi-objective optimization of a composite rotor blade cross-section// Composite Structures. – 2013, –Vol. 96. – P. 75-81.
20. Lemanski, S. L., Weaver, P. M., and Hill, G. F. J. Design of Composite Helicopter Rotor Blades to Meet Given Cross-Sectional Properties// Aeronautical Journal. – 2005, – Vol. 109. – P. 471-475.
21. Li, L., Volovoi, V. V., and Hodges, D. H. Cross-Sectional Design of Composite Rotor Blades//Journal of the American Helicopter Society. – 2008, – Vol. 53, №. 3. – P. 240–251.
22. Pflumm, T., Garre, W., and Hajek, M. A Preprocessor for Parametric Composite Rotor Blade Cross-Sections//44th European Rotorcraft Forum 2018, ERF 2018, – 2018. – P. 1223-1232.

23. Pflumm T., Rex W., Hajek M. Propagation of material and manufacturing uncertainties in composite helicopter rotor blades// 45th European Rotorcraft Forum 2019. Proceedings of a meeting held 17-20 September 2019. – 2019. – Vol. 2. – P. 1295-1313.
24. Amoozgar, M. R., Shaw, A. D., Zhang, J., Wang, C., and Friswell, M. I. Cross-sectional design of a composite rotor blade for twist morphing// 6th Aircraft Structure Design At: Bristol, United Kingdom October 2018.
25. Бурцев Б.Н., Тютюнников Н.П. Особенности напряженно-деформированного состояния комлевой части лопасти несущего винта// Механика композиционных материалов и конструкций. – 2012. – Т. 18, № 14. – С. 552-561.
26. Тютюнников Н.П. К вопросу о выборе размеров и расположения отверстий узла крепления композитной лопасти несущего винта// Механика композиционных материалов и конструкций. – 2018. – Т. 24, № 3. – С. 349-361.
27. Ларионова А.А., Дудченко А.А. Оптимизация узла крепления композитной лопасти несущего винта вертолета с учетом условий долговечности// Конструкции из композиционных материалов. – 2019. – № 4. – С. 8-16.
28. Миль М.Л., Некрасов А.В., Браверман А.С., Гродко Л.Н., Лейканд М.А. Вертолёты, расчёт и проектирование: в 2 томах. – М.: Машиностроение, 1966/1967. – (457+424) с.
29. Михеев Р.А. Прочность вертолётов: Учебник для авиационных специальностей втузов. – М.: Машиностроение, 1984. – 280 с.
30. Бугаков И.С., Неделько Д.В., Шувалов В.А. Вероятностный подход к определению коэффициента безопасности для конструкции вертолета на различных этапах его жизненного цикла// Ученые записки ЦАГИ. – 2019. – Т. 50, № 4. – С. 89-94.
31. Михайлов С.А., Мухаметшин Т.А., Неделько Д.В., Дворянкин А.В. Вопросы комплексного обеспечения безопасности эксплуатации вертолета с учетом фактического расходования его ресурса// Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. – 2012. – № 4. – С. 19-22.

32. Михайлов С.А., Николаев Е.И., Гарипов А.О. Вывод уравнений колебаний лопасти несущего винта с учетом пространственного движения вертолета// Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. –2005. – № 2. – С. 3-7.
33. Гирфанов А.М. Математическая модель сложного пространственного деформирования лопасти несущего винта при произвольном движении вертолета// Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королева. – 2009. – № 4. – С. 26-34.
34. Братухина А.И., Павленко Н.С. Методы расчета несущих винтов вертолета: Учебное пособие. – М.: Изд-во МАИ, 1996. – 44 с.
35. Амирьянц Г.А., Зиченков М.Ч., Калабухов С.И. и др. Аэроупругость/ под ред. П.Г. Карклэ. – М.: Инновационное машиностроение, 2019. – 632 с.
36. Бисплингхофф Р.Л., Эшли Х., Халфман Р.Л. Аэроупругость. / Перевод Э.И. Григолюка. – М.: Изд-во иностранной литературы, 1958. – 801 с.
37. Болотин В.В. Динамическая устойчивость упругих систем. – М.: Гостехиздат, 1956. – 600 с.
38. Вибрации в технике. Справочник в 6 т. Т. 1. Колебания линейных систем. Под ред. В.В. Болотина. – М.: Машиностроение, 1978. – 352 с.
39. Амирьянц Г.А. Теоретическое определение влияния упругости и распределения масс конструкции на некоторые аэродинамические характеристики самолёта в квазиустановившемся движении. // Уч. записки ЦАГИ. – 1976. – Т.10, № 1. – С. 55-63.
40. Амирьянц Г.А., Токарь В.Л. О критической скорости дивергенции. // Уч. записки ЦАГИ. – 1995. – Т. 26, № 3. – С. 147-154.
41. Мазур В.В., Турчанников Г.И. Итерационный метод расчёта на прочность крыла самолёта с учётом влияния деформаций на распределение аэродинамических сил. // Уч. записки ЦАГИ. – 1985. – Т. 8, № 5. – С. 80-89.
42. Михайлов С.А., Николаев Е.И., Шилова Н.А. Математическая модель и численный метод расчета крутильно-махового флаттера лопастей несущего винта вертолета// Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. – 2004. – № 4. – С. 6-10.
43. Макаревский А.И., Чижов В.М. Основы прочности и аэроупругости летательных аппаратов. – М. Машиностроение, 1982. – 238 с.

