

Федеральное государственное автономное образовательное учреждение  
высшего образования «Московский физико-технический институт  
(национальный исследовательский университет)»

На правах рукописи

Овдиенко Максим Александрович

**ГЛИССИРОВАНИЕ МОРСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ  
АППАРАТОВ С ГИДРОДИНАМИЧЕСКОЙ МЕХАНИЗАЦИЕЙ**

Специальность 01.02.05  
«Механика жидкости, газа и плазмы»

Диссертация на соискание ученой степени  
Кандидата технических наук

Научный руководитель  
Кандидат технических наук  
Варюхин Антон Николаевич

Москва - 2019

## ОГЛАВЛЕНИЕ

ОГЛАВЛЕНИЕ .....	2
ВВЕДЕНИЕ.....	5
ГЛАВА 1. АНАЛИТИЧЕСКИЙ ОБЗОР СУЩЕСТВУЮЩИХ МЕТОДОВ ПОВЫШЕНИЯ МОРЕХОДНЫХ И ГИДРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ВОДНОГО БАЗИРОВАНИЯ.....	15
1.1. Обзор технических проблем возникающих при проектировании летательных аппаратов водного базирования .....	15
1.2. Обзор методов повышения мореходности ЛА водного базирования .....	19
1.2.1. Оптимизация корпуса лодки ЛА водного базирования .....	20
1.2.2. Снижение взлетно-посадочной скорости.....	26
1.2.1 Специальные устройства .....	26
1.2.2 Активные демпфирующие элементы .....	32
Выводы по Главе 1 .....	38
ГЛАВА 2. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ГЛИССИРОВАНИЯ МОДЕЛИ САМОЛЕТА-АМФИБИИ, ОСНАЩЕННОГО ГИДРОДИНАМИЧЕСКИМИ ИНТЕРЦЕПТОРАМИ .....	39
2.1. Формирование облика экспериментальной модели ЛА водного базирования.....	44
2.1.1. Оценка требований к экспериментальной модели.....	44
2.1.2. Оценка требований по нагрузкам для пластин интерцепторов .....	48
2.1.3. Оценка требований к сервоприводам .....	49
2.2. Разработка технических требований, предъявляемых к модели .....	50
2.3. Разработка технических требований к системе автоматического управления гидродинамическими интерцепторами .....	52
2.3.1. Объект регулирования .....	53
2.3.2. Особенности движения самолета-амфибии с гидродинамической механизацией на тихой воде и функции САУ при этом .....	55
2.3.3. Движение самолета-амфибии и функции САУ на волнении.....	56
2.3.4. Исполнительные приводы САУ .....	56
2.3.5. Измерительные элементы САУ и требования к ним .....	57
2.3.6. Структура САУ .....	57

2.3.7. Общие требования к САУ при проведении испытаний и к её разработке.....	59
2.4. Буксировочные испытания модели самолета-амфибии с неподвижными гидродинамическими интерцепторами .....	60
Выводы по Главе 2 .....	66
<b>ГЛАВА 3. РАЗРАБОТКА МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ И РАСЧЁТНОЙ МЕТОДКИ МОДЕЛИРОВАНИЯ ГЛИССИРОВАНИЯ МОРСКИХ ЛА .....</b>	<b>67</b>
3.1. Разработка и верификация методики моделирования глиссирования морских летательных аппаратов с помощью программных комплексов вычислительной гидродинамики .....	70
3.1.1 Моделирование входа килеватых тел в воду .....	70
3.1.2 Моделирование стационарного глиссирования плоскокилеватых тел на спокойной воде .....	73
3.1.3 Моделирование глиссирования плоскокилеватого тела в условиях регулярного волнения .....	84
3.1.4 Моделирование глиссирования плоскокилеватой пластины с гидродинамическим интерцептором .....	86
3.1.5 Выводы по разделу 3.1 .....	87
3.2. Математическая модель динамики глиссирования ЛА водного базирования.....	90
3.2.1 Постановка задачи .....	90
3.2.2 Задание профиля волны .....	93
3.2.3 Определение формы следа за первым реданом.....	96
3.2.4 Вертикальная сила в сечении .....	99
3.2.5 Поправка на продольное перетекание.....	105
3.2.6 Горизонтальная сила в сечении .....	107
3.2.7 Уравнения движения .....	109
3.2.8 Апробация модели глиссирования на имеющихся экспериментальных данных.....	110
3.2.9 Методология учета нагрузок от гидродинамического интерцептора и аэродинамического демпфера тангажа. ....	117
3.2.9 Выводы по разделу 3.2 .....	119
<b>ГЛАВА 4. РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ГЛИССИРОВАНИЯ МОДЕЛИ САМОЛЕТА-АМФИБИИ, ОСНАЩЕННОГО ГИДРОДИНАМИЧЕСКИМИ ИНТЕРЦЕПТОРАМИ .....</b>	<b>120</b>

4.1. Моделирование нестационарного глиссирования самолета-амфибии .....	120
4.1.1. Результаты расчётов глиссирования гидросамолета в условиях спокойной воды .....	121
4.1.2. Результаты расчётов динамики глиссирования самолета-амфибии в условиях регулярного волнения .....	128
4.1.3. Выводы по результатам моделирования нестационарного глиссирования.....	139
4.2. Численное моделирование глиссирования плоско-килеватой пластины оснащенной несимметричным гидродинамическим интерцептором с ненулевыми углами скольжения.....	142
4.2.1. Постановка задачи.....	142
4.2.2. Результаты численного моделирования глиссирования плоско-килеватой пластины с ненулевыми углами скольжения .....	146
4.2.3. Выводы по разделу 4.2 .....	148
ЗАКЛЮЧЕНИЕ .....	149
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.....	154

## ВВЕДЕНИЕ

**Актуальность темы исследования.** В настоящее время в мировом авиапарке гидроавиация занимает относительно малое место [1-4]. Тем не менее, актуальность развития данной отрасли чрезвычайно важна для нашей страны в силу следующих объективных причин. Во-первых, в России существует огромное количество малонаселенных регионов не обладающих аэродромной инфраструктурой. Их оперативное транспортное сообщение осуществляется вертолётами, что крайне дорого. Но в связи с обилием водоёмов гидроавиация могла бы решить эту проблему. Во-вторых, существует ряд важных задач, решение которых под силу только гидроавиации. Ярким примером тому служит уникальный самолёт-амфибия Бе-200, который на протяжении многих лет эффективно справляется с задачей пожаротушения [5]. В-третьих, морские летательные аппараты обеспечивают преимущество России в области национальной безопасности, т.к. наша страна имеет обширные морские границы. В связи, с текущей геополитической ситуацией в мире, интерес со стороны Министерства обороны РФ к таким аппаратам значительно возрос. За рубежом также активно занимаются этим направлением. Так Китай разрабатывает собственный тяжелый самолёт-амфибию AG-600 [6], который сейчас находится на стадии лётных испытаний.

Диссертационная работа посвящена исследованиям возможности и эффективности повышения мореходных характеристик летательных аппаратов водного базирования при сохранении или улучшении их гидродинамических характеристик за счет применения автоматически управляемой гидродинамической механизации, которая может быть установлена без существенных архитектурных изменений летательного аппарата. Под уровнем мореходности [7] летательного аппарата водного базирования имеется в виду возможность совершать взлёт и посадку при заданном уровне волнения. Под повышение уровня гидродинамических характеристики имеется ввиду снижение гидродинамического сопротивления и расширение диапазона устойчивого глиссирования. Уровень мореходности, наряду с уровнем гидродинамических

характеристик является одним из ключевых параметров, характеризующих совершенство летательного аппарата водного базирования [2].

Существующие и опробованные ранее методы повышения мореходных и гидродинамических характеристик летательных аппаратов водного базирования или исчерпали себя, или не могут быть применены по конструктивным и эксплуатационным соображениям (например, подводные крылья) [2]. В тоже время в ФГУП «ЦАГИ» М.Ю. Банниковым и В.А. Лукашевским в 70-е годы 20-го века были разработаны устройства активной гидродинамической механизации скоростных глиссирующих судов на основе гидродинамических интерцепторов [9, 10], которые доказали свою эффективность, но на летательных аппаратах ещё не применялись. Их использование на быстроходных судах позволило увеличить гидродинамическое качество, т.е. отношение веса судна к силе сопротивления, с 6,5 до 11 единиц. При этом в 1,5-2 раза были снижены амплитуды колебаний по углу дифферента и вертикальные перегрузки, в 6 раз снижены колебаний по углу крена [11]. Комплексы автоматически управляемых интерцепторов были внедрены и используются по сей день на таких проектах быстроходных судов, как «Мираж», «Мангуст», «Соболь» (ЦМКБ «Алмаз»), «А-145» (ООО «Агат-Дизайн Бюро») и других [12]. Эти устройства имеют малый вес и габариты, потребляют мало энергии. Поэтому весьма высоко оценивается вероятность повышения мореходных и гидродинамических характеристик летательных аппаратов водного базирования за счет установки на них подобной гидродинамической механизации (см. рисунок 0.1).

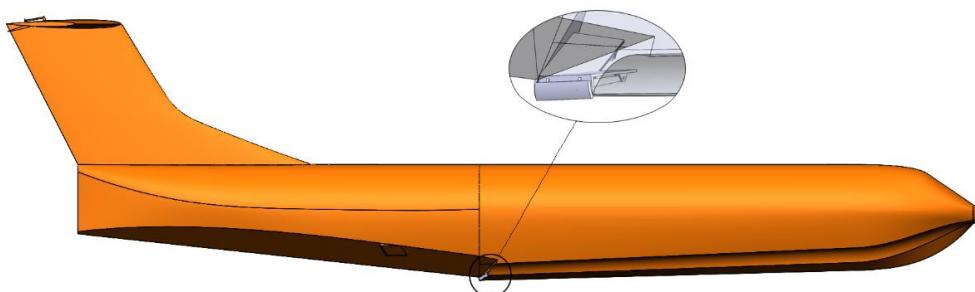


Рисунок 0.1 – Схема установки гидродинамических интерцепторов на поперечном редане фюзеляжа самолета-амфибии

**Целью** настоящей работы является обоснование возможности повышения мореходных и гидродинамических характеристик летательных аппаратов водного базирования с помощью автоматически управляемой гидродинамической механизации.

**Задачи**, решаемые в работы:

- разработка программы и методики испытаний динамики-подобной модели самолета-амфибии, оснащенной автоматически управляемыми гидродинамическими интерцепторами;
- испытания динамики-подобной модели самолета-амфибии, оснащенной неподвижными гидродинамическими интерцепторами в опытном бассейне;
- разработка и верификация методики численного моделирования глиссирования и быстрого входа килеватых тел в воду;
- численное моделирование глиссирования плоскокилеватого корпуса со скольжением с несимметрично выдвинутыми интерцепторами;
- разработка и верификация математической модели динамики глиссирования самолета-амфибии, оснащенного автоматически управляемыми гидродинамическими интерцепторами и аэrodинамическим демпфером тангажа в продольной плоскости летательного аппарата в условиях спокойной воды, регулярного и нерегулярного волнения;
- расчетное моделирование глиссирования самолета-амфибии, оснащенного автоматически управляемыми гидродинамическими интерцепторами и аэrodинамической механизацией в условиях спокойной воды и регулярного волнения.

**Научная новизна исследования** заключается в следующем:

1. Впервые была разработана программа и методика гидродинамических испытаний модели самолета-амфибии, оснащенной автоматически управляемыми гидродинамическими интерцепторами.

2. Впервые были проведены экспериментальные исследования глиссирования модели самолета-амфибии, оснащенного гидродинамическими интерцепторами [13, 14].

Впервые была разработана математическая модель динамики глиссирования летательного аппарата водного базирования, оснащенного автоматически управляемой гидродинамической механизацией [14 - 19].

3. Впервые были проведены исследования глиссирования летательного аппарата водного базирования, оснащенного автоматически управляемыми гидродинамическими интерцепторами в условиях регулярного волнения и спокойной воды [20].

### **Теоретическая и практическая значимость результатов работы.**

Теоретическая и практическая значимость состоит в том, что в работе была разработана и верифицирована на достоверных экспериментальных данных [21, 22] методика численного моделирования гидродинамического обтекания корпуса морского летательного аппарата на режиме глиссирования, основанная на решении системы уравнений Рейнольдса. Эта методика может быть использована для предварительных расчетов гидродинамических характеристик летательных аппаратов водного базирования, влияния на них интерцепторов, формы и положения редана.

Кроме этого была разработана математическая модель динамики глиссирования летательного аппарата водного базирования, оснащенного автоматически управляемыми гидродинамическими интерцепторами и аэродинамическим демпфером тангажа в условиях спокойной воды, регулярного и нерегулярного волнения, реализованная в виде программы для ЭВМ [14, 23, 24]. Эта матмодель может быть использована при разработке и отработке гидродинамической компоновки перспективных летательных аппаратов водного базирования для расчета гидродинамических сил и моментов, перегрузок, характера колебаний летательного аппарата при движении по воде в условиях волнения и спокойной воды, как с работающими интерцепторами, так и без них.

Также математическая модель глиссирования может быть использована в качестве математического обеспечения авиационных пилотажных комплексов.

**Методология исследования** основана на проведении гидродинамических модельных испытаний, численном трехмерном моделировании гидродинамических течений со свободными границами, разработке математической модели динамики глиссирования, её верификации и проведении расчетного моделирования.

### **Основные результаты работы, выносимые на защиту.**

- программа и методика испытаний динамически-подобной модели самолета-амфибии, оснащенной гидродинамическими интерцепторами;
- результаты испытаний модели самолета-амфибии, оснащённой неподвижными гидродинамическими интерцепторами в опытном бассейне;
- методики численного моделирования глиссирования и быстрого входа килеватых тел в воду;
- результаты верификации программного комплекса вычислительной гидродинамики для задач глиссирования и быстрого входа тел в воду;
- результаты численного моделирования глиссирования плоскокилеватого корпуса со скольжением с несимметрично выдвинутыми интерцепторами;
- математическая модель динамики глиссирования самолета-амфибии, оснащенного автоматически управляемыми гидродинамическими интерцепторами и аэrodинамическим демпфером тангажа в продольной плоскости в условиях нерегулярного волнения, и результаты верификации;
- результаты расчетного моделирования глиссирования самолета-амфибии, оснащенного автоматически управляемой гидродинамической механизацией в условиях спокойной воды и регулярного волнения.

### **Достоверность результатов.**

Достоверность результатов диссертационной работы подтверждается сравнением результатов расчетного моделирования с известными надежными экспериментальными данными, полученными другими авторами. Кроме этого,

результаты работы публиковались в ведущих российских и зарубежных изданиях, докладывались на различных профильных научных конференциях.

**Апробация работы.** Результаты работ по диссертации докладывались и обсуждались на:

- 12th International Conference on Fast Sea Transportation FAST- 2013, Amsterdam, 2-5 December – 2013;
- 10-я Международная выставка и научная конференция по гидроавиации «Гидроавиасалон-2014» (г. Геленджик, 2014 г.);
- 58-я конференция МФТИ «Современные проблемы фундаментальных и прикладных наук» (Долгопрудный – Жуковский, 2015 г.);
- 13th International Conference on Fast Sea Transportation (FAST-2015), Washington, DC, Sept. – 2015;
- 59-я конференция МФТИ «Современные проблемы фундаментальных и прикладных наук» (Долгопрудный – Жуковский, 2016 г.);
- 11-я Международная выставка и научная конференция по гидроавиации «Гидроавиасалон-2016» (г. Геленджик, 2016 г.);
- Научно-техническая конференция по аэrodинамике ЦАГИ, пос. Володарского, 2016 г.;
- 15th International Conference on Fast Sea Transportation (FAST-2017), Nantes-France, 2017;
- XII Международная летняя научная школа-конференция, посв. 155-летию со дня рождения академика А.Н. Крылова. – Чебоксары, 2018.

**Личный вклад автора** заключается в:

[20, 23, 24, 25, 26] - разработке алгоритмов и программная реализация математической модели продольной динамики глиссирования летательного аппарата водного базирования, оснащенного автоматически управляемой гидродинамической и аэродинамической механизацией.

[14] - разработке методики численного моделирования и верификации различных программных комплексов вычислительной гидродинамики для задач глиссирования и быстрого входа тел в воду;

[25, 27, 28, 29] - разработке программы и методики проведения испытаний модели самолета-амфибии, оснащенной гидродинамическими интерцепторами в опытном бассейне.

**Публикации.** Основные результаты диссертационной работы представлены в 16 опубликованных работах, в том числе 5 – в рецензируемых журналах из списка, рекомендуемого ВАК, 1 – в международном рецензируемом издании, индексируемого базами данных Scopus и Web of Science и 10 – в прочих изданиях. Кроме этого, автором было получено 3 свидетельства о государственной регистрации программы для ЭВМ и поданы 2 заявки на изобретение.

**Структура и объем работы.** Диссертационная работа состоит из введения, четырех глав, основных результатов, заключения и списка литературы, используемого автором, включающего 99 наименований. Диссертация изложена на 163 страницах машинописного текста, содержит 111 рисунков, 1 таблица.

### **Содержание работы**

**Во введении** представлен обзор работ по тематике диссертации, сформулированы цели и задачи диссертации, изложено содержание и основные результаты, сформулированы положения, выносимые на защиту, изложена новизна результатов, их практическое применение, перечислены аргументы, указывающие на достоверность результатов, полученных диссидентом в ходе проведенных расчетно-экспериментальных исследований по обоснованию возможности повышения мореходных и гидродинамических характеристик летательных аппаратов водного базирования с помощью автоматически управляемой гидродинамической механизации.

**В главе 1** сформулированы основные требования, предъявляемые к ЛА водного базирования, дается определение мореходности [2-7]. Приводится классификация и анализ существующих технических решений, направленных на улучшение этого параметра.

В конце главы делается вывод о том, что существующие методы повышения мореходных характеристик летательных аппаратов водного базирования, в том числе специальные устройства (подводные крылья, амортизированные элементы и пр.) практически исчерпали себя, и наиболее перспективным направлением является применение активной гидродинамической механизации. Предлагается использовать активную гидродинамическую механизацию на основе автоматически управляемых гидродинамических интерцепторов, установленных на днище лодки летательного аппарата водного базирования, по аналогии с интерцепторами, установленными на быстроходных глиссирующих судах, где они доказали свою высокую эффективность в повышении мореходности и снижения сопротивления.

**Глава 2** посвящена экспериментальным исследованиям модели ЛА водного базирования, оснащенного гидродинамическими интерцепторами. В разделе представлена программа и методика испытаний, требования и облик модели ЛА. Представлены результаты испытаний модели самолета-амфибии с неподвижными интерцепторами в опытном бассейне. Результаты подтверждают предположение, что гидродинамические интерцепторы, установленные на редане ЛА водного базирования, позволяют управлять его углом дифферента в процессе глиссирования и добиваться снижения сопротивления.

**Глава 3** посвящена разработке расчетных методов исследований глиссирования летательных аппаратов водного базирования. В работе использованы два альтернативных подхода.

Первый подход основан на численном трёхмерном моделировании течений со свободными границами, в частности, решались задачи глиссирования и быстрого входа клиновидных тел в воду. Для этого автором была разработана методика моделирования и была проведена верификация различных вычислительных комплексов, таких как Ansys CFX, Ansys Fluent, Star CCM+, отечественный продукт FlowVision, а также программа с открытым исходным кодом OpenFOAM с целью определения наиболее подходящего инструмента для решения задач гидродинамики течений со свободными границами. В качестве

тестовых, рассматривались базовые задачи глиссирования и входа в воду, для которых имеются надёжные экспериментальные данные.

Так как численное трёхмерное моделирование процессе нестационарного глиссирования требует больших временных и вычислительных ресурсов, автор применил второй подход, основанный на разработке упрощенной математической модели. Она позволяет моделировать динамику глиссирования в условиях волнения и спокойной воды в продольной вертикальной плоскости летательного аппарата.

Основой математической модели является расчет гидродинамических сил и моментов с помощью метода поперечных плоских сечений. Модель верифицирована на надёжных экспериментальных данных и позволяет моделировать динамику глиссирования летательного аппарата морского базирования в условиях спокойной воды, регулярного и нерегулярного волнения, моделировать различные алгоритмы управления гидродинамической и аэродинамической механизации. Основным её достоинством является высокая скорость расчета, позволяющая выдавать результаты в режиме реального времени с частотой 100-200 Гц.

На её реализацию в виде компьютерных программ в Роспатенте были получены свидетельства «на программу для ЭВМ» № 2018616919 и № 2015612428. На основе моделирования с помощью указанных программ была разработана компьютерная программа для системы автоматического управления гидродинамическими интерцепторами, на которую получено свидетельство № 2018616919.

**Глава 4** посвящена расчетным исследованиям влияния гидродинамических интерцепторов на гидродинамические и аэродинамические характеристики самолета-амфибии.

В первой части главы выполнены расчеты динамики глиссирования самолета-амфибии со следующими характеристиками: взлетная масса – 37т, момент инерции относительно центра масс –  $1150\text{т}^*\text{м}^2$ , ширина фюзеляжа в районе редана – 2,1м, площадь крыла – 112 $\text{м}^2$ , гидродинамическое удлинение фюзеляжа –

13,5, угол поперечной килеватости в районе редана –  $25^\circ$ , взлетная скорость –  $V_0 = 52 \text{ м/с}$ .

Приводятся результаты расчетов глиссирования в условиях спокойной воды. Показано, что в диапазоне скоростей  $V = 0,5 \div 0,8 V_0$ , наличие постоянного выдвинутого интерцептора, установленного на основном редане, позволяет управлять углом дифферента самолета, и тем самым добиваться наиболее выгодного с точки зрения минимизации сопротивления, режима движения. Также показано, что автоматическое управление интерцептором позволяет расширить диапазон устойчивого глиссирования.

Расчетные исследования глиссирования ЛА в условиях регулярного волнения показали, что использование автоматической системы управления гидродинамическими интерцепторами позволяет существенно снизить амплитуду колебаний и перегрузки. Наибольшую эффективность имеет одновременное применение аэродинамического демпфера тангажа и управляемых гидродинамических интерцепторов.

Во второй части главы 4, в программном комплексе OpenFoam были выполнены расчеты стационарного глиссирования плоско-килеватого корпуса с несимметрично выдвинутыми интерцепторами и ненулевыми углами скольжения. Из результатов моделирования следует, что несимметрично выдвинутые интерцепторы позволяют управлять траекторией движения летательного аппарата по курсу на режиме взлета и посадки, что может потребоваться в случае отказа двигателя или сильного бокового ветра в условиях ограниченного водоёма.

# ГЛАВА 1. АНАЛИТИЧЕСКИЙ ОБЗОР СУЩЕСТВУЮЩИХ МЕТОДОВ ПОВЫШЕНИЯ МОРЕХОДНЫХ И ГИДРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ВОДНОГО БАЗИРОВАНИЯ

## **1.1. Обзор технических проблем возникающих при проектировании летательных аппаратов водного базирования**

На заре авиации, летательные аппараты водного базирования были значительно более популярными чем сухопутные. Здесь сразу оговорим, что под летательными аппаратами (ЛА) водного базирования будем понимать гидросамолёты, самолеты-амфибии, экранопланы, то есть летательные аппараты, способные двигаться по воде на режиме глиссирования и имеющие глиссирующие остроскульные обводы днища, которые в дальнейшем мы будем называть «лодка». В те годы, их популярность обусловлена тем, что такие ЛА не требуют строительства специализированных взлётно-посадочных полос и могут эксплуатироваться на существующих водоемах.

К сожалению, это накладывает на ЛА водного базирования дополнительные требования по обеспечению высоких гидродинамических и мореходных характеристик [1-4, 30]. То есть на взлетно-посадочных режимах, ЛА должен обладать минимальным гидродинамическим сопротивлением при приемлемом уровне мореходности. А также обладать достаточным уровнем устойчивости.

В итоге, основные требования, предъявляемые к ЛА водного базирования при проектировании можно сформулировать следующим образом [30-34]:

1. Обеспечение приемлемого уровня гидродинамического сопротивления ЛА;
2. Обеспечение устойчивости глиссирования ЛА;
3. Обеспечение заданного уровня мореходности ЛА.

Здесь важно отметить, что перечисленные требования являются противоречивыми, а именно, совершенствование одного ведет к ухудшению другого. Так снижение гидродинамического сопротивления ЛА водного

базирования приводит к ухудшению его уровня мореходности. Выполнение заданного уровня требований всегда является компромиссом, отражающим ожидаемые условия эксплуатации самолёта: размеры водоёмов, уровень волнения на них, наличие защищённых от волнения акваторий, приоритетность выполняемых задач, показатели технической и экономической эффективности альтернативных средств решения поставленных перед самолётом задач и т.п.

Понятие мореходность требует пояснений. Дадим ему определение следующим образом: мореходность ЛА есть совокупность специфических его качеств, к числу которых относится способность безопасно производить взлеты и посадки на взволнованной поверхности воды при заданных параметрах волнения [7, 8].

Выделяют также ряд критериев, которые определяют мореходные качества ЛА [35]:

- 1) Плавучесть – это способность ЛА держаться на воде при заданном уровне нагрузки;
- 2) Остойчивость – это способность сохранять равновесие на воде или к нему возвращаться по прекращению действий внешней пары сил, вызвавшей отклонение от положения равновесия;
- 3) Непотопляемость – способность сохранять достаточную плавучесть и остойчивость при подводных повреждениях корпуса лодки или попадании в нее воды;
- 4) Плавность качки;
- 5) Поворотливость при рулении на воде;
- 6) Способность разворота под ветер при брошенном управлении;
- 7) Поперечная и продольная устойчивость бега;
- 8) Чистота бега, то есть малое брызгообразование;
- 9) Наименьшие разбег и время отрыва;
- 10) Посадка и взлет с волны при ветре;
- 11) Способность выдерживать волну и ветер в открытом море;
- 12) Возможность буксировки в свежую погоду.

Все это указывает на то, что мореходность является ключевым критерием ЛА водного базирования. Поэтому возникает необходимость в её расчетной оценке на стадии проектирования. К сожалению, сделать это для вновь создаваемого самолёта достаточно сложно. Даже разработав математическую модель, мы должны провести её верификацию на физических моделях, а затем проделать многочисленные расчёты взлётов и посадок на волнении, чтобы получить нужные статистические характеристики. Такая процедура весьма длительная и дорогостоящая. На сегодняшний день, автор диссертации не смог найти работы по комплексному решению этой задачи, которые бы включали в себя разработку математической модели, по оценке уровня мореходных характеристик ЛА.

Тем не менее, научным сообществом попытки сделать качественную оценку уровня мореходности гидросамолета проводились [2, 30, 36]. В нашей стране наибольшим уровнем знаний и компетенций в сфере гидродинамики морских летательных аппаратов обладает ФГУП «ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского» (ЦАГИ). Так вопросы глиссирования плоской пластины по поверхности воды, а также удар тела о воду широко исследовались в ЦАГИ ещё в 1930-е годы. В результате проведенных работ появился монументальный труд «Справочник авиаконструктора Т.2» [30], который и по сей день является базовой книгой в области гидроавиации.

Поэтому именно в ЦАГИ, опыт, накопленный при проведении натурных и модельных испытаний различных ЛА водного базирования позволил В.П. Соколянскому [2, 36] получить достаточно простую формулу, которая по крайней мере, качественно верно описывает влияние основных параметров ЛА на его мореходность:

$$H_{B3\%} = K \frac{G_o^{2/3}}{V_0^2}, \quad (1.1)$$

где  $G_0$  – взлётная или посадочная масса самолёта (т)

$V_0$  – взлётная или посадочная скорость самолёта (км/час)

$K$  – размерный эмпирический коэффициент

$H_{B3\%}$  – высота ветровой волны 3%-ой обеспеченности (м).

Эта формула практически очевидна и отражает возможность использовать прототип для оценки мореходности, основанный на критерии подобия Фруда.

В свою очередь эмпирический коэффициент  $K$  может быть приближённо представлен в виде

$$K = 1600 \sqrt{\Delta n_y} \sqrt[3]{\lambda_\Gamma} \operatorname{tg}^{2/3} \beta, \quad (1.2)$$

где  $\Delta n_y$  – допустимая избыточная перегрузка в центре тяжести,

$\lambda_\Gamma$  – гидродинамическое удлинение лодки гидросамолёта,

$\beta$  – эффективный угол поперечной килеватости на первом редане.

Формулы (1.1) и (1.2) достаточно хорошо согласуются с подобными данными по отечественным лодочным самолётам и не противоречат известным сведениям по мореходности зарубежных самолётов [37]. Это даёт возможность использовать их по крайней мере в диапазоне параметров, который был использован при выводе:

- скорости взлёта-посадки от 120 до 300 км/час,
- удлинение корпуса от 6 до 14,
- избыточные перегрузки в ц. т. от 3 до 6,
- углы поперечной килеватости на редане от 17 до 30 градусов.

Оговаривать область применимости для взлётных весов нет необходимости, из-за явной возможности моделирования по числу  $Fr$ .

Формулы (1.1) и (1.2) могут быть применены к многокорпусным и многопоплавковым летательным аппаратам, только в качестве  $G_0$  нужно взять ту часть взлётного веса, которая приходится на данный несущий корпус или поплавок, например, половину взлётного веса для двухкорпусного или для двухпоплавкового самолёта. Эти формулы позволяют провести качественный анализ относительного вклада различных факторов в достижение высокой мореходности глиссирующего летательного аппарата.

Приведённые полуэмпирические формулы позволяют оценить уровень мореходности только с точки зрения непревышения расчётных значений

перегрузок и допустимого значения угловых колебаний по углу дифферента (размах колебаний до 8 градусов). Мореходность может быть также ограничена брызгообразованием (заливание двигателей, заливание остекления пилотской кабины, повреждения конструкции брызговыми струями) как на режимах разбега и пробега, так и на режимах руления. Последнее особенно часто проявляется у лодок, имеющих большое удлинение и большую удельную нагрузку на редан.

Представленные выше выражения получены для гидросамолетов и самолетов-амфибий, но с некоторыми оговорками могут быть верны и для экранопланов.

## **1.2. Обзор методов повышения мореходности ЛА водного базирования**

История развития гидроавиации имеет многовековую историю. За этот период было разработано множество различных методов повышения мореходных характеристик ЛА водного базирования. С целью систематизации полученных знаний, автором была выполнена их классификация по следующим группам:

- Оптимизация корпуса лодки;
- Снижение взлетно-посадочной скорости;
- Применение специальных гидродинамических устройств;
- Применение активных демпфирующих элементов в конструкции ЛА.

В свою очередь, каждая из групп обладает собственным инструментарием, который позволяет добиться поставленной цели. Полная картина этих методов представлена на рисунке 1.1. Далее, рассмотрим каждый из указанных методов более подробно.



Рисунок 1.1 – Обзор методов повышения мореходности ЛА водного базирования

### 1.2.1. Оптимизация корпуса лодки ЛА водного базирования

Мореходные характеристики ЛА водного базирования в первую очередь зависят от геометрии его корпуса. Определяющими геометрическими параметрами является длина, ширина, эффективный угол поперечной килеватости, угол продольной килеватости, продольная и вертикальная центровка, соотношение между длиной носовой и межреданной частей [12]. Далее, рассмотрим влияние наиболее важных из параметров на мореходные характеристики более детально.

#### *Удлинение лодки ЛА водного базирования*

Удлинение лодки, то есть отношение её длины к ширине, оказывает существенное влияние на мореходные характеристики гидросамолета. Так увеличение этого параметра при сохранении объема приводит к повышению мореходности летательного аппарата, а уменьшение соответственно, к снижению. Многолетний опыт исследований ЦАГИ этого важного параметра, позволил создать качественную зависимость между удлинением лодки и высотой волн,

которую она может преодолеть на взлете [2, 8, 30, 42-46]. Качественная зависимость показана на рисунке 1.2, все параметры обезразмерены на длину лодки.

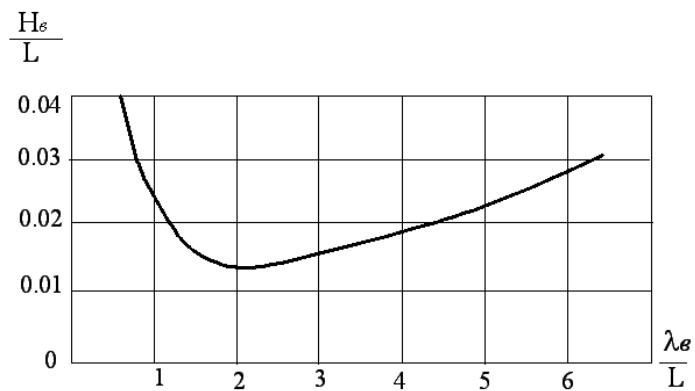


Рисунок 1.2 – Качественная зависимость между длиной и высотой волны, которую может преодолеть на взлете лодка гидросамолета [2]

Однако при неизменном объёме, мы не можем произвольно увеличивать удлинение лодки по нескольким причинам:

- необходимо сохранить приемлемые внутренние габариты фюзеляжа,
- слишком узкая лодка имеет большую осадку, повышенное брызгообразование, выходит на режим глиссирования на повышенной скорости, у неё увеличенное гидродинамическое сопротивление,
- узкая лодка должна быть и низкой, чтобы её сечение не слишком отличалось от круга, следовательно, может быть недостаточно жёсткой.
- Двигатели и механизация крыла могут оказаться в области опасного воздействия брызговых струй.

### ***Ширина лодки ЛА водного базирования***

Выделяют два основных параметра, которые характеризуют ширину лодки ЛА [2, 7]:

- a) Коэффициентом удельной нагрузки на редан

$$C_{A_0} = \frac{G_0}{\rho g B^3} \quad (1.3)$$

где  $G_0$  – взлетный вес лодки,  $B$  – ширина лодки,  $\rho$  – плотность воды,  $g$  – ускорение свободного падения.

По этому критерию классифицируют следующие типы ширины лодок [1-12]:

- при  $C_{A_0} < 1,5$  – широкая лодка,
- при  $C_{A_0}$  от 1,5 до 2,5 – средней ширины лодка,
- при  $C_{A_0} > 2,5$  – узкая лодка.

С помощью этого коэффициента характеризуют поведение лодки ЛА на волнении. Так широкие лодки обладают низким гидродинамическим сопротивлением, но имеют высокие вертикальные перегрузки, следовательно, обладают низкой мореходностью. В свою очередь, об узкой лодке можно сделать диаметрально противоположные выводы. В связи с этим, задача выбора параметра  $C_{A_0}$  всегда является компромиссом между гидродинамическими характеристиками летательного аппарата и его мореходными качествами.

б) Коэффициент гидродинамического совершенства обводов лодки ЛА:

$$C_K = \frac{C_{A_0}}{\lambda_T^2} \quad (1.4)$$

где  $\lambda_T = L/B$  - гидродинамическое удлинение лодки.

Экспериментально было выявлено [2, 7], что в случае синхронного изменения удлинения и удельной нагрузки на редан гидродинамическое качество остается неизменным, если неизменной остается величина  $C_K$ . Оптимальное соотношение между гидродинамическим качеством и мореходностью лодки достигается при  $C_K = 0.017 \div 0.021$ . Снижение  $C_K$  обычно приводит к росту гидродинамического качества и повышению мореходности, а увеличение к обратному эффекту.

в) Для определения удлинения носовой части фюзеляжа  $\lambda_H = L_H / B$  - используется коэффициент:

$$C_H = \frac{C_{A_0}}{\lambda_H^2} \quad (1.5)$$

Было установлено [2, 7], что оптимальное значение данного параметра составляет 0,06-0,07. При этих значениях высота брызговых потоков является минимальной, и лодка не имеет тенденции к зарыванию носовой части при прохождении волны.

### ***Угол продольной килеватости лодки ЛА водного базирования***

Угол продольной килеватости есть угол между нижней строительной горизонталью (линия пересечения основной и диаметральной плоскостей) и линией, соединяющей кильевые точки первого и второго реданов [5,6,12].

Данный параметр оказывает влияние на следующие два показателя совершенства гидросамолета:

- на углы дифферента на критической скорости глиссирования (следовательно, и на гидродинамическое сопротивление на «горбе»);
- на положение верхней границы области устойчивого глиссирования.

Увеличение угла продольной килеватости лодки приводит к понижению гидродинамического качества и повышению мореходности, а уменьшение, соответственно, к обратному эффекту. На практике было выяснено [2, 7], что оптимальный угол продольной килеватости лодки гидросамолета должен составлять  $7,5 \div 8,5^\circ$ . В этом случае на критической скорости глиссирования подъемная сила днища межреданной части лодки ещё достаточно, чтобы предотвратить слишком сильный рост угла дифферента, и в то же время верхняя граница области устойчивого глиссирования достаточно высока, чтобы пилот имел возможность маневра по углу тангажа на предвзлетных и посадочных режимах в диапазоне  $\pm 3 \div 4^\circ$ .

### ***Угол поперечной килеватости лодки ЛА водного базирования***

От выбора угла поперечной килеватости напрямую зависит уровень мореходности ЛА. Так чем больше этот параметр, тем лучше днище ЛА прорезает волны и, следовательно, имеет ниже перегрузки и меньшую амплитуду колебаний

в процессе глиссирования. И это положительно сказывается на его мореходности. Но при этом, образуется интенсивные брызговые струи, что приводит к росту гидродинамического сопротивления. Обратный эффект достигается путем уменьшения угла поперечной килеватости. Поэтому это решение также, как и другие, является компромиссным и выбирается исходя из предъявляемых мореходных требований к ЛА.

### *Днище переменной поперечной килеватости лодки ЛА водного базирования*

Практически на всех ЛА водного базирования применяются плоскокилеватые обводы. Их основным достоинством является простота изготовления и имеющийся большой набор экспериментальных, а также теоретических данных.

Тем не менее, в ТАНТК им. Бериева в Таганроге совместно с ЦАГИ [2, 48] были разработаны обводы с так называемой переменной килеватостью (рисунок 1.3). Они применяются на самолетах А-40 и Бе-200.

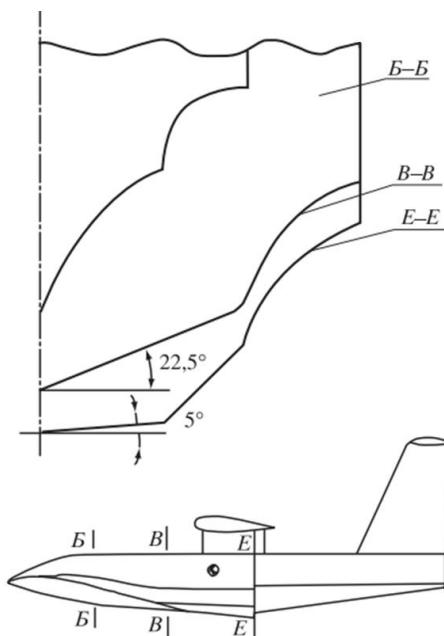


Рисунок 1.3 – Поперечное сечение обводов днища гидросамолета с переменной поперечной килеватостью [2]

Переменная килеватость в реализации на А-40 и Бе-200 позволяет повысить мореходность при сохранении относительно высокого гидродинамического качества. Работает это следующим образом. В районе киля обводы плоскокилеватые с углом поперечной килеватости  $15^\circ$  (рисунок 1.3). Далее цилиндрическая образующая. Если провести линию до 2-й скулы, то получается угол  $25^\circ$ . На рисунке 1.4 показано максимальная перегрузка при ударе о воду лодок с профилем днища переменной килеватости и с обычным профилем. При малых погружениях максимальная перегрузка ведёт себя как при  $15^\circ$ , при пересечении 1-й скулы она падает и потом вновь возрастает, как для плоскокилеватых обводов с углов  $25^\circ$ . В итоге А-40 при очень высокой удельной нагрузке на редан  $C_{\Delta_0} = 3,9$  имеет гидродинамическое качество 4,5. При традиционных плоскокилеватых обводах с углом  $25^\circ$  качество было бы не более 3,5-3,8. При этом уровень мореходности как при  $25^\circ$ .

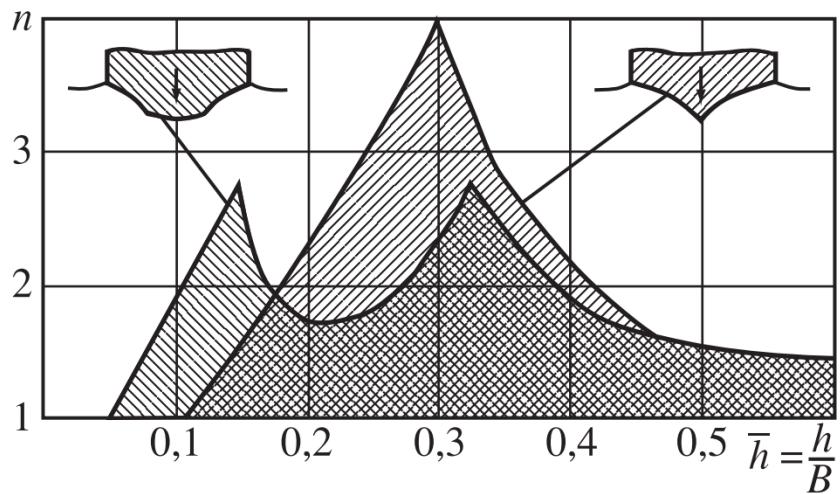


Рисунок 1.4 – Максимальная перегрузка при ударе о воду лодок с профилем днища переменной килеватости и с обычным профилем [2]

Применяют данное решение только в зоне днища, примыкающего к первому редану. Так как днище глиссирует по воде только на этой части. В силу выше сказанного, не имеет смысла использовать это решение в других частях днища лодки.