44. Поповский В.Н., Фомин Г.М. Некоторые проблемы аэроупругости летательных аппаратов //Техника воздушного флота. – 2000. – Т. 74, № 6 . – С. 10-19.
45. Фершинг Г. Основы аэроупругости. / Пер. с нем. К.Ф. Плитта. – М.: Машиностроение, 1984. – 600 с.
46. Гришанина Т.В., Русских Н.М. Аэродинамические характеристики деформируемого профиля крыла при квазистационарном обтекании // Механика композиционных материалов и конструкций. – 2018. – Т.24, № 3. – С. 477-489.
47. Гришанина Т.В., Шклярчук Ф.Н. Динамика упругих управляемых конструкций. – М.: Изд-во МАИ, 2007. – 328 с.
48. Шклярчук Ф.Н. Аэроупругость самолета. – М.: Изд-во МАИ, 1985. – 77 с.
49. Johnson W. Rotorcraft Aeromechanics. – Cambridge University Press, 2013. – 927 p.
50. Johnson W. Helicopter theory. – Courier Dover Publications, 1994. – 1120 p.
51. Leishman J.G. Principles of Helicopter Aerodynamics. – Cambridge University Press, 2006. – 864 p.
52. Freidmann P.P., Rotary-Wing Aeroelasticity: Current Status and Future Trends, AIAA Journal. – 2004. – Vol.42, No10, – P.1953-1971.
53. Brocklehurst, A., and Barakos, G. N. A Review of Helicopter Rotor Blade Tip Shapes// Progress in Aerospace Sciences. – 2013. – Vol. 56. – P. 35–74.
54. Richard L. Bielawa. Rotary Wing Structural Dynamics and Aeroelasticity. – AIAA, Washington, DC, 2005. – 584 p.
55. Earl H. Dowell. A Modern Course in Aeroelasticity. – Springer, 5 th edition, 2015. – 700 p.
56. Игнаткин Ю.М. Сборник задач по курсу «Аэродинамический расчет вертолета»: Учеб. пособие. – М.: Изд-во МАИ, 1990. – 40 с.
57. Смирнов А.И. Аэроупругая устойчивость летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1980. – 232 с.
58. Колесников Г.А., Марков В.К., Михайлюк А.А. и др. Аэродинамика летательных аппаратов: Учебник для вузов / Под редакцией Г.А. Колесникова. – М.: Машиностроение, 1993. – 544 с.
59. Павлов Л.С. Обтекание центральных сечений скользящего прямоугольного крыла потоком несжимаемой жидкости. – М.: Изд. отдел ЦАГИ, 1974. – 26 с.