### **1.2.2. Снижение взлетно-посадочной скорости**

Эффективным способом повышения мореходных характеристик ЛА водного базирования является снижение его взлётно-посадочных скоростей [2, 47, 48]. Данний шаг является очевидным, так как уменьшение взлетно-посадочной скорости приводит к снижению нагрузок от динамического воздействия воды на корпус ЛА и меньшему уровню брызгообразования.

Здесь важно понимать, что при взлёте, динамические силы действуют на корпус ЛА до тех пор, пока подъемная сила крыла не превзойдет вес гидросамолета и не произойдет его отрыв от воды. Таким образом, снижение взлётно-посадочных скоростей ЛА водного базирования оказывает положительное влияние на его мореходность, но при этом, этот шаг требует повышения подъёмной силы крыла, что является нетривиальной задачей и порой может приводить к ухудшению его летных характеристик. Фактически здесь есть два пути. Первый, это увеличение площади крыла, как это было реализовано на гидросамолетах времен 2-й Мировой войны. Обратной стороной этого шага является существенное снижение крейсерской скорости. Второй путь заключается в применении энергетической механизации, как это было реализовано на самолете АН-70.

#### **1.2.1 Специальные устройства**

##### ***Гидролыжи***

Оригинальным способом повышения мореходных характеристик ЛА водного базирования является применение гидролыжи в качестве взлетно-посадочного устройства.

С конструктивной точки зрения, гидролыжи более узкие, чем лодки и поплавки, и установленные к тому же под большим начальным углом дифферента. В силу такого расположения обладают повышенным гидродинамическим сопротивлением. Экспериментальные исследования [2, 7, 49 - 51] показывают, что гидродинамическое качество гидролыж обычно близко к 3 единицам. Высокая удельная нагрузка на гидролыжи приводит к усиленному брызгообразованию. Вес

конструкции гидролыж достаточно велик. Все это приводит к тому, что экономические характеристики (стоимость летного часа и так далее) ЛА водного базирования на гидролыжном шасси уступают характеристикам традиционных лодочных самолетов.

В связи с этим, данное техническое решение не имело широкого применения в гидроавиации. Так известны случаи использования гидродыж на экранопланах [2] в составе лыжно-амортизирующих устройств («Орленок», ЦКБ по судам на подводных крыльях им. Р.Е. Алексеева) и на судах с аэродинамической разгрузкой (Зеленодольское ПКБ).

Несмотря на указанные выше недостатки, в настоящее время, данное решение может быть существенно улучшено, в случае оснащения гидролыж амортизованными стойками. Это позволит снизить перегрузки и колебания гидросамолета при движении по взволнованной водной поверхности и тем самым повысить мореходные характеристики. Но эта задача является достаточно сложной оптимизационной задачей с большим количеством критериев.

### ***Подводные крылья***

Еще одним способом повышения мореходных характеристик ЛА водного базирования является идея использовать подводное крыло, в качестве взлетно-посадочного устройства на водную поверхность. Суть предложенного технического решения заключается в том, что подводное крыло имеет существенно меньшую площадь контакта с водной поверхностью по сравнению с днищем гидросамолета и при этом, обладает достаточно высокой подъемной силой [52-54]. Но, в связи с тем, что взлетная скорость гидросамолета высока и во время движения по воде погружение подводного крыла изменяется, то все это приводит к следующим двум важным проблемам: суперкавитации и аэрация подводного крыла. Ясно, что переход к непредусмотренному движению в режиме суперкавитации может привести к катастрофическим последствиям: из-за снижения подъемной силы аппарат резко проваливается, возрастают нагрузки на стойки крыльев, каверны на крыльях схлопываются, снова резко возрастает

подъемная сила, процесс движения становится неустойчивым. Несколько похожие последствия возникают и от аэрации подводного крыла. Во время этого процесса возникает прорыв к поверхностям крыла атмосферного воздуха, что приводит к резкой потере несущих свойств крыла и неустойчивому движению аппарата.

Основу теории подводного крыла разработали такие ученые как Н.Е. Жуковский, С.А. Чаплыгин, Н.Е. Коchin, М.В. Келдыш, Л.И. Седов [55]. Были изучены физические особенности движения крыла у свободной поверхности воды, прорыв атмосферного воздуха к крылу, явление кавитации, устойчивость движения системы крыльев. Для движения с высокими скоростями, характерными для взлетающего самолета, были разработаны специальные профили суперкавитирующего крыла. В наиболее полном виде теория и особенности суперкавитирующих крыльев изложены в работах Г.В. Логвиновича [56].

В результате проведенных исследований в гидродинамическом отделении ЦАГИ под руководством Л.А. Эпштейна была разработана компоновка подводных крыльев [2] для самолета-амфибии Бе-8 ОКБ Г.Б. Бериева (рисунок 1.5). На нем были установлены два передних V-образных подводных крыла и Т-образное кормовое. В результате чего, удалось получить снижение взлетной дистанции, существенное уменьшение перегрузок и колебаний при движении по взволнованной поверхности воды.



Рисунок 1.5 – Гидросамолет Бе-8, оснащенный подводными крыльями [2]

И хотя применение подводного крыла в конструкции ЛА водного базирования позволяет повысить его мореходные и гидродинамические характеристики, к сожалению, это техническое решение так и не нашло серийного применения ни в России, ни за рубежом. Это связано, в первую очередь, с тем, что применение подводного крыла увеличивает вес конструкции и ухудшает экономические показатели самолета. Подводное крыло плохо совместимо с сухопутным шасси амфибийных самолетов. В воздухе подводное крыло ухудшает аэродинамические характеристики и влияет на устойчивость и управляемость, а разработать рациональную систему уборки-выпуска подводного крыла пока не удалось.

### ***Амортизированные гидродинамические элементы***

Повысить мореходность гидросамолета так же можно путем применения, хорошо зарекомендовавшей себя, конструкции амортизированных элементов. В связи с тем, что при движении аппарата по взволнованной поверхности воды возмущающие нагрузки на глисссирующем днище имеют характер сильно выраженных пиков, то амортизированные элементы даже с небольшим ходом позволяют значительно снизить перегрузки и тем самым, повысить мореходность [28, 29, 58- 62, 78].

Известны следующие амортизированные элементы, применяемые в конструкции ЛА водного базирования [2, 7]:

- бортовые гидрощитки, изменяющие под воздействием ударных нагрузок эффективную килеватость днища;
- амортизированные реданы и гидолыжи, снижающие перегрузки за счет изменения эффективного угла атаки днища.

В качестве успешного примера применения амортизированных элементов можно привести аэросани-амфибию АС-2 АНТК им. А.Н. Туполева [61]. В данном аппарате, кабина и силовая установка соединены с глисссирующим корпусом-лыжей с помощью системы амортизаторов. Этот шаг позволил значительно

снизить перегрузки, действующие на конструкцию аппарата и повысить комфортность для экипажа.

В работах [28, 29] с участием автора настоящей диссертации исследовался вопрос возможности повышения мореходных характеристики поплавкового гидросамолёта с помощью использования амортизованных стоек крепления поплавков. Была разработана математическая модель и проведено расчетное моделирование, которое показало, что использование амортизаторов, как элементов крепления поплавков к фюзеляжу поплавкового гидросамолета (рисунок 1.6) позволяет снизить колебания и вертикальные перегрузки, действующие на самолет при движении по воде в условиях волнения.

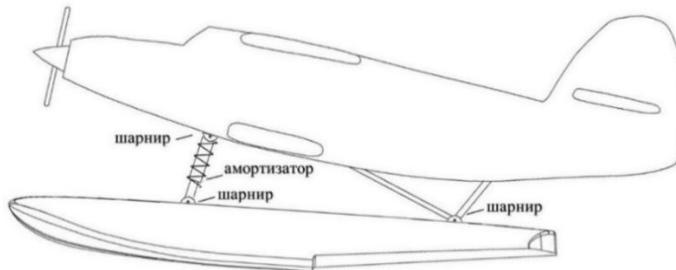


Рисунок 1.6 – Схема модели поплавкового шасси с двумя упругими и демпфирующими элементами в конструкции крепления поплавков к фюзеляжу

В работах [62-64] с участием автора настоящей диссертации была предпринята попытка проверить эти выводы экспериментально. Для этих целей была изготовлена схематичная модель гидросамолета с амортизованными поплавками (рисунок 1.7) и выполнены буксировочные испытания указанной модели в опытном бассейне в условиях спокойной воды и регулярного волнения.



Рисунок 1.7 – Фотография модели в опытном бассейне [62]

В процессе испытаний, выполненных при разных скоростях движения, варьировались коэффициенты упругости и демпфирования амортизатора. Также были проведены испытания при заблокированном амортизаторе.

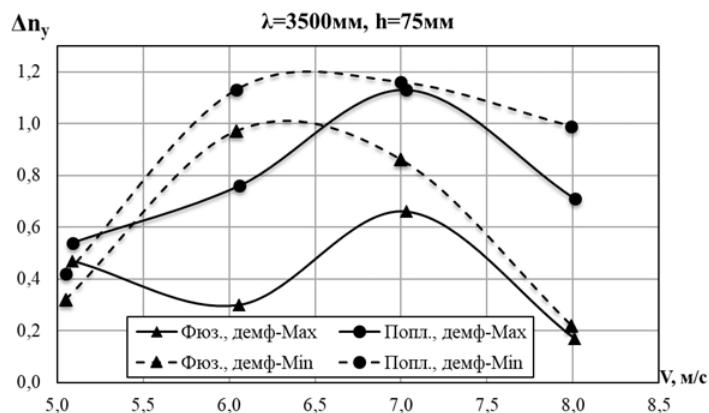


Рисунок 1.8 – Зависимости вертикальных избыточных перегрузок, действующих на поплавки и фюзеляж, от скорости при одинаковом давлении в рабочем цилиндре, но разных характеристиках демпфирования амортизатора [25].

На рисунке 1.8 показ график вертикальных избыточных перегрузок. На нем видно, что перегрузки, действующие на поплавки, в несколько раз больше перегрузок, действующих на фюзеляж. При более высоком коэффициенте демпфирования перегрузки снижаются.

В итоге, испытания подтвердили полученные ранее расчетные результаты, о возможности использования амортизации поплавков для снижения амплитуд

колебаний по углу дифферента и вертикальным перемещениям, а также максимальных вертикальных перегрузок, действующих на ЛА.

Кроме повышения мореходности, амортизированные элементы, могут дать возможность эксплуатации ЛА на поверхностях, покрытых глубоким снегом. Данные вопрос с участием автора настоящей диссертации исследовался в работе [27].

### **1.2.2 Активные демпфирующие элементы**

#### *Аэродинамический демпфер тангажа*

Активное управление аэродинамическим демпфером тангажа ЛА водного базирования может быть использовано для уменьшения колебаний в условиях волнения. Оценки показывают, что на предвзлётных режимах, когда угловые и вертикальные колебания максимальны, поглощение их энергии почти на 2/3 может обеспечиваться аэродинамическими силами. Специалистами ЦАГИ В.А. Лукашевским и Ю.М. Банниковым [2, 48] было предложено доработать штатный аэродинамический демпфер тангажа самолёта А-40 и Бе-200 так, чтобы он эффективно гасил колебания самолёта при движении по волне. Суть проведённых доработок состояла в увеличении коэффициента усиления демпфера  $K_z$  до допускаемой жёсткостью конструкции самолёта величины, расширении вдвое диапазона перекладки рулей высоты (с +70 до +140) и уменьшении в несколько раз постоянных времени сглаживающего фильтра. Последняя доработка обусловлена тем, что период собственных колебаний самолёта при глиссировании в 3-5 раз меньше, чем период короткопериодических колебаний в полёте.

На рисунке 1.9 приведён фрагмент осциллограммы испытаний динамически подобной модели самолёта, оснащённой демпфером тангажа [2]. Хорошо заметно, как после включения демпфера, колебания модели резко ослабляются. Запись относится к случаю движения по ветровой волне со скоростью около 0,85 скорости отрыва.

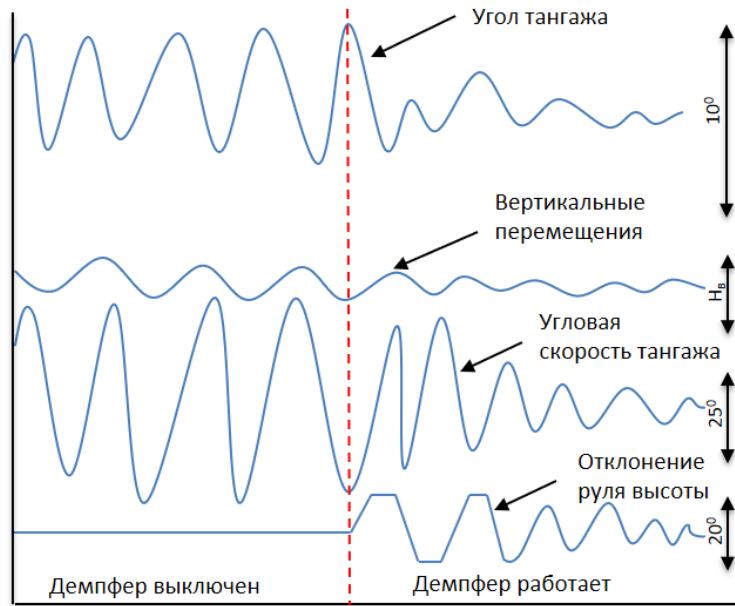


Рисунок 1.9 – Фрагмент осциллограммы испытаний модели ЛА, оснащенной демпфером тангажа

Активное управление демпфером тангажа было в первые применено на самолете-амфибии А-40 [2], где данное техническое решение привело к значительному улучшению мореходных характеристик аппарата. На рисунке 1.10 отмечено повышение мореходности А-40 при наличии и отсутствии демпфирования.

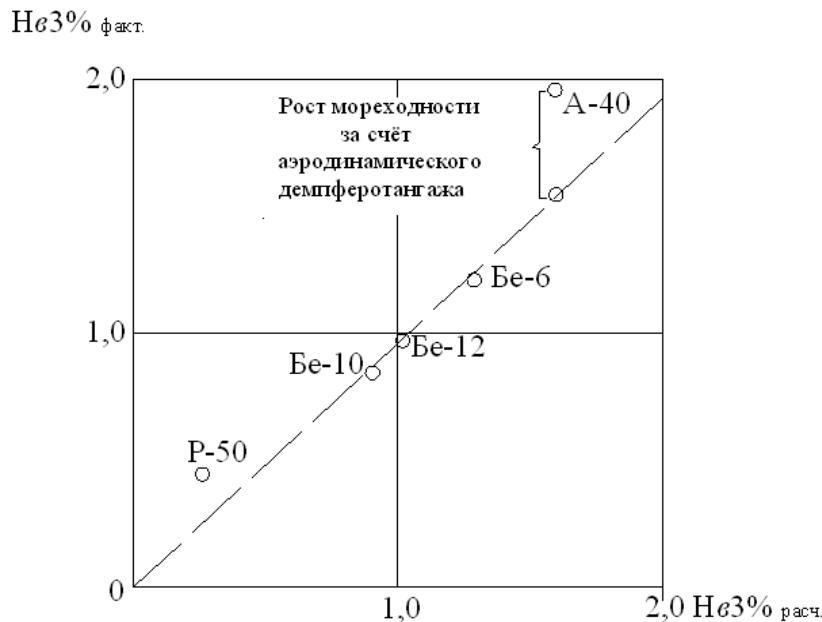


Рисунок 1.10 – Мореходность некоторых лодочных самолётов-амфибий [2]

## *Динамически управляемые амортизированные стойки*

Выше было отмечено, что использование амортизированных элементов, например, поплавкового шасси позволяет повысить мореходные характеристики. Но, к сожалению, также было показано, что для эффективного парирования колебаний характеристики упругости и демпфирования амортизационных стоек должны быть разными, для разных скоростей движения и параметров волнения. При чем неверно подобранные характеристики амортизаторов могут дать прямо противоположный результат. Всё это указывает на необходимость иметь возможность автоматически регулировать параметры упругости и демпфирования.

Так в работе [62], показано, что активное управление параметрами демпфирования амортизированной стойки позволяет снизить вертикальные перегрузки на 0,5 единицы, размахи угловых и вертикальных колебаний, по сравнению с использованием постоянного коэффициента демпфирования.

К недостаткам данного метода можно отнести то, что для управления амортизированными стойками требуется мощный компрессор и габаритные пневматические ресиверы. По этой причине, скорость изменения характеристик упругости недостаточна для эффективного управления.

## *Гидродинамические интерцепторы*

Традиционной областью применения интерцепторов является авиационная отрасль, где они широко используются в качестве средства резкого увеличения сопротивления и уменьшения подъёмной силы крыла при посадке. В конце 60-х годов учеными ЦАГИ В.А. Лукашевским и Ю.М. Банниковым было предложено использовать гидродинамические интерцепторы в качестве средства управления подъёмной силой вентилируемого профиля подводного крыла [65, 66]. Позднее эти вопросы были исследованы в работах М.А. Бассина, М.А. Баевой, М.Я. Мизиной, Ю.М. Садовникова [67, 68], М.В. Лотфилина, Д.В. Маклакова и др. Ими были проведены серии гидродинамических экспериментов по определению

гидродинамических характеристик крыльев с интерцепторами в ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского [65, 66, 69-72], а также в ЦНИИ им. акад. А.Н. Крылова [73-77].

Полученный в этих работах положительный результат натолкнул исследователей В.А. Лукашевского, Ю.М. Банникова на идею применить гидродинамические интерцепторы на быстроходных судах [10, 67]. Суть предложения заключалась в следующем, установить на кормовом срезе или поперечном редане быстроходного суда небольшие пластины выступающие из днища корпуса на небольшую величину, как привило равную 0,5-1% от ширины лодки.

С целью проверки этой идеи, в ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского и в ЦНИИ им. акад. А.Н. Крылова были проведены серии экспериментальных исследований. Так известны работы [73-74], в которых представлены результаты испытаний плоскокилеватых глисссирующих пластин с кормовыми интерцепторами. Кроме этого, данные систематических экспериментов по буксировке моделей катеров с различными вариантами выдвижения пластины интерцепторов содержатся в работах [75-77].

Проведенные экспериментальные исследования показали, что во время движения судна, гидродинамические интерцепторы затормаживают поток жидкости и перед ними возникает зона повышенного давления, по абсолютному значению сравнимая с давлением скоростного напора (рисунок 1.12). В результате, точка приложения суммарной гидродинамической подъёмной силы смещается в сторону расположения гидродинамических интерцепторов и значение этой силы по абсолютной величине возрастает.

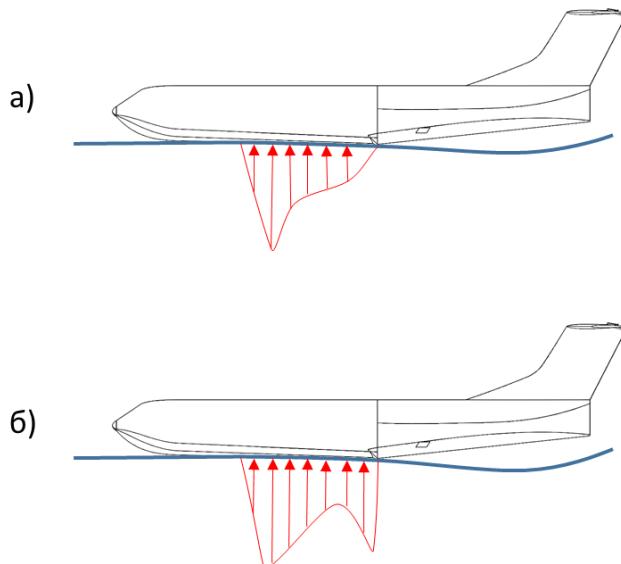


Рисунок 1.12 – Распределение погонных нагрузок на днище глиссирующей лодки в отсутствии и при наличии интерцепторов на редане

Учеными Лукашевским В.А. и Банниковым Ю.М была разработана динамическая система гидродинамических интерцепторов для быстроходных глиссирующих судов [11, 78, 79]. Основным элементом системы является уникальная поворотная конструкция выдвижения интерцепторов, которая имеет малый шарнирный момент при выдвижении, в результате чего интерцепторы можно двигать с высокой частотой при малых затратах энергии. Для каждой скорости движения судна были подобраны оптимальные значения величины выдвижения интерцептора. Автоматическая система управления на судне, отслеживая его скорость, выдвигает интерцепторы на эту величину. Далее был введён закон отклонения величины выдвижения от оптимального положения в зависимости от угла дифферента, крена, вертикальных перегрузок. Это позволило оптимизировать углы дифферента и повысить гидродинамическое качество с 6,5 единиц до 11,2 единицы. Данная система была отработана в ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского на буксируемых и самоходных моделях и в настоящее время устанавливается на серийных скоростных судах [12] и кораблях ОКБ «Алмаз», ЗПКБ и др. Ярким примером реализации этой системы является проект А-145

(рисунок 1.13), где она используется по сей день. За изобретение и успешное внедрение гидродинамических интерцепторов на скоростных судах, коллектив авторов был удостоен государственной премии Российской Федерации.

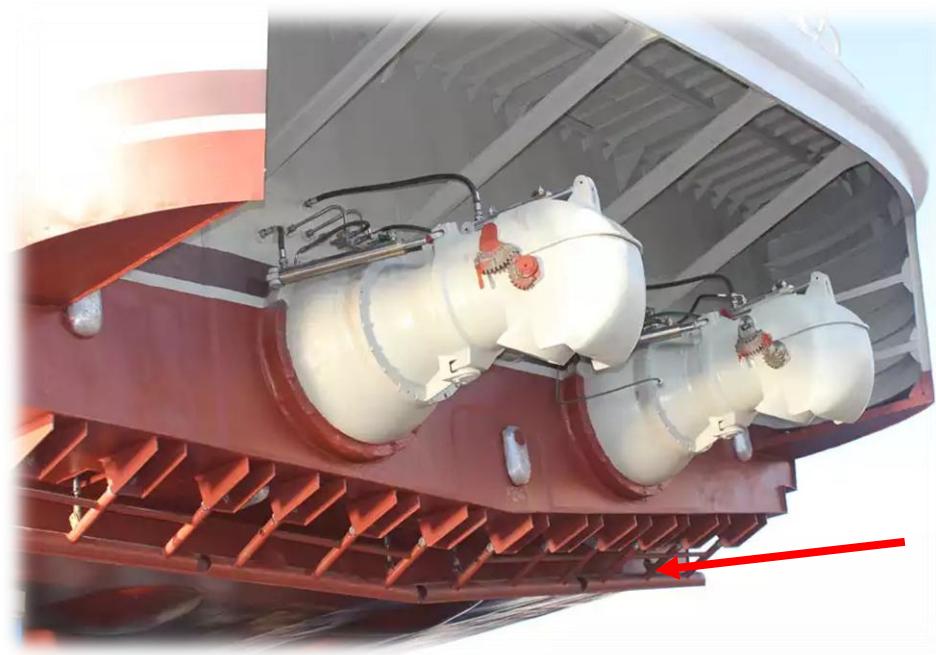


Рисунок 1.13 – Гидродинамические интерцепторы поворотного типа, установленные на кормовом срезе судна проекта А-145

За рубежом, так же, как и в России, вопросы применения гидродинамических интерцепторов на быстроходных глисссирующих судах широко исследовались. Так в работах [43, 80] были предложены конструкции гидродинамических интерцепторов для быстроходных судов, в работах [80] были проведены исследования по определению характеристик быстроходных судов, оснащенных гидродинамическими интерцепторами, которые показали, что их применение привод к снижению угла дифферента и повышению топливной эффективности.

Несмотря на то, что автоматически-управляемые гидродинамические интерцепторы доказали свою высокую эффективность в повышении гидродинамических и мореходных характеристик скоростных глисссирующих судов, они до сих пор не применялись на гидросамолётах и самолётах амфибиях.

## **Выводы по Главе 1**

Проведенный обзор методов повышения мореходных и гидродинамических характеристик летательных аппаратов водного базирования показал, что все существующие и опробованные методы себя исчерпали и нужны новые подходы. Таким может быть применение гидродинамической механизации в виде автоматически управляемых гидродинамических интерцепторов, установленных на редане лодки ЛА.

Для проверки эффективности применения интерцепторов необходимо провести расчетные и экспериментальные исследования, чему и посвящена настоящая диссертационная работа.

## ГЛАВА 2. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ГЛИССИРОВАНИЯ МОДЕЛИ САМОЛЕТА-АМФИБИИ, ОСНАЩЕННОГО ГИДРОДИНАМИЧЕСКИМИ ИНТЕРЦЕПТОРАМИ

Несмотря на развитие вычислительных методов, наиболее надёжным способом определения мореходных и гидродинамических характеристик ЛА водного базирования, включая гидросамолеты, самолёты-амфибии, экранопланы, являются модельные буксировочные испытания [8]. В ходе подобных испытаний инерциально-подобная модель ЛА каким-либо образом буксируется по воде. Подобные испытания могут выполняться, как в опытных бассейнах, так и на открытой воде с помощью катеров-буксировщиков. Далее, рассмотрим каждый из этих способов более подробно.

Опытный бассейн – это специальное сооружение для исследования и определения гидромеханических качеств тел, производящих движение на поверхности воды или под водой с различной величиной погружения [2, 8] (рисунок 2.1).

Состоит он из двух основных элементов [7, 8]:

- бассейна, который представляет собой искусственный резервуар, наполненный пресной водой;
- буксировочной тележки, которая представляет собой специальное устройство, способное передвигаться по рельсам с заданной скоростью, на которое определенным образом устанавливается испытуемая модель и измерительное/вычислительное оборудование. Различают два типа буксировочных тележек: обитаемые и необитаемые. На обитаемых тележках размещается экспериментальная группа, которая выполняет контроль измерений, а также фото/видео фиксацию эксперимента. На необитаемых тележках эксперимент выполняется автоматической системой.



Рисунок 2.1 – Опытный бассейн ЦАГИ [7,8]

Преимущественно, в опытных бассейнах проводят буксировочные испытания. В них испытуемая модель ЛА крепится к буксировочной тележке системой тяг, связанных с измерительной аппаратурой (рисунок 2.2). Для моделирования движения надводных частей модели используются критерии подобия Фруда и Струхала, а для подводных Рейнольдса и Струхала.

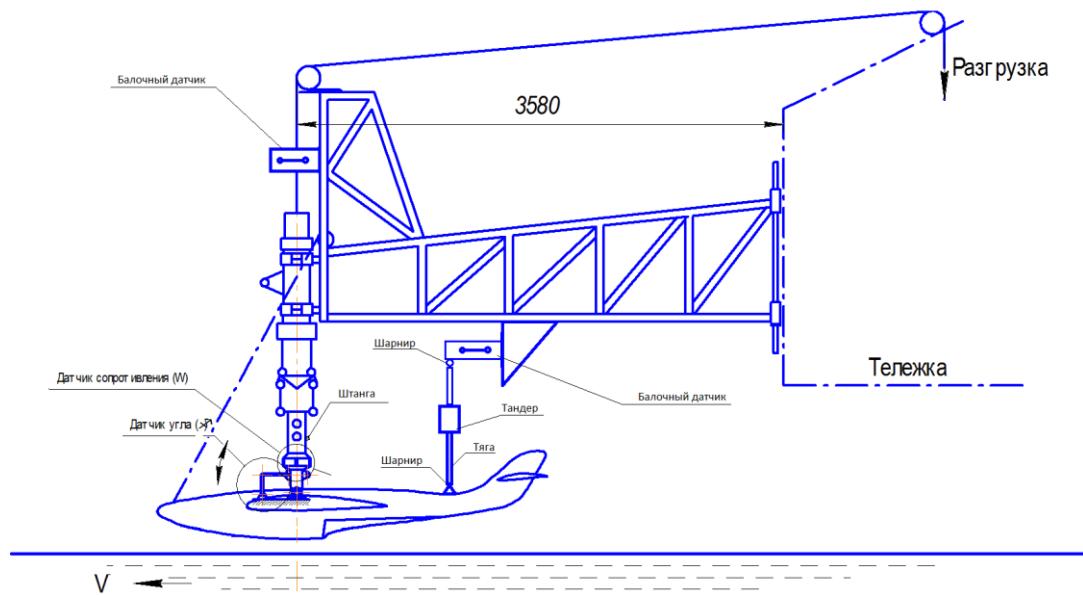


Рисунок 2.2 – Схема подвески модели в опытном бассейне [2]

В процессе буксировки модели измеряются различные физические параметры. Среди них сила сопротивления, углы дифферента и крена, осадка, скорость буксировки, профиль волны, вертикальные перегрузки и другие параметры. Измерения производятся на рабочем участке движения буксировочной тележки, когда скорость постоянна. Длительность записи сигнала на рабочем участке зависит от скорости движения, но должна быть не меньше 3 секунд. Предпочтительная длительность записи составляет 10 секунд. При испытаниях в условиях волнения измеряемые величины имеют нестационарный характер. По опыту проведения испытаний, для обеспечения большинства задач сбора данных должна составлять не ниже 500-1000Гц, что обеспечит надежную регистрацию ударных нагрузок и перегрузок.

Альтернативным методом исследования мореходных и гидродинамических характеристик ЛА водного базирования является проведение гидродинамических испытаний на открытой воде динамически подобной модели ЛА с помощью катера-буксировщика [2, 8]. Для проведения таких испытаний, используется быстроходный катер с боковой буксировочной стрелой, для подвешивания экспериментальной модели ЛА (рисунок 2.3).

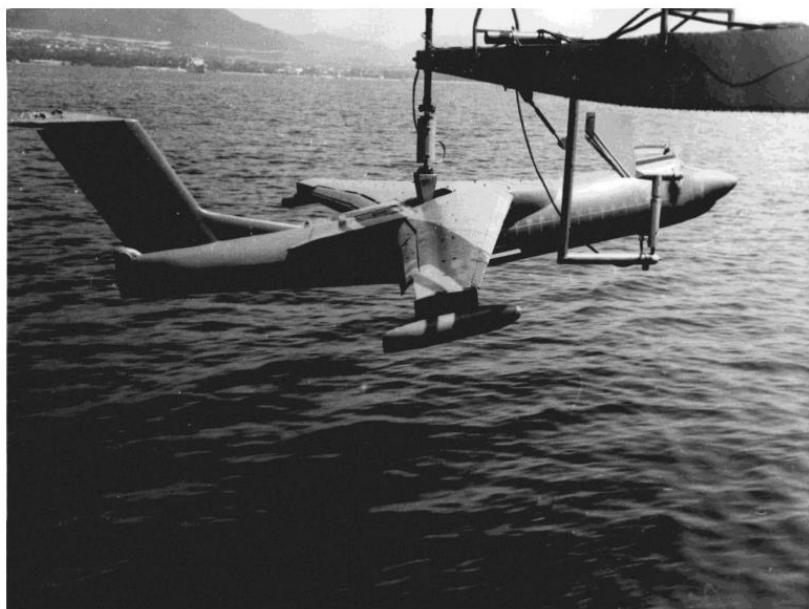


Рисунок 2.3 – Модель самолета А-40, подвешенная на тензоэлементе, при её аэродинамических испытаниях [7, 8]

Длина стрелы должна быть достаточной для того, чтобы исключить влияние на модель аэродинамических, волновых и брызговых возмущений от катера. На борту катера-буксировщика размещается экспериментальная группа исследователей и измерительное оборудование.

По сути, испытания на открытой воде позволяют решать все те же задачи, что и испытания в опытном бассейне. Тем ни менее, существует ряд отличий между ними, которые следует учитывать при выборе метода экспериментальных исследований.

Сформулируем основные преимущества проведения исследований на открытой воде [2, 7, 8]:

- испытания проходят в условиях реального волнения и ветра, где частотный и энергетический спектр практически соответствует натурному;
- процесс брызгообразования и заливания надводных частей модели значительно ближе к натуральному;
- возможность получения избыточных вертикальных перегрузок модели  $\Delta n_y$ ;
- перемещение центра тяжести модели по вертикали  $2h_{\text{пп}}/h \leq 3\%$  и размахи колебаний по углу дифферента  $2A\phi$  на волне, в диапазоне скоростей, где они имеют свои максимальные значения на скоростях 0,7-0,85 от взлетной скорости.

Помимо преимуществ, исследования на открытой воде имеют и ряд недостатков:

- сезонность проведения гидродинамических испытаний и зависимость от погодных условий;
- сложность обслуживания модели и системы измерения на воде;
- возникновение дополнительных погрешностей измерений, связанных как с самим катером-буксировщиком (вибрации, сложность точного выдерживания заданной скорости и др.), так и с внешними условиями (порывы ветра, случайные волны от других судов и др.).

Таким образом, можно сделать вывод о том, что в большинстве случаев, испытания в опытном бассейне – это более точный, надежный и удобный метод

экспериментальных исследований по сравнению с испытаниями на открытой воде. Но при этом, существует ряд экспериментальных исследований, которые можно выполнить только на открытой воде. К примеру, исследовать диапазон скоростей  $(0,8\text{--}1,0)V_{\text{взлетная}}$  модели ЛА водного базирования или данные глиссирования лодки ЛА на реальном уровне волнения. В идеале, при разработке ЛА водного базирования необходимо использовать оба метода экспериментальных исследований, для получения более полной картины.

В данной работе, экспериментальные исследования по определению эффективности применения гидродинамических интерцепторов на ЛА водного базирования проводились только в опытном бассейне. С этой целью, автором данной работы был разработан облик модели перспективного самолета-амфибии, требования и облик системы управления автоматически управляемыми элементами, методика проведения испытаний, программа испытаний.

В качестве базового ЛА, который будет являться объектом исследований, был выбран ЛА водного базирования со следующими характеристиками:

- взлётная масса – 39т;
- площадь крыла –  $S_{\text{кр}}=117,5\text{м}^2$ ;
- размах крыла – 32м;
- длина фюзеляжа – 32,05м;
- длина лодки фюзеляжа – 17,8м;
- ширина лодки фюзеляжа в районе редана – 2100мм;
- взлётная скорость – 50м/с;
- многоскучные обводы носовой части с эффективным углом килеватости в районе редана –  $25^\circ$ ;
- плоскокилеватые обводы хвостовой межреданной части;
- Т-образно хвостовое оперение;
- гидродинамические дефлекторы на межреданной части.

## 2.1. Формирование облика экспериментальной модели ЛА водного базирования

### 2.1.1. Оценка требований к экспериментальной модели

На сегодняшний день, наиболее совершенной гидродинамической компоновкой обладает российский самолет-амфибия Бе-200 [81]. Поэтому для экспериментальных исследований была выбрана модель ЛА водного базирования с близкими к Бе-200 обводами корпуса (рисунок 2.4).

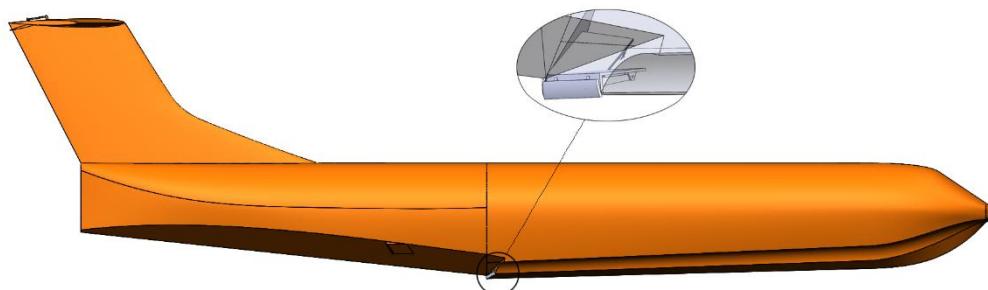


Рисунок 2.4 – 3D модель фюзеляжа ЛА водного базирования с близкими к Бе-200 геометрическими обводами корпуса

Лодка современных ЛА водного базирования обладает многоскучными обводами, поэтому с технической точки зрения, гидромеханическую механизацию в виде управляемых гидродинамических интерцепторов целесообразно устанавливать только на центральной плоскокилеватой части днища (рисунок 2.5).

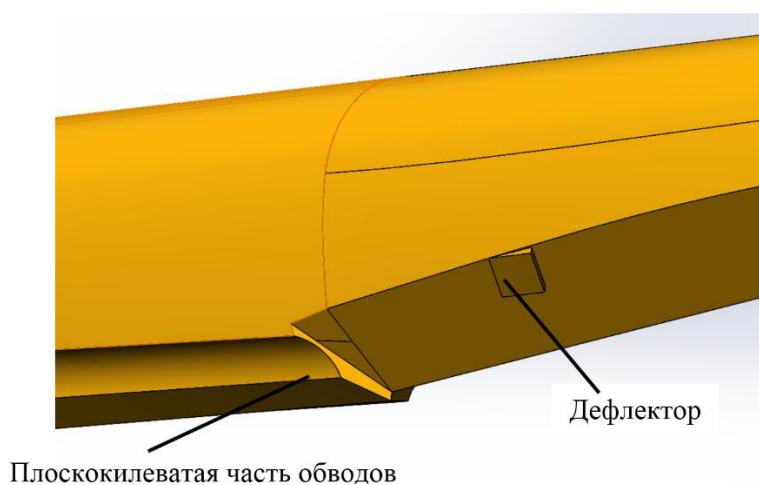


Рисунок 2.5 – Днище Бе-200 в районе редана

Помимо этого, на межреданной части лодки имеются дефлекторы в виде уступа. При скоростях выше  $0,7V_{взл}$  брызговые потоки, сходящие с редана, попадают на дефлекторы, создавая на них гидродинамическую подъёмную силу. Это позволяет сделать предположение о том, что если на дефлекторы установить гидродинамические интерцепторы, то с их помощью возможно будет управлять углом дифферента самолета.

Ключевой задачей, при проведении гидродинамических испытаний является выбор масштаба модели. Она состоит в выборе компромисса между двумя требованиями. С одной стороны, размер модели ограничен размерами рабочей области опытного бассейна, а также его грузоподъемностью и скоростью буксирующих устройств. Для этого, масштаб модели стараются уменьшить. А с другой стороны, на моделях малого размера возникает «масштабный эффект». То есть картина брызгообразование качественно отличается у модели и натуры ЛА водного базирования. Поэтому для исключения этого эффекта, экспериментаторы стараются выбрать масштаб модели наиболее близкий к натурному ЛА. Иногда приходится изготавливать несколько различных моделей для исследования различных режимов скоростей.

Кроме этого, масштаб модели должен удовлетворять закону подобия Фруда. Этот закон гласит, что сопротивление движению судна, в которое входит и волновое, равно произведению сопротивления движению его модели на куб их геометрического масштаба подобия, при этом скорость движения судна равна скорости буксировки модели, увеличенной на корень квадратный из масштаба геометрического подобия [8]. Следовательно, при масштабе модели 1: $M$  она должна иметь в  $\sqrt{M}$  раз меньшую скорость, в  $M$  раз меньшее всплытие и в  $M^3$  раз меньшее гидродинамическое сопротивление, чем натурный ЛА.

Единственным опытным бассейном в нашей стране, где проводятся испытания моделей самолетов-амфибий является бассейн в ЦАГИ. Поэтому при выборе масштаба модели и методики испытаний предполагается, что испытания будут проводиться в нём.

Бассейн имеет длину 210м, ширину 12м и способен буксировать модели со скоростями до 14м/с. К сожалению, на максимальной скорости рабочий участок составляет не более 2,5сек, что достаточно мало для мореходных испытаний.

Тем ни менее, рассчитывая, что скорость 14м/с в опытном бассейне должна соответствовать скорости 0,85-0,9 от взлётной ЛА. В связи с этим, для ЛА водного базирования, у которого взлётная скорость составляет 50м/с, при моделировании по числу Фруда подходящий масштаб составляет 1:10. Ширина днища при этом составит 200мм, что является минимальной рекомендованной величиной для гидродинамических испытаний [2, 8, 82].

В итоге модель для испытаний в опытном бассейне должна выглядеть следующим образом:

- Масштабная модель ЛА водного базирования в масштабе 1:10.
- На хвостовом горизонтальном оперении установлен поворотный руль высоты и сервоприводы для управления им (рисунок 2.6).