60. Радченко П.И. Круговая обдувка профиля НАСА 23012 в аэродинамической трубе Т-103Н ЦАГИ. – М.: Бюро науч. информации ЦАГИ, 1959. – 24 с.
61. Игнаткин Ю.М., Макеев П.В., Гревцов Б.С., Шомов А.И. Нелинейная лопастная вихревая теория винта и ее приложения для расчета аэродинамических характеристик несущих и рулевых винтов вертолета// Вестник Московского авиационного института. – 2009. – Т. 16, №5. – С. 24-31.
62. Игнаткин Ю.М., Макеев П.В., Шомов А.И. Численное моделирование аэродинамических характеристик несущего винта при висении вблизи земли в условиях экрана на базе нелинейной лопастной вихревой модели // Полет. – 2018. – № 6. – С. 68-76.
63. Артамонов Б.Л., Мойzych Е.И., Ивчин В.А. Моделирование кинематики управления лопастями шарнирного несущего винта вертолётa// Вестник Московского авиационного института. – 2010. – Т. 17, №4. – С. 5-16.
64. Пейн П.Р. Динамика и аэродинамика вертолётa. – М.: Оборонгиз, 1963. – 492 с.
65. Удалов С.Н. Возобновляемые источники энергии. – Н.: Изд-во НГТУ, 2014. – 459 с.
66. Булыгина О.Н., Коршунова Н.Н., Разуваев В.Н. Изменение режима ветра на территории России в последние десятилетия. – СПб.: Труды главной геофизической обсерватории им. А.И. Воейкова. – 2013. – Вып. 568. – С. 156-172.
67. ОСТ 1 02514-84 Модель турбулентности атмосферы. – М.: Стандартиформ, 1986. – 13 с.
68. Минин В.А., Никифорова Г.В. Районирование режимов повторяемости скоростей ветра в районах европейского севера России// Труды Кольского научного центра РАН. – 2018. – Т.9, №3-16. – С. 147-157.
69. Удалов С.Н. Моделирование ветроэнергетических установок и управление ими на основе нечёткой логики: монография/ С.Н. Удалов, В.З. Манусов. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2013. – 200 с.
70. Бобронников В.Т. Математическая модель автономной ветроэнергетической системы с учётом характеристик ветра как коррелированного случайного процесса// Известия РАН. Теория и системы управления. – 2013. – №5. – С. 114-125.

71. Абрамова Т.С., Бобронников В.Т., Кадочникова А.Р. Векторная модель ветра для анализа эффективности автономных ветроэнергетических систем// Известия РАН. Теория и системы управления. – 2016. – №3. – С. 76-83.
72. СП 20.13330.2016. Нагрузки и воздействия. Актуализированная редакция СНиП 2.01.07-85*. – М.: Стандартинформ, 2018. – 95 с.
73. Попов Н.А. Рекомендации по уточненному динамическому расчету зданий и сооружений на действие пульсационной составляющей ветровой нагрузки/ Н.А. Попов. – М.: Росстрой России, ЦНИИСК им. В.А. Кучеренко, ООО Еврософт. 2000. – 45 с.
74. Симиу Э. Воздействие ветра на сооружения/ Э. Симиу, Р. Сканлан; Пер. с англ. Б.Е. Маслова, А.В. Швецовоной. – М.: Стройиздат, 1984. – 358 с.
75. Бирбраер А.Н. Экстремальные воздействия на сооружения/ А.Н. Бирбраер, А.Ю. Роледер. – СПб.: Изд-во Политехн. ун-та, 2009. – 594 с.
76. Руководство по расчёту зданий и сооружений на действие ветра. – М.: Стройиздат, 1978. – 216 с.
77. Обухов С.Г., Плотников И.А., Сарсикеев Е.Ж. Динамическая модель продольной составляющей скорости ветра. – Пенза: ИД «Академия Естествознания», 2013. – 137 с.
78. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ 2020665763 Российская Федерация. Программа расчета критических скоростей потери статической устойчивости невращающейся лопасти несущего винта вертолета при воздействии ветра / М.В. Каргаев; заявитель и правообладатель М.В. Каргаев. – № 2020664908; заявл. 19.11.2020; опубл. 01.12.2020.
79. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ 2020610679 Российская Федерация. Программа расчета статических напряжений и изгибающих моментов в незашвартованной лопасти несущего винта вертолета при воздействии ветра, на базе линейной модели нагружения / М.В. Каргаев; заявитель и правообладатель АО «НЦВ Миль и Камов». – № 2019667592; заявл. 30.12.2019; опубл. 17.01.2020.
80. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ 2020665236 Российская Федерация. Программа расчета параметров статического

напряженно-деформированного состояния зашвартованной и незашвартованной лопасти несущего винта вертолета при воздействии ветра, на базе нелинейной модели нагружения / М.В. Каргаев; заявитель и правообладатель М.В. Каргаев. – № 2020664624; заявл. 05.11.2020; опубл. 24.11.2020.

81. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ 2020663721 Российская Федерация. Программа расчета параметров напряженно-деформированных состояний зашвартованной и незашвартованной лопасти несущего винта вертолета при нестационарном воздействии ветра, на базе нелинейной модели нагружения / М.В. Каргаев; заявитель и правообладатель М.В. Каргаев. – № 2020662830; заявл. 25.10.2020; опубл. 02.11.2020.

82. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ 2020665744 Российская Федерация. Программа расчета границ областей динамической неустойчивости, критических частот и коэффициентов возбуждения зашвартованной и незашвартованной лопасти несущего винта вертолета при гармоническом воздействии ветра / М.В. Каргаев; заявитель и правообладатель М.В. Каргаев. – № 2020664910; заявл. 19.11.2020; опубл. 30.11.2020.

83. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ 2020666087 Российская Федерация. Программа имитации горизонтальной составляющей скорости ветра и последующей схематизации ее реализации для рассматриваемого географического района / М.В. Каргаев; заявитель и правообладатель М.В. Каргаев. – № 2020665156; заявл. 23.11.2020; опубл. 04.12.2020.

84. Каргаев М.В., Мироненко Л.А. Статическая устойчивость незашвартованных лопастей несущего винта вертолета, находящегося на стоянке под воздействием ветра// Вестник Московского авиационного института. – 2018. – Т. 25, № 2. – С. 43-51.

85. Каргаев М.В., Мироненко Л.А. Расчёт изгибных напряжений в незашвартованной лопасти вертолётá обдуваемой ветровым потоком// Вестник Московского авиационного института. – 2018. – Т. 25, № 3. – С. 34-43.

86. Каргаев М.В. Расчёт напряжений в лопасти несущего винта вертолета на базе нелинейной модели нагружения при статическом воздействии ветра// Вестник Московского авиационного института. – 2019. – Т. 26, № 2. – С. 34-42.
87. Каргаев М.В. Расчет динамических напряжений в лопасти несущего винта вертолета на базе нелинейной модели нагружения при нестационарном воздействии ветра// Общероссийский научно-технический журнал «Полет». – 2020. – № 4. – С. 52 – 60.
88. Каргаев М.В. Динамическая устойчивость лопасти несущего винта вертолета при гармоническом воздействии ветра// Общероссийский научно-технический журнал «Полет». – 2020. – № 11. – С. 21 – 31.
89. Каргаев М.В. Расчет полетного ресурса лопасти несущего винта вертолета с учетом воздействия ветра на стоянке// Общероссийский научно-технический журнал «Полет». – 2021. – № 1. – С. 27 – 37.
90. Kargaev M.V., Ignatkin Yu.M. On the design of a helicopter rotor blades exposed to the wind flow// 45th European Rotorcraft Forum 2019. Proceedings of a meeting held 17-20 September 2019. – 2019. – Vol. 1. – P. 318-327.
91. Kargaev M.V., Ignatkin Yu.M. Design issues of dynamics of helicopter main rotor blades under the influence of wind in the parking lot// 46th European Rotorcraft Forum 2020. Proceedings of a meeting held 8-11 September 2020. – 2020. – Vol. 1. – P. 130-141.
92. Каргаев М.В. Особенности проектирования лопастей несущего винта арктического вертолета. Сборник тезисов работ международной научной конференции XLVII Гагаринские чтения 2021. – М.: Издательство «Перо», 2021. – С. 41-42.
93. Каргаев М.В. Динамическая прочность лопастей несущего винта вертолета в условиях наземной эксплуатации. 12-й Всероссийский конкурс «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики – 2020». 23-27 ноября 2020 года. Москва. Сборник аннотаций конкурсных работ. – М.: Типография «Логотип», 2020. – С. 191-192.
94. Каргаев М.В. Прогнозирование изменения полетного ресурса лопастей несущего винта вертолета, в связи с воздействием ветра на стоянке. 19-я Международная конференция «Авиация и космонавтика». 23-27 ноября 2020 года. Москва. Тезисы. – М.: Издательство «Перо», 2020. – С. 464-465.

95. Каргаев М.В. Определение областей динамической неустойчивости для лопасти несущего винта вертолета при гармоническом воздействии ветра. Г12 «Гагаринские чтения – 2020»: Сборник тезисов докладов. – М.: МАИ, 2020. – С. 66-67.
96. Каргаев М.В. Расчет динамических напряжений в лопасти несущего винта вертолета при действии ветра на стоянке. 18-я Международная конференция «Авиация и космонавтика – 2019». 18-22 ноября 2019 года. Москва. Тезисы. – М.: Типография «Логотип», 2019. – С. 20-21.
97. Каргаев М.В. Анализ эффективности швартовки лопастей несущего винта вертолета при статическом воздействии ветра. Г12 «Гагаринские чтения – 2019»: Сборник тезисов докладов. – М.: МАИ, 2019. – С. 51.
98. Каргаев М.В. Безопасная эксплуатация вертолетной техники в условиях ветрового воздействия. 10-й Всероссийский межотраслевой молодежный конкурс научно-технических работ и проектов «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики». Аннотации конкурсных работ. – М.: Моск. Авиационный ин-т (национальный исследовательский университет), 2018. – С. 57-58.
99. Каргаев М.В. Определение оптимального угла установки лопастей несущего винта вертолета, находящегося на стоянке, при статическом воздействии ветра. 17-я Международная конференция «Авиация и космонавтика – 2018». 19-23 ноября 2018 года. Москва. Тезисы. – М.: Типография «Люксор», 2018. – С. 25-26.
100. Каргаев М.В. К вопросу проектирования лопастей несущего винта вертолета, подверженных воздействию ветрового потока. Итоги диссертационных исследований. Том 2. – Материалы X Всероссийского конкурса молодых ученых. – М.: РАН, 2018. – С. 45-53.
101. Каргаев М.В., Мироненко Л.А. Расчёт напряжений в незашвартованной лопасти несущего винта вертолётa находящегося на стоянке, при статическом воздействии ветра. Гагаринские чтения – 2018: XLIV Международная молодёжная научная конференция: Сборник тезисов докладов. Том 1. – М.: Моск. Авиационный ин-т (национальный исследовательский университет), 2018. – С. 52.

102. Вольмир А.С. Устойчивость деформируемых систем. В 2 ч.: Учеб. пособие для бакалавриата и магистратуры. – 3-е изд., стер. – М.: Юрайт, 2018. – (526+480) с.
103. Гантмахер Ф.Р. Теория матриц. 2-е изд., доп. – М.: Наука, 1966. – 576 с.
104. Бате К., Вилсон Е. Численные методы анализа и метод конечных элементов. – М.: Стройиздат, 1982. – 448 с.
105. Светлицкий В.А. Механика гибких стержней и нитей. – М.: Машиностроение, 1978. – 222 с.
106. Брамвелл А.Р.С. Динамика вертолётов: Пер. с англ. / Пер. Т.П. Ампилова, Г.К. Жустрин. – М.: Машиностроение, 1982. – 368 с.
107. Беляев Н.М. Сопротивление материалов: Учебник. – М.: Наука, Гл. ред. физ.-мат. лит., 1976. – 608 с.
108. Петров В. В. Метод последовательных нагружений в нелинейной теории пластин и оболочек. – Саратов: Изд-во СГУ, 1975. – 118 с.
109. Петров В. В., Овчинников И. Г., Иноземцев В. К. Деформирование элементов конструкций из нелинейного равномодульного неоднородного материала. – Саратов: Изд-во СГУ, 1989. – 160 с.
110. Чумакова С. В., Пшенов Д. А., Шабанов Л. Е. К вопросу улучшения сходимости метода В. В. Петрова – метода последовательного возмущения параметров // Проблемы прочности элементов конструкций под действием нагрузок и рабочих сред: Межвуз. науч. сб. – Саратов: Изд-во СГТУ, 2002. – С. 61–64.
111. Биргер И.А., Шорр Б.Ф., Иосилевич Г.Б. Расчёт на прочность деталей машин: Справочник. – М.: Машиностроение, 1979. – 702 с.
112. Отчёт № 13-ЭИК-18 по результатам статических испытаний лопасти несущего винта 3701.2930.000.000 на наземные случаи нагружения (падение на ограничитель свеса и ветер на стоянке). – М.: АО «НЦВ Миль и Камов, 2020. – 504 с.
113. Тимошенко С.П., Янг Д.Х., Уивер У. Колебания в инженерном деле/пер. с англ. Л.Г. Корнейчука; под ред. Э.И. Григолюка. – М.: Машиностроение, 1985. – 472 с.
114. Юдаков А.А., Бойков В.Г. Численные методы интегрирования уравнений движения многокомпонентных механических систем, основанные на методах прямого интегрирования уравнений динамики метода конечных