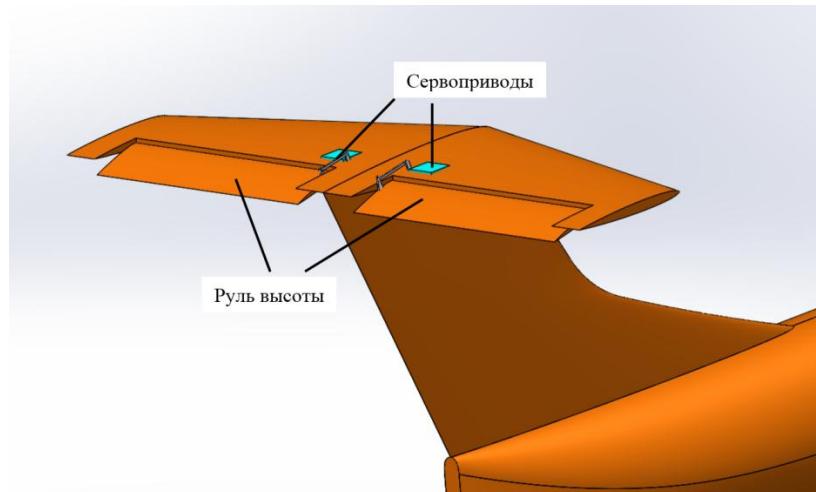


Рисунок 2.6 – Схема расположения сервоприводов для управления рулём высоты

- На редане и дефлекторах установлены гидродинамические интерцепторы (рисунок 2.7).

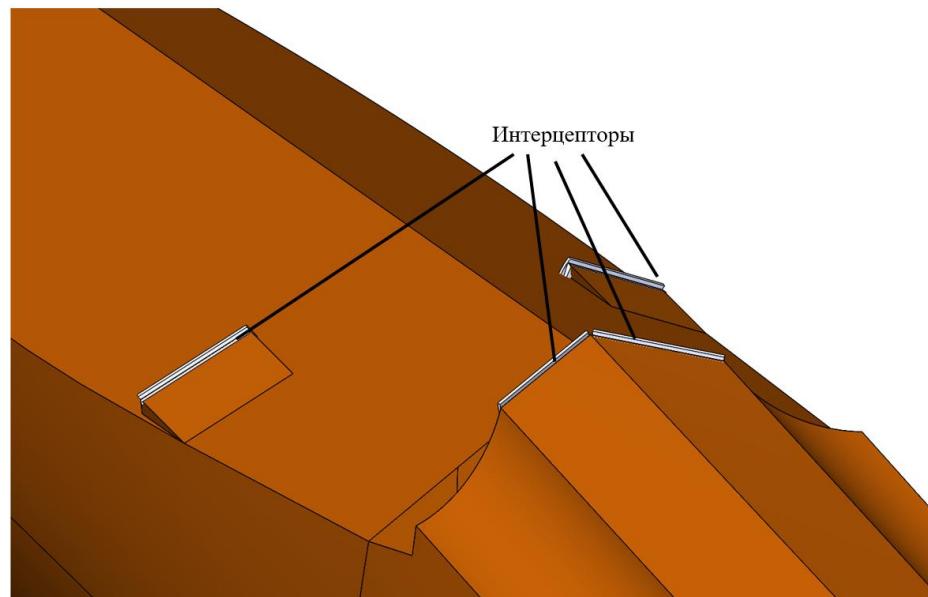


Рисунок 2.7 – Интерцепторы на редане и дефлекторах

– Интерцептор устанавливается на поворотных кронштейнах (рисунок 2.8). Передняя поверхность интерцептора изогнута по дуге окружности, центр которой совпадает с осью, относительно которой поворачивается кронштейн. Благодаря этому момент от нормальных гидродинамических давлений относительно оси поворота практически равен нулю. Максимальное выдвижение интерцептора должно быть 4мм.

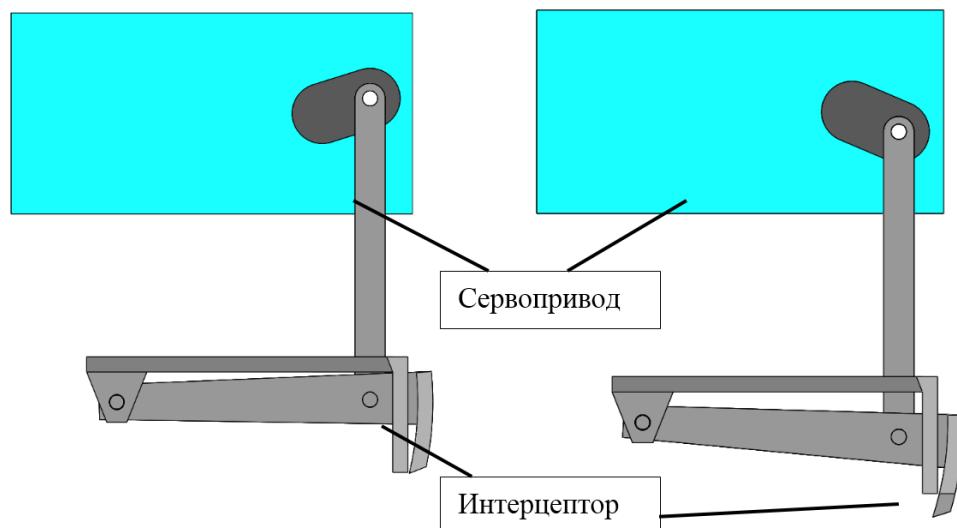


Рисунок 2.8 – Механизм выдвижения интерцептора

- Для выдвижения интерцепторов используются электрические сервоприводы.
- Сервоприводы устанавливаются внутри фюзеляжа (рисунок 2.9).

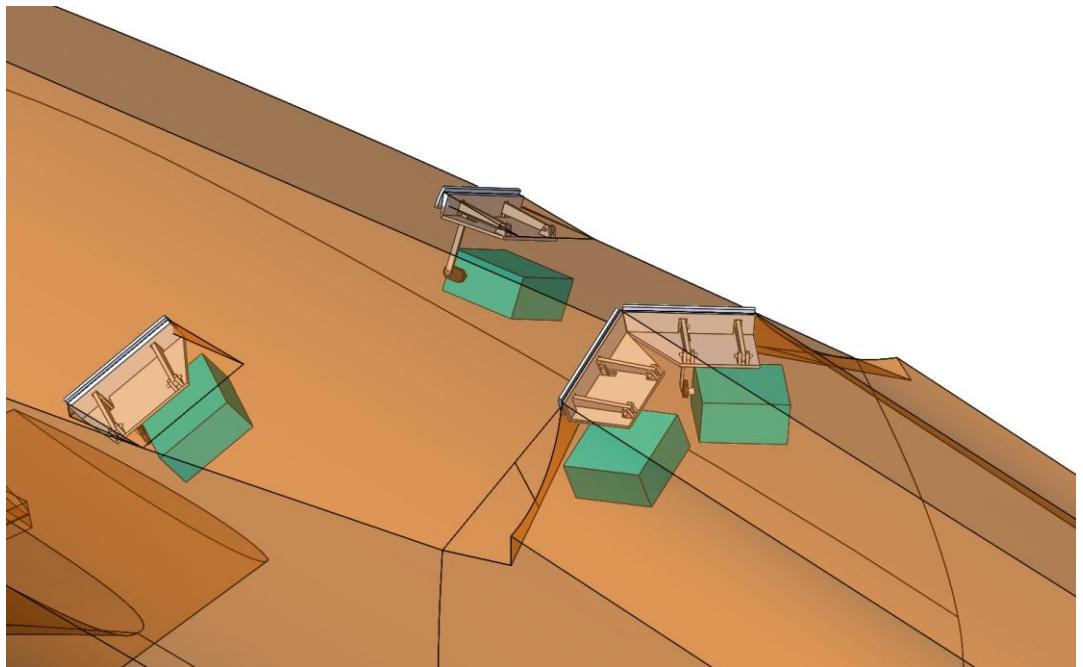


Рисунок 2.9 – Схема размещения интерцепторов на редане и сервоприводов в фюзеляже ЛА

- Внутри модели должна быть установлена система управления, включающая трёхосевые гироскопы и акселерометры, позволяющая управлять сервоприводами интерцепторов и руля высоты.

### **2.1.2. Оценка требований по нагрузкам для пластин интерцепторов**

Максимальную нагрузку, действующую на пластину интерцептора можно оценить следующим образом. Перед интерцептором возникает зона повышенного давления величиной  $p \sim 0,5 - 0,6 * 0,5 \rho V^2$  [11], соответственно горизонтальная сила, действующая на пластину-интерцептор можно оценить, как:

$$F = C_p \rho \frac{V^2}{2} hl$$

где  $C_p = 0,8$ ,  $h$  - максимальная величина выдвижения интерцептора,  $l$  - длина секции интерцептора,  $V$  - максимальная скорость. Деформация рабочей поверхности интерцептора не должна превышать 0,1мм [11].

### 2.1.3. Оценка требований к сервоприводам

Частота отработки приводов определяется частотой встречи модели с волной. Наиболее неблагоприятная считается волна длиной равной 2-м длинам фюзеляжа гидросамолета. Для исследуемой модели ЛА водного базирования масштабом 1:10 длина фюзеляжа составляет 2,8м. Максимальная скорость движения примем 14м/с. В таком случае частота встречи с волной составляет 2,5Гц. То есть. 2,5 раза в секунду сервопривод должен полностью выдвинуться и полностью убраться. С учетом запаздывания выхода сервопривода на рабочую скорость, максимальная скорость перемещения должна составлять 40мм/сек. Частота пропускания сервопривода должна быть на порядок выше частоты встречи с волной. Поэтому у сервопривода должна быть частота пропускания не ниже 25Гц.

Аналогичные рассуждения примененные для руля высоты показывают, что максимальная скорость его перемещения должна составлять не менее 3рад/сек (диапазон изменения угла установки руля высоты составляет  $\pm 25^\circ$ ).

Расчетная нагрузка на сервопривод определяется суммой моментов:

$$M_p = M_{hyd} + M_{tr} + M_{st}(1 + \Delta n_y) + J \ddot{\delta}$$

где

$M_{hydro} \approx 0,01FR$  - момент от гидродинамических сил.

$M_{tr}$  - момент от сил сухого трения в оси вращения при действии силы  $F$ .

$M_{st}$  - статический момент веса секции интерцептора относительно оси поворота.

$\Delta n_y = 3,5$  - избыточная вертикальная перегрузка самолета.

$J$  - момент инерции секции интерцептора.

Ещё одним требованием к сервоприводу является его полная влагозащищенность.

Указанным требованиям удовлетворяет сервопривод для судомоделей KST (рисунок 2.10).



Рисунок 2.10 – Влагозащищенный сервопривод KST

Он имеет следующие характеристики:

- Габариты 40x40x20мм;
- Вес 90гр;
- Скорость вращения вала без нагрузки 1об/сек;
- Частота пропускания 50Гц;
- Напряжение питания 7,4-8,4В;
- Мощность 12Вт;
- Максимальный крутящий момент 22кгс\*см;
- Класс влагозащищенности - IP67.

## **2.2. Разработка технических требований, предъявляемых к модели**

Сформулируем основные требования к модели, которые могут послужить основой для технического задания на изготовление модели.

### A) Назначение модели

- Определение гидродинамических характеристик модели самолета-амфибии, оснащенного гидродинамическими интерцепторами.
- Исследование влияния различных алгоритмов работы системы управления гидродинамическими интерцепторами и аэrodинамического демпфера тангажа на мореходные характеристики.

Б) Модель предназначена для буксировочных испытаний в опытном бассейне и катере-буксировщике.

В) Модель должна быть выполнена геометрически, массово и по моменту инерции подобна прототипу самолету-амфибии взлетной массой 37т.

Г) Для того чтобы иметь возможность изменять обводы днища фюзеляж должен быть изготовлен из пенопласта. Крылья, вертикальное и горизонтальное оперение должны быть изготовлены из современных композиционных материалов (полимерные композиты на основе стеклопластика или углепластика).

Д) Для обеспечения транспортировки модель должна быть разборной (крыло и горизонтальное оперение должны быть съёмными). Должна быть обеспечена возможность многократной сборки и разборки модели.

Е) Необходимо обеспечить возможность изменения угла установки крыла.

Ж) Стабилизатор модели изготавливается цельноповоротным с отклоняемым рулём высоты.

3) Модель должна быть герметичной и негигроскопичной, должна, при минимальной собственной массе, обладать достаточной прочностью и жесткостью, обеспечивающей регистрацию ударных перегрузок без существенных искажений. Максимальные значения перегрузок  $n_x, n_z < 3$ ,  $n_y < 5$ . Расчетная максимальная нагрузка на поплавок  $P_x=400\text{Н}$ ,  $P_y=360\text{Н}$ . Расчётный изгибающий момент консоли крыла  $M_x=45\text{кгм}$ ,  $M_y=50\text{кгм}$ .

И) Конструкция модели и ее оборудование должны содержать:

- площадку для установки шарнира буксировочной штанги в центре масс модели;
- отсеки для размещения бортового оборудования и балансировочных грузов, герметично закрытые крышками;
- съемные оси для прокачки модели при определении моментов инерции;
- отверстия для слива воды;
- площадку для установки угломера;

- две вертикальные штанги для балансировочных грузов (в носу и в корме модели)
- шаблоны для контроля установки стабилизатора и закрылков;
- контейнер с ложементами для транспортировки, хранения и технического обслуживания модели.

К) На модели должны быть выполнены отклоняемые органы управления (поворотный стабилизатор и руль высоты), механизация крыла во взлётном и посадочном положении, гидродинамические интерцепторы. Их конструкция должна обеспечивать жесткость и фиксацию в любом заданном положении.

Л) Допуски на изготовление снаряженной модели:

- масса  $\pm 1\%$ ;
- момент инерции  $\pm 5\%$ ;
- координаты центра масс  $\pm 1\%$  САХ;
- длина фюзеляжа  $\pm 5\text{мм}$ ;
- размах крыла  $\pm 5\text{мм}$ ;
- ординаты профиля крыла  $\pm 5\text{мм}$ ;
- длина контрольной хорды крыла  $\pm 1\text{мм}$ ;
- ордината контура фюзеляжа  $\pm 1,5\text{мм}$ ;
- допуски на горизонтальное и вертикальное оперение должны быть пропорциональны допускам крыла с учётом их фактических размеров.
- погрешность в установке измеряемых угловых величин должны быть одного знака относительно плоскостей их отсчета и не должны превышать  $15^\circ$ .

М) Модель должна быть оснащена сервоприводами для управления интерцепторами на редане и дефлекторах, рулями высоты, системой управления, источником питания.

### **2.3. Разработка технических требований к системе автоматического управления гидродинамическими интерцепторами**

### 2.3.1. Объект регулирования

Объектом регулирования является самолет-амфибия, движущийся по воде на режиме глиссирования, оборудованный гидродинамическими интерцепторами на поперечном редане и дефлекторах, управляемым рулем высоты. Интерцепторы являются органами управления по дифференту и крену. Интерцепторы на редане имеют по одной секции левого и правого борта. При выдвижении интерцептора на днище перед ним возникает дополнительное гидродинамическое давление, силы от которого и являются управляющим воздействием (рисунок 2.11).

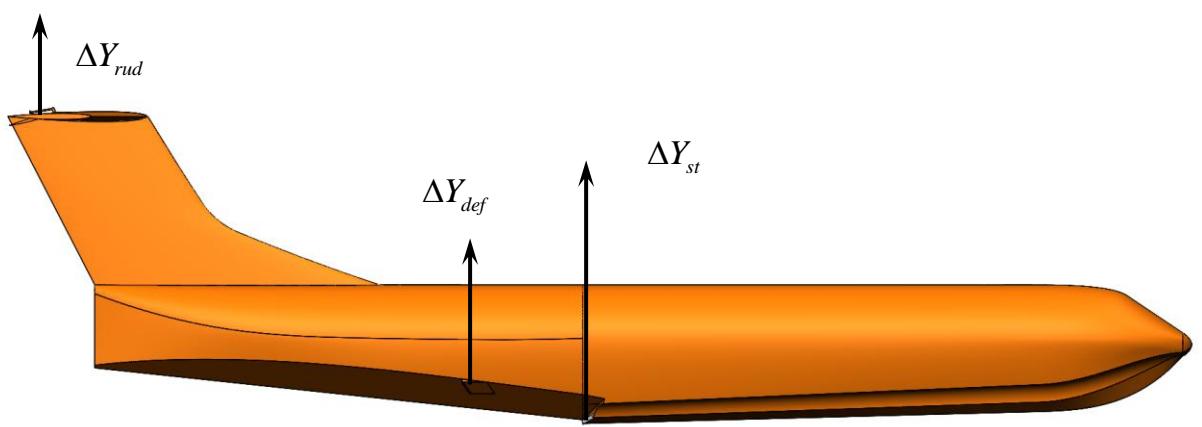


Рисунок 2.11 – Схема приложения управляющих воздействий

Силы  $\Delta Y_{st}$  и  $\Delta Y_{def}$  примерно пропорциональны корню квадратному из величины выдвижения интерцепторов  $\delta_{st}$  и  $\delta_{def}$  [11], и возникают практически мгновенно.

Часть днища за основным реданом глиссирует в следе за ним. Гидродинамическая сила, возникающая на этой части корпуса связана с величиной выдвижения интерцептора на редане  $\delta_{st}$ , углами дифферента  $\vartheta$  и крена  $\gamma$  сложной зависимостью, возникает с запаздыванием. На предвзлётных скоростях движения величина дополнительной подъёмной силы  $\Delta Y_{st}$  может быть соизмерима с нагрузкой на редан (разница веса аппарата и аэродинамической подъёмной силы).

Центр масс самолета-амфибии расположен впереди редана на расстоянии не более  $0,5B$ , где  $B$  – гидродинамическая ширина лодки в районе редана. Из-за малого плеча эффективность интерцептора, как органа управления по углу дифферента может быть не столь эффективна, как это имеет место на скоростных судах, по крайней мере, на относительно небольших скоростях движения. В отличие от скоростных судов обводы самолета-амфибии с целью снижения аэродинамического сопротивления не имеют транцевый срез, на котором возможно было бы установить интерцепторы для управления углом дифферента. Однако на днище самолета-амфибии Бе-200 на межреданной части имеются дефлекторы, расположенные на достаточном удалении от центра масс. Теоретически с помощью интерцепторов, установленных на них можно, будет управлять углом дифферента. Одной из целей испытаний является проверка этого утверждения и определение диапазонов возможного управляющего воздействия.

Уравнения объекта регулирования (самолет-амфибия) при реальных возмущениях на режиме глиссирования являются существенно нелинейными. В настоящее время практически отсутствуют аналитические методы определения этих уравнений. Из-за нелинейности объекта и нерегулярности реального волнения, возможности идентификации объекта путем экспериментальных исследований в лабораторных условиях также ограничены.

Поэтому одной из основных целей испытаний является определение опытным путем оптимальных законов управления (в данном случае под оптимальным понимается такое управление, которое позволяет получить при имеющихся ограниченных гидродинамических управляющих силах и моментах наилучшие ходовые и мореходные качества). В связи с этим САУ должна быть достаточно гибкой (обладать широким диапазоном регулировок), чтобы в процессе натурных испытаний можно было получить близкие к оптимальным законам управления.

### 2.3.2. Особенности движения самолета-амфибии с гидродинамической механизацией на тихой воде и функции САУ при этом

Дополнительные подъёмные силы от давлений, возникающих при выдвижении интерцепторов, позволяют получить на режиме глиссирования необходимую величину гидродинамической подъёмной силы при меньших углах дифферента и смоченной площади днища, чем у гладкого корпуса. В результате, возможно, не только скомпенсировать сопротивление интерцепторов, но и получить на больших скоростях существенное уменьшение суммарного гидродинамического сопротивления. Для реализации этого эффекта необходимо выдерживать определенные оптимальные зависимости величины выдвига интерцепторов  $\delta_{st}$ ,  $\delta_{def}$ , от скорости хода, нагрузки и центровки. До проведения испытаний зависимости  $\delta_{st}(V, M, \Delta)$ ,  $\delta_{def}(V, M, \Delta)$  следует считать неизвестными, и они подлежат определению в процессе испытаний. Для САУ должна быть предусмотрена возможность установки с пульта программных значений.

На большинстве режимов движения при выдерживании оптимальных зависимостей  $\delta_{st}^{opt}(V, M, \Delta)$ ,  $\delta_{def}^{opt}(V, M, \Delta)$  самолет-амфибия должен быть статически и динамически устойчив. Однако опыт показывает, что при глиссировании на режиме без смачивания скул с интерцептором постоянной высоты может иметь место неустойчивость, выражаяющаяся в интенсивных вертикальных колебаниях. Для предотвращения таких нежелательных явлений, при движении на спокойной воде САУ должна обеспечивать повышение устойчивости за счет динамических отклонений интерцепторов относительно их программных значений, обеспечивающих оптимальные ходовые качества.