- элементов//Вестник Удмуртского университета. Математика. Механика. Компьютерные науки. – 2013. – №1. – С. 131-144.
115. ГОСТ 25.101-83 Расчеты и испытания на прочность. Методы схематизации случайных процессов нагружения элементов машин и конструкций и статистического представления результатов. – М.: Стандартинформ, 1983. – 21 с.
116. Арепьев А.Н., Громов М.С., Шапкин В.С. Вопросы эксплуатационной живучести авиаконструкций. – М.: Воздушный транспорт, 2002. – 424 с.
117. Nieslony A. Determination of fragments of multiaxial service loading strongly influencing the fatigue of machine components // Mech. Syst. Signal Process. – 2009. – Vol. 23, № 8. – P. 2712-2721.
118. Downing S., Socie D. Simple rainflow counting algorithms // Int. J. Fatigue. – 1982. – Vol. 4, № 1. – P. 31-40.
119. Протокол №11 в части получения материалов для определения напряженно-деформированного состояния лопасти несущего винта 3701.2930.000.000 от ветрового потока на стоянке при невращающемся НВ. – М.: АО «НЦВ Миль и Камов, 2021. – 6 с.
120. Шайдаков В.И. Влияние близости земли на аэродинамические характеристики несущего винта вертолета при вертикальной посадке на режиме авторотации. В кн. «Аэродинамика вертолета». – М.: МАИ, 1972.

ПРИЛОЖЕНИЕ А.

Копии актов о внедрении результатов диссертационной работы



УТВЕРЖДАЮ

Технический директор
АО «ЮТэйр-Инжиниринг»

А.А. Санков

2021 г.

АКТ О ВНЕДРЕНИИ

результатов диссертационной работы

Каргаева Максима Владимировича на тему: «Метод проектирования лопастей несущего винта вертолёта с учетом ветрового воздействия»

Комиссия в составе:

Председатель комиссии:

– Начальник ИЦ ПЛГ ВС

Ю.А. Черных

Члены комиссии:

– Ведущий инженер по эксплуатации ВС ЭО ИЦ ПЛГ ВС

С.А. Костюкович

– Ведущий инженер ЭО ИЦ ПЛГ ВС

А.И. Файзиев

составила настоящий акт о том, что результаты диссертационной работы Каргаева Максима Владимировича «Метод проектирования лопастей несущего винта вертолёта с учётом ветрового воздействия», представленной к защите на соискание учёной степени кандидата технических наук по специальности 05.07.02 «Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов», использованы в качестве рекомендаций при разработке организационно-методических и нормативных основ по организации и проведению мероприятий по обеспечению безопасной эксплуатации лопастей несущих винтов вертолетов в условиях ветра, а также при проведении мероприятий по повышению квалификации лётного и инженерно-технического персонала АО «ЮТэйр-Вертолетные услуги» и специалистов АО «ЮТэйр-Инжиниринг».

Применение результатов диссертационной работы Каргаева М. В. позволяет:

- своевременно принимать меры по обеспечению сохранности лопастей несущего винта, в случае возможности превышения скоростей ветра их безопасных значений;
- обеспечивать безопасную эксплуатацию лопастей несущего винта вертолета в условиях ветрового воздействия;
- экономить на покупке новых комплектов лопастей, взамен вышедших из строя из-за ветра.

Председатель комиссии

Ю.А. Черных

Член комиссии

С.А. Костюкович

Член комиссии

А.И. Файзиев



УТВЕРЖДАЮ
 Исполнительный директор
 АО «НЦВ Миля и Камов»
 М.З. Короткевич
 «15» июня 2021 г.

АКТ О ВНЕДРЕНИИ

результатов диссертационной работы
 ведущего конструктора КБ-3.3 *Лопастей НВ и РВ* КБ-3 ОКБ «Ми»
 КАРГАЕВА Максима Владимировича
 «Метод проектирования лопастей несущего винта вертолёт
 с учётом ветрового воздействия»,
 представленной к защите на соискание ученой степени
 кандидата технических наук по специальности
 05.07.02 «Проектирование, конструкция и производство
 летательных аппаратов»

Президиум научно-технического совета АО «Национальный центр вертолетостроения им. М.Л. Миля и Н.И. Камова» (АО «НЦВ Миля и Камов») рассмотрев на своем заседании, состоявшемся 1 июня 2021 года, диссертационную работу ведущего конструктора КБ-3.3 Лопастей НВ и РВ КБ-3 ОКБ «Ми» Каргаева Максима Владимировича на тему «Метод проектирования лопастей несущего винта вертолёт с учётом ветрового воздействия», представленную к защите на соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности 05.07.02 «Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов», пришел к следующим выводам.