Также необходимо исследовать возможность устранения неустойчивого режима движения при попадании в верхнюю и нижнюю границы устойчивости с помощью САУ.

Предварительные испытаний показали, что при глиссировании килеватого корпуса с выдвинутыми интерцепторами только одного борта возникает боковая

гидродинамическая сила, направленная к противоположному борту. В программе испытаний необходимо запланировать цикл исследований данного эффекта. Потенциально выдвижение интерцепторов на редане только одного борта возможно компенсировать боковую гидродинамическую силу, возникающую при ненулевом угле скольжения и тем самым выравнивать траекторию движения. Возникающий при этом разворачивающий момент необходимо компенсировать рулем направления.

### **2.3.3. Движение самолета-амфибии и функции САУ на волнении**

При ходе на волне САУ должна осуществлять демпфирование и возможную компенсацию возмущений продольных колебаний и стабилизацию угла крена. Необходимые для этого отклонения интерцепторов должны происходить от оптимальных программных значений. Следует отметить, что при движении на волне оптимальные программные значения выдвижения интерцепторов могут отличаться от таковых на спокойной воде. Целесообразность и необходимость такой корректировки должна быть выяснена в процессе испытаний, исходя из получения сочетания ходовых и мореходных качеств.

При движении на волнении одновременно работают интерцепторы на редане и дефлекторах и руль высоты.

### **2.3.4. Исполнительные приводы САУ**

Каждая секция интерцепторов и руля высоты управляет своим сервоприводом.

Сервоприводы должны обеспечивать ход интерцепторов 4мм, руля высоты  $\pm 25^\circ$ . Максимальная скорость перемещения интерцепторов без нагрузки не ниже 40мм/сек, руля высоту не ниже 3рад/сек. Полоса пропускания сервопривода не ниже 25Гц.

По указанным требованиям подходят сервоприводы для судомоделей производства компании KST и Hitec серий WP (waterproof).

### 2.3.5. Измерительные элементы САУ и требования к ним

В таблице 2.1 приведены: перечень измеряемых параметров, переделы их измерений, минимальные допускаемые значения собственных частот датчиков, обозначения выходных сигналов датчиков.

Таблица 2.1 Параметры САУ и точность их измерений

Измеряемый параметр	Пределы измерений	Минимальная собственная частота, Гц	Обозначения
Угол дифферента	$\pm 25^\circ$	10	$U_g$
Угловая скорость дифферента	$\pm 60^\circ/\text{сек}$	15	$U_{\dot{g}}$
Угол крена	$\pm 15^\circ$	10	$U_\gamma$
Угловая скорость крена	$\pm 60^\circ/\text{сек}$	15	$U_{\dot{\gamma}}$
Вертикальная перегрузка в районе центра тяжести	$\pm 5g$	50	$U_{n_y}$

### 2.3.6. Структура САУ

САУ содержит модуль для измерения перегрузок и угловых скоростей и вычислительное устройство.

В вычислительном устройстве по данным линейных перегрузок и угловых скоростей относительно связанных осей вычисляются углы крена и дифферента, их угловые скорости  $\vartheta, \dot{\vartheta}, \gamma, \dot{\gamma}$ . По этим данным вычисляются управляющие воздействия.

Для определения угловых скоростей и перегрузок может использоваться МЭМС гироскоп-акселерометр MPU 6050, обеспечивающий измерение угловых

скоростей в диапазоне  $\pm 250^\circ/\text{сек}$ , ускорений  $\pm 8\text{g}$ . Собственная частота датчика выше 1000Гц. Протокол обмена данными I2C.

В качестве вычислительного устройства может выступать 32 битный микроконтроллер STM32F405RG (ARM Cortex M4) с тактовой частотой 168МГц, оперативной памятью 192кб, поддержкой FPU, флэш памятью 1024кб.

Данного микроконтроллера будет достаточно для обработки данных МЭМС акселерометра-гирокопа с частотой 200Гц и формирования управляющего воздействия частотой 50Гц.

Структура САУ в виде блок-схемы представлена на рисунке 2.12.

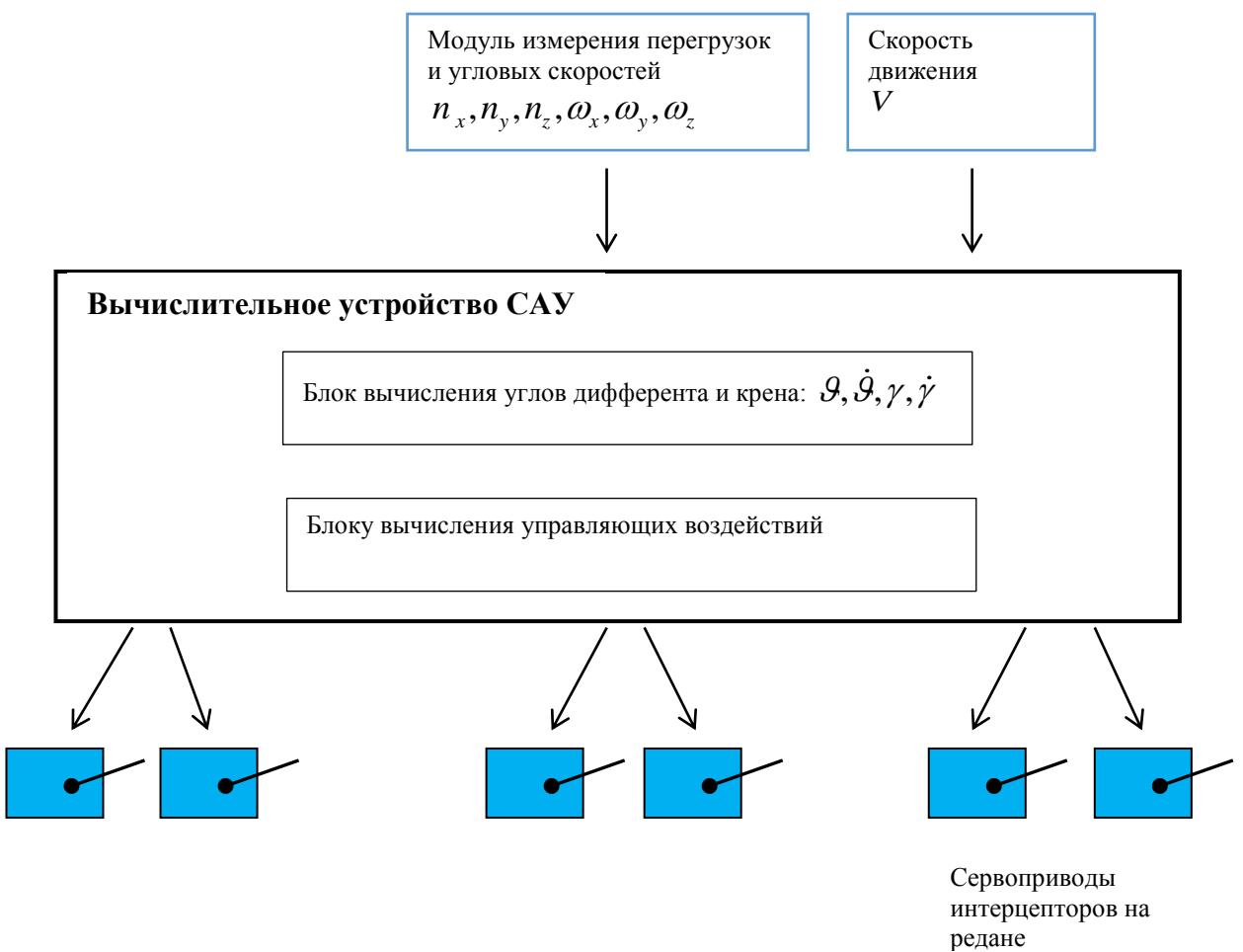


Рисунок 2.12 – Блок-схема САУ

Закон управления для канала руля высоты может иметь следующий вид:

$$\delta_{rud} = K_{rud\dot{\vartheta}} \dot{\vartheta}$$

Где  $\delta_{rud}$  - угол отклонения руля высоты. Ориентировочное значение коэффициента  $K_{rud\dot{\vartheta}} \approx 1,5 \text{ сек}$ . При испытаниях коэффициент необходимо уточнить и возможно добавить член учитывающий вертикальную скорость самолета.

Для управления интерцепторами возможный закон управления выглядит следующим образом:

$$\delta_{st} = \delta_{st0}(V, \Delta, M) + K_{st\dot{\vartheta}} \dot{\vartheta} + K_{st\dot{y}} \dot{y} + K_y y$$

Где  $\delta_{st0}(V, \Delta, M)$  - оптимальная величина выдвижения интерцептора в зависимости от скорости, момента и нагрузки

$\dot{y}$  - вертикальная скорость перемещения центра тяжести, получаемая в результате фильтрации вертикального ускорения центра тяжести фильтром, соответствующего уравнению:

$$T\ddot{y} + \dot{y} = \ddot{y}_{cg}$$

Где  $\ddot{y}_{cg}$  - ускорение центра масс, определяемое акселерометром,  $T=2 \text{ сек}$  – характерное время фильтра.

Ориентировочные значения коэффициентов управления:  $K_{st\dot{\vartheta}} = 0,5 \text{ мм*сек}$ ,  $\dot{y} = 0,01 \text{ сек}$ .

### 2.3.7. Общие требования к САУ при проведении испытаний и к её разработке

- САУ должна регистрировать все измеряемые и выдаваемые параметры, в том числе выходы обратных связей сервоприводов;
- для безопасности должна иметься возможность уборки всех интерцепторов в нулевое положение одним тумблером»
- у оператора должна быть индикация мгновенных положений интерцепторов и возможность их коррекции.

## 2.4. Буксировочные испытания модели самолета-амфибии с неподвижными гидродинамическими интерцепторами

Буксировочные испытания в опытном бассейне – это сложный процесс, состоящий из нескольких этапов.

Первостепенной задачей является выбор динамически подобной модели ЛА водного базирования. Ранее, были описаны требования, предъявляемые к модели ЛА водного базирования. После подбора модели, разрабатывается программа испытаний, в которой прописываются виды и ход испытаний, с указанием скорости буксировки модели, уровня волнения, нагрузки на воду и другие параметры. Далее, согласно этому документу, проводятся буксировочные испытания. Схема проведения испытаний в опытном бассейне показана на рисунке 2.13.

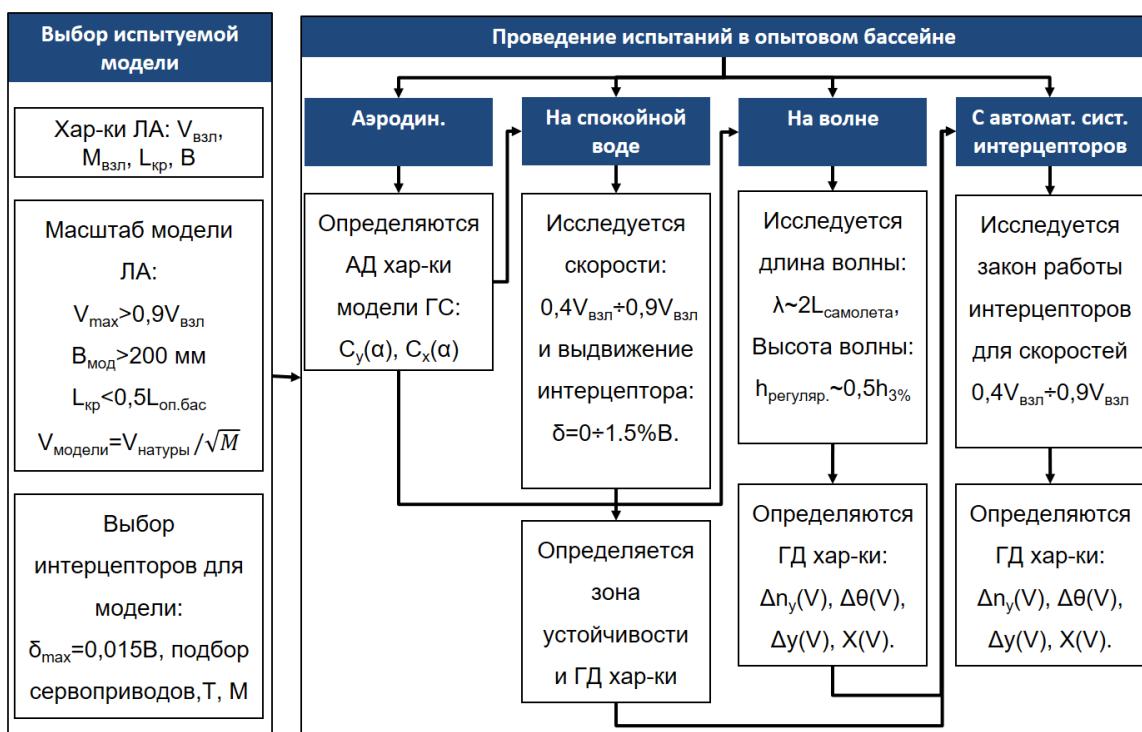


Рисунок 2.13 – Методика проведения экспериментальных исследований в опытном бассейне

К сожалению, в связи с отсутствием возможности изготовления специализированной модели, представленной выше и оснащении её автоматически управляемыми элементами, в данной работе была выполнены часть

экспериментальных исследований глиссирования самолета-амфибии, оснащенного неподвижными переставными интерцепторами в условиях спокойной воды. Для испытаний была выбрана существующая модель ЛА водного базирования в масштабе 1:10 (рисунок 2.14). Испытания проводились в диапазоне скоростей от 4м/с до 10м/с. Моделируемая масса модели 39кг. Модель была сбалансирована по моменту относительно точки подвеса. Интерцепторы имели ширину 50мм и могли выдвигаться и фиксироваться на высоту до 3мм.

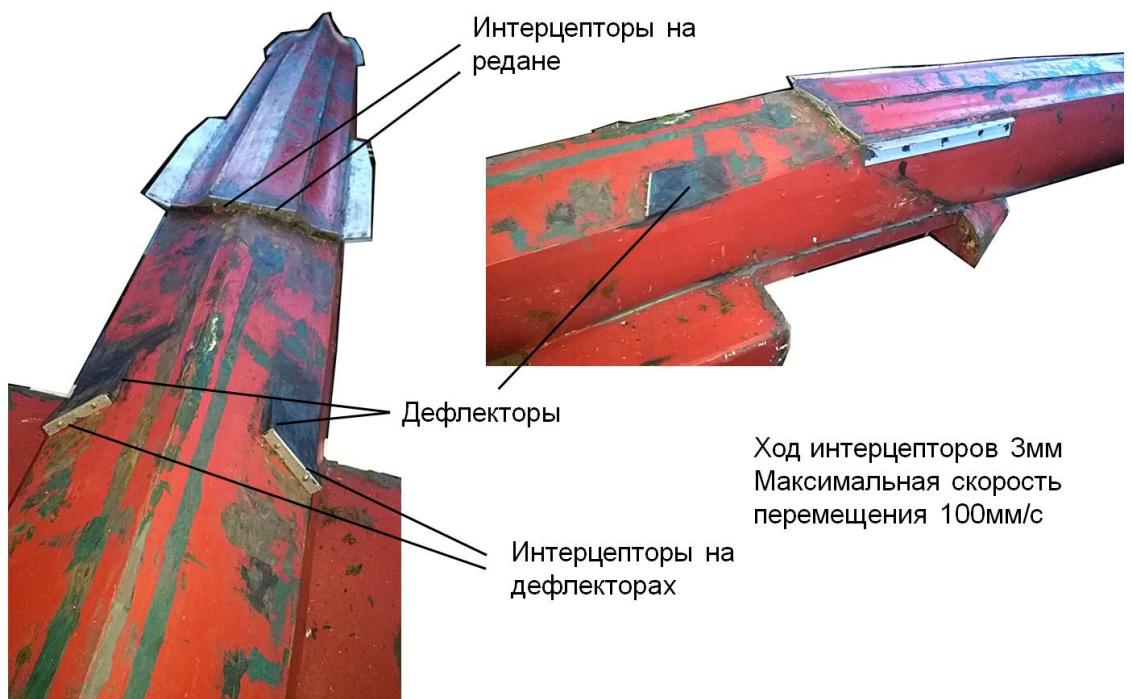


Рисунок 2.14 – Изображение модели ЛА водного базирования, оснащенной неподвижными переставными интерцепторами на редане и дефлекторах

Программа испытаний в опытном бассейне была следующая:

- буксировка с убранными интерцепторами и различными продольными моментами;
- буксировка с интерцептором на редане различной высоты и различными продольными моментами;
- буксировка с интерцептором различной высоты на дефлекторах и различными продольными моментами.

Эксперименты носили качественный характер, поэтому дополнительная разгрузка модели для компенсирования аэродинамики не выполнялась.

В процессе испытаний фиксировались следующие параметры:

- угол дифферента;
- полная сила сопротивления;
- вертикальные перемещения точки подвеса;
- расстояние до воды;
- скорость буксировки.

Модель подвешивалась на передней буксировочной ферме.

На рисунках 2.15 – 2.20 представлены результаты испытаний в виде зависимостей угла дифферента и силы сопротивления от скорости буксировки.

На рисунках 2.15 – 2.16 представлены данные при буксировках модели без интерцепторов с различными моментами.

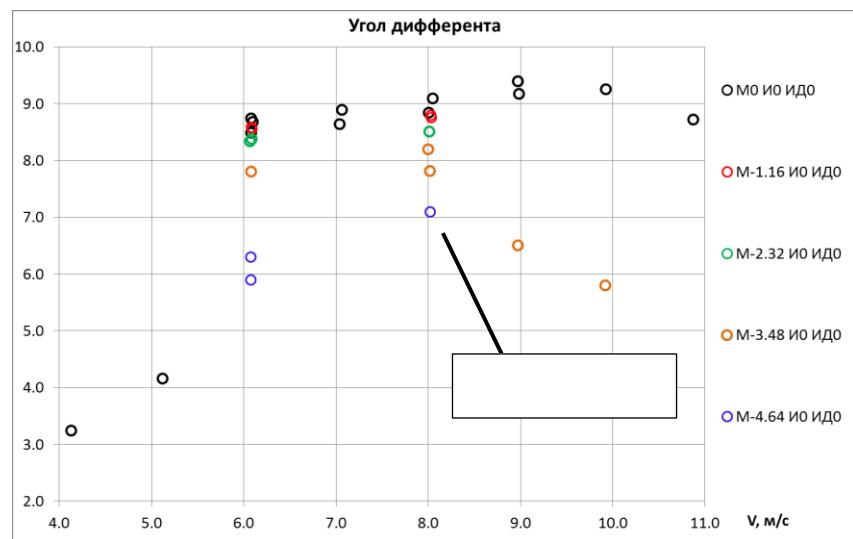


Рисунок 2.15 – Угол дифферента модели без интерцепторов

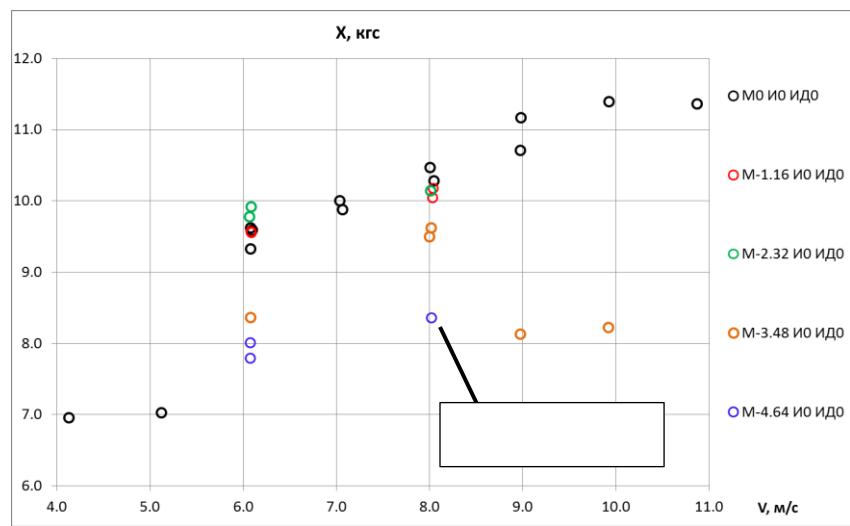


Рисунок 2.16 – Суммарное сопротивление модели без интерцепторов

Следует отметить, что во всем исследуемом диапазоне скоростей и моментов движение устойчиво кроме случая с моментом на нос 4,64кгс\*м при скорости 8м/с

На рисунках 2.17 – 2.18 представлены данные при буксировках модели с интерцептором на редане при моментах 0 и -3,48кгс\*м.