1. Разработанные в диссертации математические модели работы лопастей несущего винта в условиях ветрового нагружения обладают научной новизной и представляют практический интерес для АО «НЦВ Миля и Камов».

2. Лично автором диссертации под научным руководством доцента кафедры 102 "Проектирование вертолётов" МАИ, к.т.н. Игнаткина Ю.М разработаны и выносятся на защиту:

- аналитические зависимости для определения критических скоростей ветрового потока, при которых происходит потеря статической устойчивости незашвартованной лопасти несущего винта вертолёт, находящегося на стоянке под воздействием ветра;
- метод расчёта на базе линейной модели нагружения изгибных напряжений, изгибающих моментов и прогибов в сечениях незашвартованной лопасти при стационарном воздействии ветра;
- нелинейная математическая модель статического ветрового нагружения зашвартованной и незашвартованной лопасти несущего винта вертолёт и метод определения параметров напряжённо-деформированного

состояния (напряжений, изгибающих моментов, прогибов, удлинения и силы натяжения швартовочного троса) лопасти;

- нелинейная математическая модель нестационарного ветрового нагружения зашвартованной и незашвартованной лопасти несущего винта вертолёта и метод определения параметров напряжённо-деформированного состояния (напряжений, изгибающих моментов, прогибов) лопасти и (удлинений и сил натяжения) швартовочного троса;

- уравнения для определения амплитуд колебаний лопасти в пределах четных и нечетных областей динамической неустойчивости при гармоническом воздействии ветра;

- аналитические зависимости для расчета критических частот, коэффициентов возбуждения и границ главной и двух побочных областей динамической неустойчивости для зашвартованной и незашвартованной лопасти при гармоническом воздействии ветра;

- математическая модель и метод определения полетного ресурса лопастей несущего винта вертолёта, учитывающие, помимо полетного спектра нагружения, их ветровое нагружение на стоянке;

- дополнительные требования, предъявляемые к проектируемым лопастям несущего винта, обусловленные явлениями их ветрового нагружения на стоянке вертолёта;

- метод проектирования лопастей несущего винта вертолета, учитывающий дополнительные требования, обусловленные воздействием ветра на стоянке вертолёта;

- программы для ЭВМ, предназначенные для моделирования явлений ветрового нагружения зашвартованных и незашвартованных лопастей несущих винтов вертолётов;

- методика проведения эксперимента по определению воздействия ветра на лопасти стоящего вертолёта и обработки полученных результатов.

3. Разработанная и использованная Каргаевым М.В. при выполнении диссертации «Программа расчета статических напряжений и изгибающих моментов в незашвартованной лопасти несущего винта вертолета при воздействии ветра на базе линейной модели нагружения», имеет свидетельство о государственной регистрации № 2020610679 и принадлежит АО «НЦВ Миль и Камов».

4. Достоверность полученных автором диссертации результатов подтверждается совпадением численных экспериментов с данными испытаний натуральных лопастей несущего винта:

- на стенде под воздействием: собственного веса и дискретно распределенной нагрузки;

- на стоянке вертолета под воздействием ветровой нагрузки от стоящего рядом вертолета.

Экспериментальные работы проводились специалистами АО «НЦВ Миль и Камов». Каргаев М.В. осуществлял конструкторское сопровождение испытаний, а также обработку данных эксперимента и анализ полученных результатов.

5. Разработанные Каргаевым М.В. в процессе выполнения диссертации математические модели, методы, алгоритмы и результаты расчета явлений ветрового нагружения зашвартованных и незашвартованных лопастей несущего винта вертолѐта использованы в АО «НЦВ Миль и Камов» при:

- анализе случаев повреждения лопастей несущего винта вертолѐтов типа Ми-8, имевших место в эксплуатации из-за порывов ветра;
- выполнении этапа технического предложения по перспективному тяжелому вертолету в части проектирования лопастей несущего винта с учетом ветрового нагружения.

6. Планируется использовать разработанные Каргаевым М.В. математические модели, методы, алгоритмы и программы при проектировании лопастей несущего винта из полимерных композиционных материалов новой разработки.

Председатель НТС,
главный конструктор
вертолетной техники «Ми»



С.А. Новоселов

Ученый секретарь НТС



А.В. Мевшин