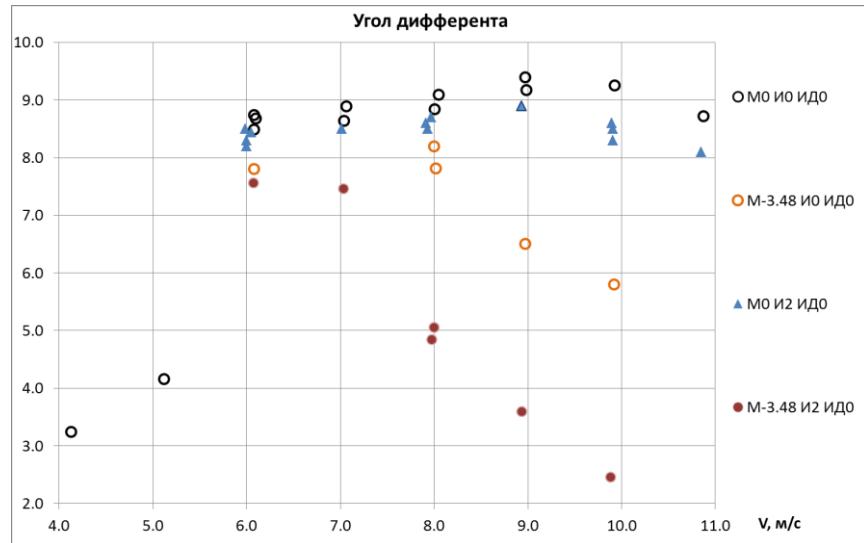


Рисунок 2.17 – Угол дифферента модели с интерцепторами на редане

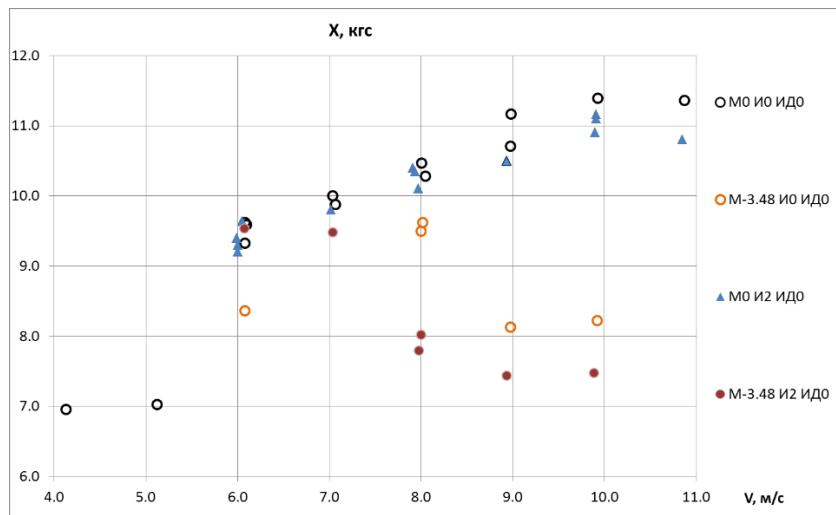


Рисунок 2.18 – Суммарное сопротивление модели с интерцепторами на редане

Результаты испытаний показывают, что при нулевом продольном моменте влияние интерцептора, установленного на редане довольно незначительно. Имеет место некоторое снижение угла дифферента и сопротивления при скоростях выше 9м/с. В тоже время при моменте на нос 3,48кгс\*м угол дифферента снижается на 3° относительно случае при этом же моменте, но без интерцептора. Также имеет место существенное снижение сопротивления на 10-15%.

На рисунках 2.19 – 2.20 представлены данные при буксировках модели с интерцептором на дефлекторе при моментах 0 и -3,48кгс\*м.

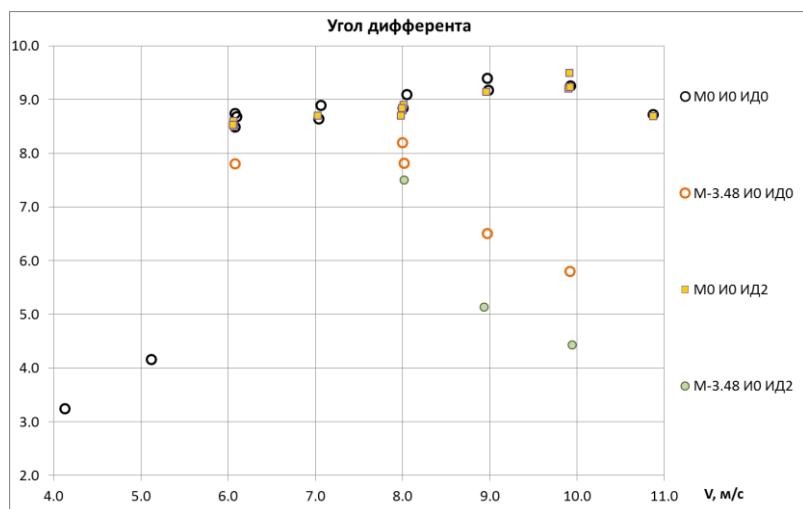


Рисунок 2.19 – Угол дифферента модели с интерцепторами на дефлекторе

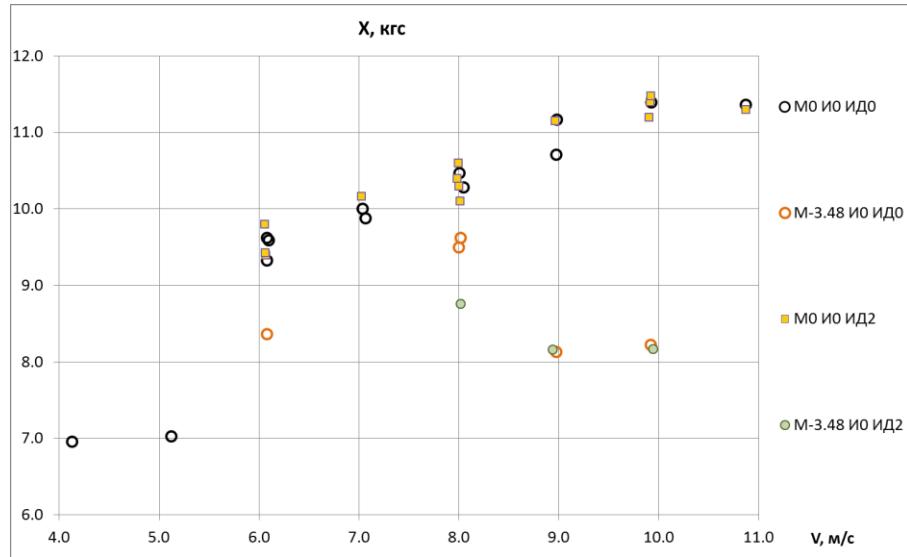


Рисунок 2.20 – Суммарное сопротивление модели с интерцепторами на дефлекторе

При нулевом моменте в диапазоне скоростей 6-11м/с присутствие интерцептора на дефлекторе никак не оказывается. Угол дифферента и сопротивление не меняются относительно исходного варианта. Это объясняется тем, что при полученных режимах обтекания дефлекторы находятся в воздухе, что было отмечено визуально.

При моменте на нос 3,48 кгс\*см угол дифферента снижается, увеличивается осадка и при скоростях выше 8м/с отмечается снижение угла дифферента, в результате дефлекторы входят в воду и отмечается снижение угла дифферента.

Во всем исследуемом диапазоне скоростей и центровок движение было устойчиво.

Таким образом, экспериментально было подтверждено, что с помощью установки интерцепторов на ЛА водного базирования возможно управлять углом дифферента и добиваться снижения сопротивления.

Следует отметить, что наибольший эффект от интерцепторов удается достичь в случае установки интерцепторов вдоль всей поперечной ширины лодки. К сожалению, выбранная модель ЛА обладает сложными многоскучными обводами и создать гидродинамические интерцепторы, повторяющие геометрию обводов,

является сложной технической задачей. Как был показано выше (рисунок 2.8), наиболее просто они могут быть установлены только на центральной плоскокилеватой части лодки.

В заключении необходимо отметить, что выполненные автором испытания оказались довольно трудоёмкими из-за необходимости «вручную» изменять положения интерцепторов. Для изменения параметров интерцепторов приходилось каждый раз снимать датчик вертикальных и угловых перемещений. И вновь проводить тарировку и отмечать «нулевое» касание редана.

При испытаниях модели, оснащенной дистанционно управляемыми интерцепторами, будет возможно добиться меньшей трудоёмкости и большей точности результатов.

## **Выводы по Главе 2**

Сформирован облик и технические требования, предъявляемые к экспериментальной модели ЛА водного базирования, оснащенную управляемыми интерцепторами на поперечном редане и дефлекторах, автоматически управляемым рулём высоты, системой автоматического управления. Модель предназначена для буксировочных испытаний в опытном бассейне и на катеребуксировщике. Представлены технические требования к исполнительным механизмам гидродинамических интерцепторов и системе их управления.

Разработана комплексная программа испытаний модели самолета-амфибии, оснащенной автоматически управляемыми гидродинамическими интерцепторами и аэродинамическим демпфером тангажа.

Проведены испытания модели ЛА водного базирования, оснащенной неуправляемыми переставными интерцепторами, в условиях спокойной воды. Полученные результаты качественно подтвердили снижение углов дифферента и сопротивления при установке интерцепторов. Отмечается высокая трудоёмкость подобных испытаний без возможности дистанционно изменять величину выдвижения интерцепторов.

## ГЛАВА 3. РАЗРАБОТКА МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ И РАСЧЁТНОЙ МЕТОДКИ МОДЕЛИРОВАНИЯ ГЛИССИРОВАНИЯ МОРСКИХ ЛА

Буксировочные гидродинамические испытания моделей летательных аппаратов требуют больших финансовых и временных затрат. Это обусловлено как высокой стоимостью самой модели ЛА, которая должна быть инерциальной подобной и при этом жесткой, так и стоимостью самих испытаний в опытном бассейне. Кроме этого, в нашей стране ни в ФГУП «ЦАГИ им Н.Е. Жуковского», ни в ФГУП «Крыловский ГНЦ» фактически не сохранились катера-буксировщики, позволяющие проводить испытания моделей на больших скоростях в условиях открытой воды, что требуется для отработки алгоритмов автоматического управления, так как рабочий участок существующих опытных бассейнов недостаточен. Поэтому необходимо добиться возможности проведения исследований расчетным путем.

В настоящее время существует большое количество программных комплексов, основанных на решении системы уравнения Рейнольдса методом конечных объёмов, которые в том числе позволяют моделировать течения со свободными границами, в частности задачи глиссирования и быстрого входа тел в воду. Это такие коммерческие программы, как Ansys CFX, Ansys Fluent, Star CCM, отечественный продукт FlowVision, а также программа с открытым исходным кодом Open FOAM. Не смотря на большую распространённость указанных программных комплексов, автору данной работы не удалось найти публикаций, в которых была бы проведена методичная верификация этих программ на примере моделирования глиссирования и быстрого входа тел в воду. Поэтому в данной работе были выполнены серии расчетов с применением указанных программных комплексов, с целью определить возможность его использования для моделирования глиссирования тел, имеющих обводы, схожие с обводами морских ЛА. В качестве тестовых, рассматривались следующие базовые задачи глиссирования, для которых имеются надёжные экспериментальные данные:

- стационарное глиссирование килеватого тела по невозмущенной поверхности воды на полной и неполной ширине;
- прохождение килеватым телом серии регулярных волн;
- вход призматического тела в воду;
- глиссирование плоскокилеватого тела с интерцептором;
- глиссирование со скольжением.

Далее будет показано, что результаты моделирования, проведенные с помощью программного комплекса OpenFOAM, хорошо согласуются, качественно и количественно, с экспериментальными данными. В тоже время подобные расчеты требуют больших вычислительных и временных затрат и фактически не предназначены для моделирования нестационарных процессов продолжительностью десятки секунд, характерными для глиссирования ЛА на режимах взлёта и посадки.

Поэтому, для исследования мореходных характеристик морских ЛА с автоматически управляемыми гидродинамическими и аэrodинамическими элементами в данной работе была разработана упрощённая математическая модель и компьютерная программа, позволяющая моделировать динамику глиссирования в условиях волнения и спокойной воды в продольной плоскости (в данном случае, совпадает с плоскость симметрии ЛА водного базирования). Модель основывается на методе поперечных сечений [2, 56, 79, 83, 89]. Для задания волны используется модель одномерного линейного морского волнения, основанная на теории прогрессивных волн малой амплитуды [25]. Для определения кильватерного следа образующегося за реданом используется упрощённая математическая модель с эмпирическими поправочными коэффициентами [84]. Уравнения динамики ЛА помимо гидродинамических сил и моментов дополнены аэродинамическими силами и моментами, действующими на крыло, фюзеляж и горизонтальное оперение, а также силой тяги двигателей. Для учета влияния гидродинамических интерцепторов используется зависимости, полученные Ю.М. Банниковым и В.А. Лукашевским [11, 84]. Модель позволяет задавать любые законы управления интерцепторами и аэродинамическим рулём высоты в виде дифференциальных

уравнений. Математическая модель была верифицирована на надёжных экспериментальных данных [87]. Но несмотря на это, результаты, полученные с её помощью, носят больше качественный характер. Все же, с их помощью можно оценить влияние неуправляемых и управляемых гидродинамических интерцепторов на мореходные и гидродинамические характеристики морских ЛА, а также сформулировать рекомендации по их применению. На компьютерную программу, реализующую указанную математическую модель автором работы было получено свидетельство на программу для ЭВМ №2018616919 в Роспатенте [23].

### **3.1. Разработка и верификация методики моделирования глиссирования морских летательных аппаратов с помощью программных комплексов вычислительной гидродинамики**

В настоящее время существует большое количество программных комплексов вычислительной гидродинамики позволяющих моделировать течения жидкости в трехмерной постановке. В основе любой из этих программ лежит численное решение системы уравнений Рейнольдса, дополненных алгебраической или дифференциальной моделью турбулентности, методом конечных объёмов. Одним из таких программных комплексов является программа Open Foam. Её достоинством является возможность использовать различные виды сеток, в том числе и Декартовые. Данный вид сеток оптимален для моделирования задач со свободными границами, так как ячейки располагаются параллельно граням расчетной сетки.

#### **3.1.1 Моделирование входа килеватых тел в воду**

Рассмотрим задачу быстрого входа килеватого тела в воду. Как известно [56], быстрый вход тел в воду сопровождается всплесками и брызговыми потоками жидкости, особенностью которых является их относительно высокая кинетическая энергия и малые размеры (стремящиеся к нулю в теории идеальной жидкости). В связи с этим, у целого ряда ученых возникают сомнения, что численные методы, построенные на методе конечных объёмов, дадут адекватные результаты, или же для этого могут потребоваться слишком детализированные сетки и, следовательно, большие вычислительные ресурсы. Задача быстрого входа тела в воду имеет широкое применение в гидродинамике, в том числе и для приводнения летательных аппаратов.

Так для определения сил и моментов, действующих на глиссирующее тело, широко используется метод поперечных плоских сечений [2, 57]. Сущность метода заключается в том, что каждое поперечное сечение глиссирующего тела считается расположенным в относительном плоском потоке, нормальном к нижней поверхности тела, и это плоское течение аналогично течению при погружении тела

с формой, соответствующей поперечному сечению. Для гидродинамических сил, действующих на погружающиеся в воду тела клиновидной формы имеются аналитические решения [56,57]. В случае сложной геометрии, для определения гидродинамических сил приходится использовать только экспериментальные данные.

В связи с этим, применение численного моделирования для решения задач быстрого входа в воду тел со сложной геометрией, например, многоскучные обводы самолета Бе-200, могло бы позволить рассчитывать гидродинамические силы и моменты без проведения эксперимента. Что привело бы к существенному сокращению времени и затрат на получение этих данных, а что самое главное, позволило бы моделировать задачу глиссирования гидросамолета в режиме реального времени. С этой целью, была проведена верификация программного комплекса Open Foam на задачах входа тел в воду.

Ранее, в ФГУП «ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского» В.П. Соколянским были проведены эксперименты [2, 90], моделирующие погружение в воду призматических тел в двумерной постановке. Постановка эксперимента выглядела следующим образом, между двумя параллельными вертикальными прозрачными стенками неподвижно устанавливалось испытуемое тело и на него снизу-вверх набегал поток жидкости, то есть скорость потока на свободной поверхности была направлена вертикально вверх. В ходе эксперимента определялась вертикальная сила, действующая на тело. Помимо этого, велась видеосъёмка, камера была установлена за прозрачной стенкой экспериментального стенда.

С целью верификации программного комплекса Open FOAM, в данной программе автором проводилось численное моделирование в такой же постановке, что и в эксперименте.

Результаты моделирования входа в воду серии тел представлены на рисунках 3.1 – 3.4 в виде зависимостей вертикальной силы, действующей на тело, от глубины его погружения, и изображений водной поверхности в разные моменты времени. Был смоделирован вход в воду двух клиновидных тел с углами килеватости  $15^\circ$  и  $25^\circ$ , цилиндрического тела и клиновидного профиля с цилиндрической

поверхностью у вершины. На рисунках 3.1-3.4 представлено сопоставление экспериментальных данных с расчетами.

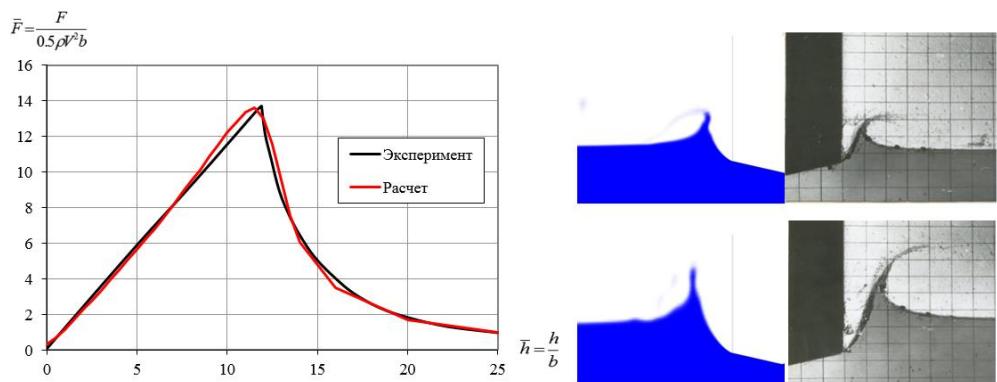


Рисунок 3.1 – Сопоставление результатов расчётов и экспериментов погружения в воду клина с углом килеватости  $15^\circ$

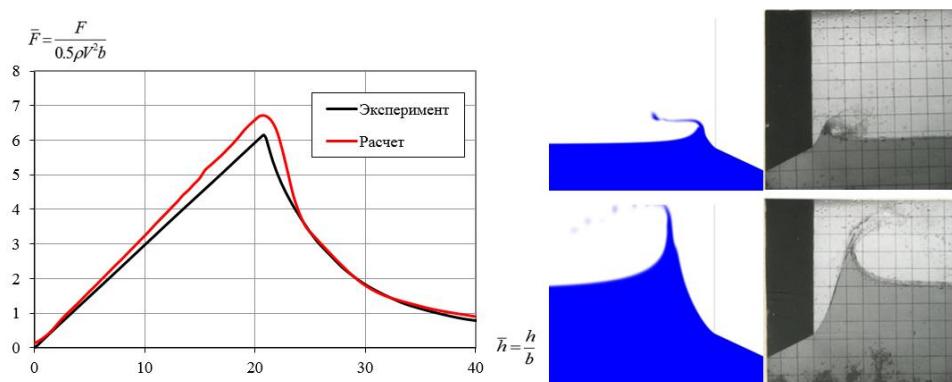


Рисунок 3.2 – Сопоставление результатов расчётов и экспериментов погружения в воду клина с углом килеватости  $25^\circ$

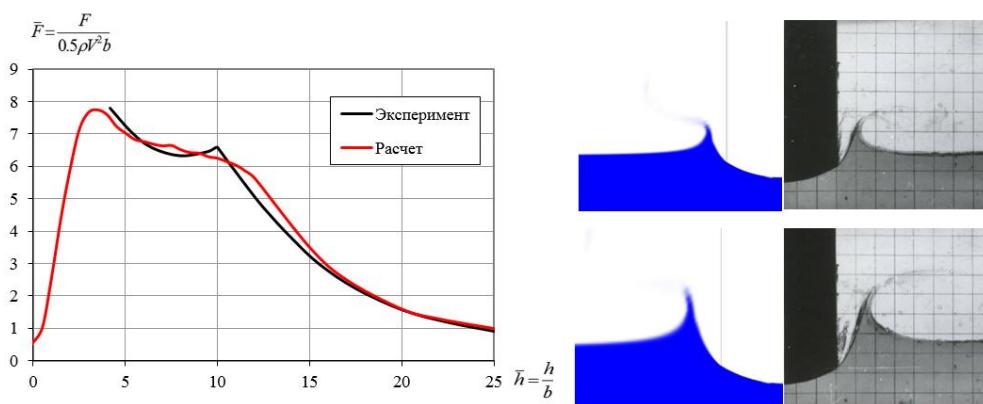


Рисунок 3.3 – Сопоставление результатов расчётов и экспериментов погружения в воду цилиндрического профиля

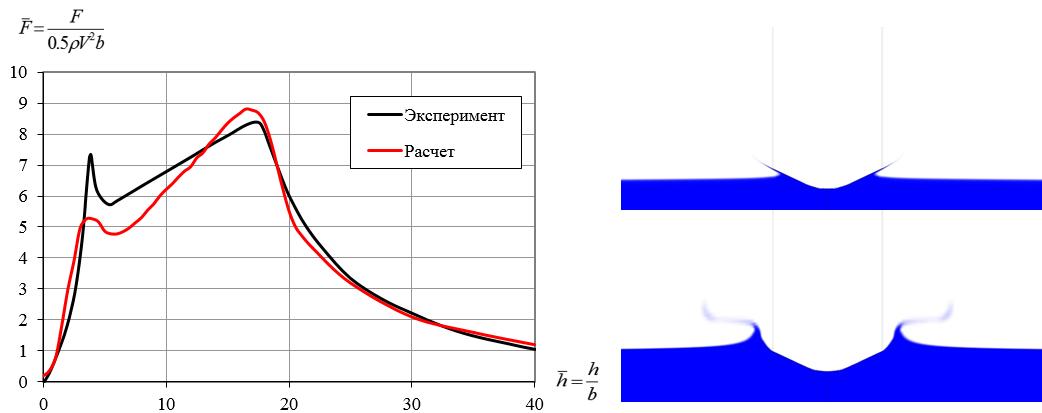


Рисунок 3.4 – Сопоставление результатов расчётов и экспериментов погружения в воду клиновидного профиля с цилиндрической поверхностью у вершины.

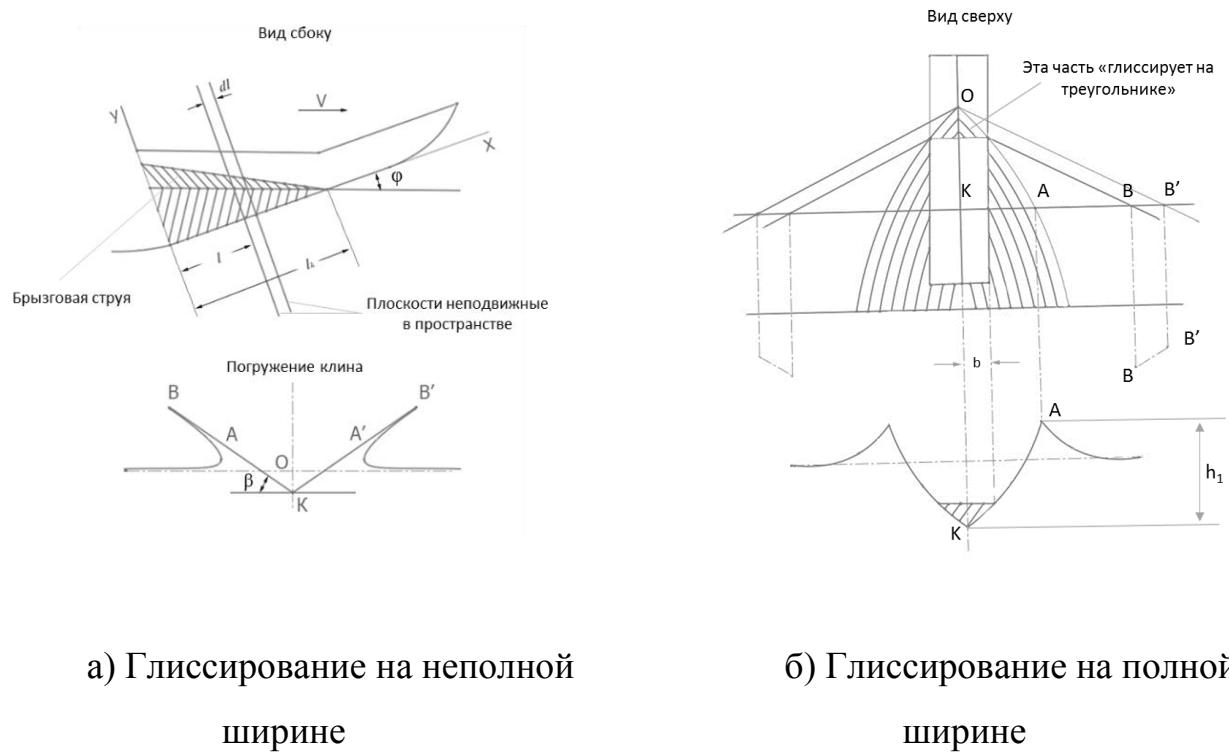
Результаты показывают, что численное моделирование, выполненное с помощью программного комплекса OpenFOAM качественно и количественно, согласуется с экспериментальными данным в пределах точности эксперимента ( $\pm 5\%$ ). Следовательно, программный комплекс OpenFOAM применим для расчета параметрических зависимостей нагрузок, действующих при входе в воду в вертикальной плоскости сечений днища самолётов-амфибий, обладающих сложной геометрической формой. Из этого следует, что в дальнейшем, эти параметрические зависимости могут быть применимы при расчете динамики глиссирования методом поперечных плоских сечений.

### 3.1.2 Моделирование стационарного глиссирования плоскоцилеватых тел на спокойной воде

Рассмотрим задачу стационарного глиссирования плоскоцилеватых тел. Эта задача, с точки зрения гидродинамики, является классической и широко исследована ранее. В частности, в работах [21, 85 - 88] представлены результаты систематических экспериментов по определению гидродинамических сил и моментов при стационарном глиссировании плоскоцилеватых пластин в опытном бассейне ФГУП «ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского». Хотя, эти экспериментальные

результаты были получены более полувека назад, тем не менее, их достоверность не вызывает никаких сомнений.

Как известно, по характеру обтекания глиссирование плоскокилеватого тела можно разделить на два типа. Первый – это глиссирование на неполной конструктивной ширине, также называемое, как глиссирование без смачивания скул (рисунок 3.5а). Второй – глиссирование на полной конструктивной ширине или режим глиссирования со смачиванием скул (рисунок 3.5б). Характер обтекания в обоих случаях существенно различается.



а) Глиссирование на неполной ширине

б) Глиссирование на полной ширине

Рисунок 3.5 – Схема течений жидкости при глиссировании на полной и неполной конструктивной ширине

При глиссировании на неполной конструктивной ширине проекция смоченной поверхности плоскокилеватой пластины на плоскость, проходящую через киль, перпендикулярную продольной плоскости симметрии пластины, представляет треугольник. В каждом поперечном сечении глиссирующей пластины течение имеет характер, сходный с течением, образуемым клином, погружающимся в воду с постоянной скоростью. В близи передней кромки глиссирующей поверхности имеет место ветвление потока, на этих линиях

давление максимально. В районе пересечения свободной границы и поверхности пластины имеет место подъём жидкости выше невозмущенного уровня. Экспериментально и теоретически показано [21], что количественное отношение смоченных ширин с учетом подпора с и без учета подпора  $c_0$  составляет:

$$\bar{c} = \frac{c}{c_0} \approx \frac{\pi}{2} \quad (3.1)$$

В работе [21] было экспериментально подтверждено это выражение для глиссирующих плоскокилеватых пластин с углом поперечной килеватости  $\beta = 30^\circ$  в широком диапазоне скоростей, погружений и углов дифферента.

При глиссировании на полной ширине проекция смоченной поверхности на плоскость, проходящую через скулы, представляет пятиугольник. Картина обтекания существенно отличается от картины обтекания на неполной ширине. Передняя часть днища глиссирует без смачивания скул основным потоком. Остальная часть глиссирует с погруженной скулой. Основной поток в этом случае срывается не только с транца пластины, но и со скуловой линии.

Эксперименты в работе [21] выполнялись по следующей схеме. Тело, похожее на корпус лодки с постоянным углом поперечной килеватости  $\beta$  с фиксированным углом дифферента  $\vartheta$  буксировалось по поверхности спокойной воды с постоянной скоростью. Тело имело свободу вертикальных перемещений. В процессе испытаний измерялись скорость, вертикальные перемещения, сила сопротивления, продольный момент. Подъёмная сила задавалась весом тела, который можно было изменять путём разгрузки через систему блоков. Для исключения влияния аэродинамической силы при буксировке перед моделью был установлен аэродинамический щит.

Испытания на режиме без смачивания скул проводились с телом шириной  $B=0,6$  м, длиной 2 м, углом поперечной килеватости  $\beta=30^\circ$ . На режиме со смоченной скулой испытания проводились с телом шириной  $B=200$  мм, длиной 2 м, углом поперечной килеватости  $\beta=15^\circ$ .

При численном моделировании задача решалась в обращенной постановке. Тело было зафиксировано по углу дифферента и погружению киля в районе транца

относительно невозмущенного уровня жидкости. На входе в расчетную область перед телом задавалась скорость потока жидкости.

На рисунке 3.6 показан фрагмент расчетной сетки. В силу симметричности задачи рассматривалась только половина тела. Размер расчетной области  $20 \times 10 \times 5$  м. Основная часть расчетов был выполнен на расчетной сетке объемом 9,5 млн. ячеек. Величина  $Y^+$  на поверхности тела не превышал значения 1,0. В ходе расчетов подбирался шаг по времени. В итоге основная часть расчетов выполнялась с шагом 0,0001-0,001 сек.

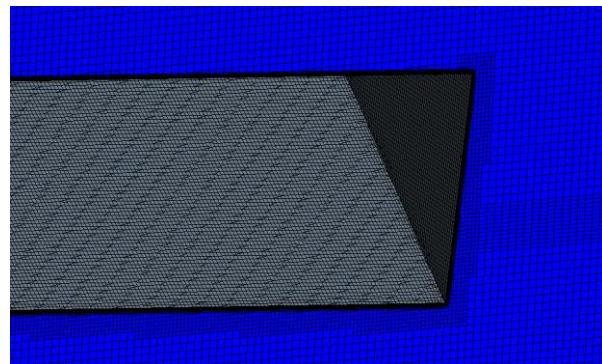


Рисунок 3.6 – Фрагмент расчетной сетки

Автором были выполнены серии гидродинамических расчетов при разных углах дифферента, погружениях модели, скорости потока.

На рисунке 3.7 представлено изображение свободной поверхности воды позади глисссирующего тела.

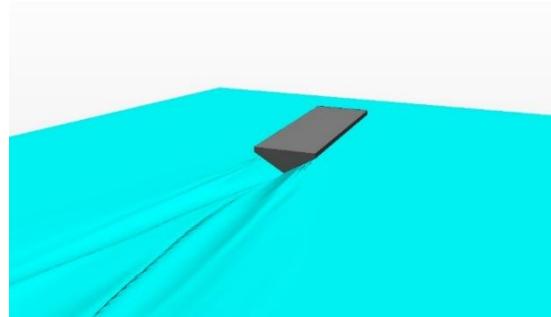


Рисунок 3.7 – Изображение системы волн на поверхности воды, сформированной глисссирующим телом [17].

Качественно картина течения и система волн соответствуют реальной картине течения. За телом формируется волновая впадина, которая затем переход

в горб, также за телом формируются система косых относительно направления движения волн. Форма смоченной поверхности днища имеет форму треугольника (рисунок 3.8).

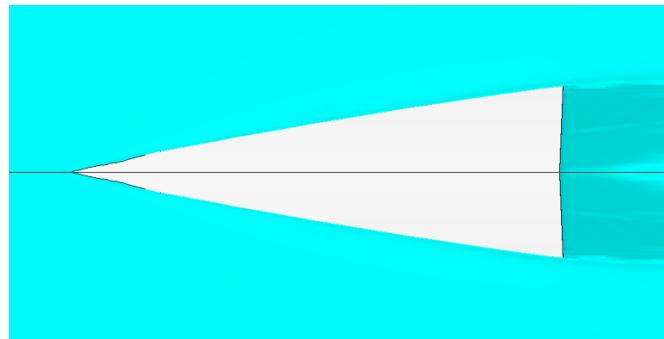


Рисунок 3.8 – Изображение смоченной части днища

Вблизи тела имеет место подъем свободной границы на встречу глисссирующей поверхности и формирование брызговых потоков. На рисунок 3.9 показаны изображения границы жидкости в вертикальных поперечных сечениях тела. Хорошо видны брызговые потоки на границе глисссирующего тела и жидкости.

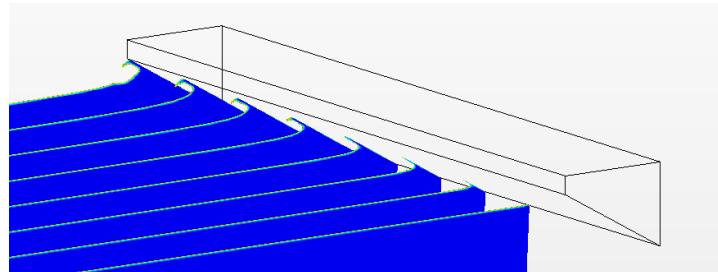


Рисунок 3.9 – Формирование всплеска и брызговых потоков на границе глисссирующего тела и жидкости

Для сопоставления количественных показателей, характеризующих обтекание на рисунок 3.10 представлены отношения смоченной ширины тела и ширины тела на уровне невозмущенной жидкости в районе транца для различных расчетных случаев. На этом же графике отмечено известное значение этого отношения (3.1), составляющее величину  $\pi / 2$ .

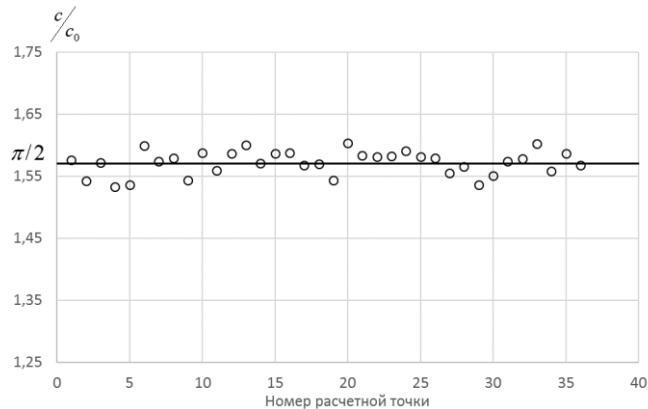


Рисунок 3.10 Отношение смоченной ширины к геометрической ширине, глиссирующей плоскокилеватой пластины (расчет – точки, линия –теоретическая зависимость)

Можно отметить хорошее совпадение расчетных значений с известными результатами в пределах точности выполнения экспериментов [21].

Основные результаты расчетов гидродинамических сил и моментов, и их сопоставление с экспериментальными данными для глиссирования на неполной ширине представлены на рисунках 3.11-3.13. Результаты относятся к случаю глиссирования плоскокилеватой пластины с углом поперечной килеватости  $30^\circ$ , скоростью 6м/с, углом дифферента  $\vartheta = 4^\circ$ . Результаты расчетов представлены в виде зависимостей подъёмной силы  $Y$ , силы сопротивления  $X$  и продольного момента, действующих на тело от глубины погружения килевой линии на транце  $H$ , относительно невозмущенной границы жидкости. Продольный момент отсчитывается от кормовой точки на киле.

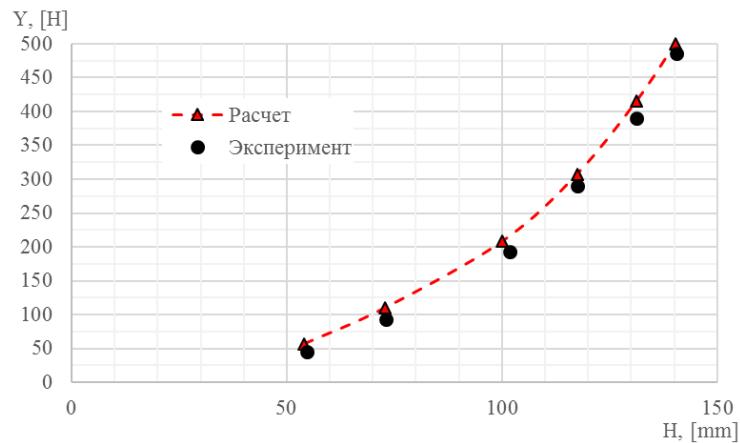


Рисунок 3.11 – Зависимость подъёмной силы  $Y$ , действующей на тело от глубины погружения  $H$

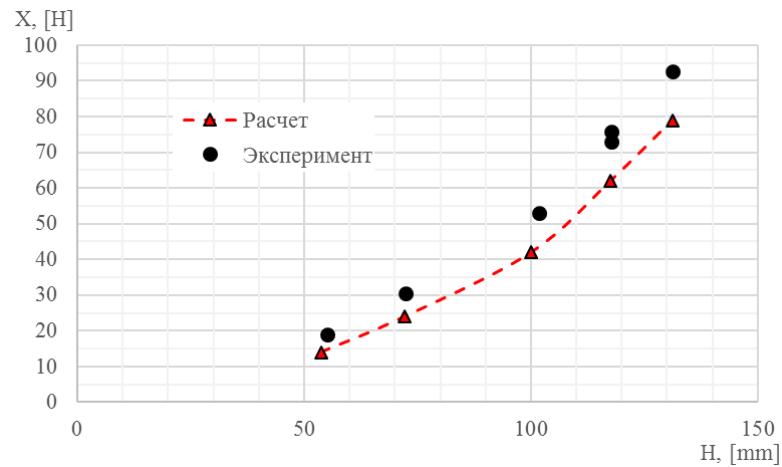


Рисунок 3.12 – Зависимость силы сопротивления  $X$ , действующей на тело от глубины погружения  $H$

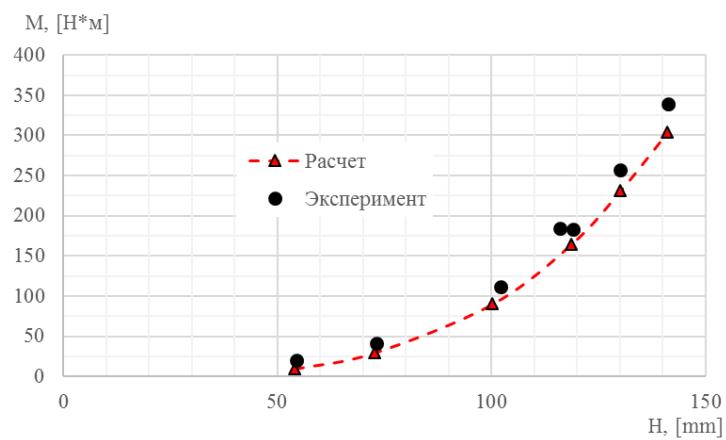


Рисунок 3.13 – Зависимостей продольного момента  $M$ , действующего на тело от глубины погружения  $H$

Можно отметить хорошее совпадение значений подъёмной силы, полученных в расчетах и экспериментах. Причем удовлетворительное совпадение уже имеет место при довольно грубых расчетных сетках объёмом 800 000 ячеек. Значения продольных моментов в расчете воспроизводятся несколько хуже, чем подъёмная сила.

Наибольшие вопросы вызывает точность воспроизведения силы сопротивления. Качественно зависимость рассчитанного сопротивления от скорости соответствует экспериментальному, но количественно на 10-15% меньше.

При сопоставлении результатов расчетов и экспериментов необходимо учитывать точность последних. Подъёмная сила, действующая на буксируемую в процессе экспериментов модель, фактически задаётся её весом. Модель имеет свободу по вертикальным перемещениям, которые относительно уровня невозмущенной жидкости измеряются с точностью 2-4мм. Данная точность обусловлена в первую очередь погрешностью в определении уровня свободной поверхности в процессе испытаний, в связи наличием постоянно присутствующих длинных волн малой высоты в опытном бассейне. Скорость измеряется с точностью 0,1м/с и поддерживается постоянной в пределах 0,2м/с. То есть на уровне погружений более 100 мм для графика на рисунке 3.11 погрешность экспериментальных значений подъёмной силы находится в пределах 4% и менее. При меньших погружениях погрешность увеличивается. А значит можно утверждать, что полученные в процессе расчетов значения подъёмной силы коррелируют с экспериментальными данными в пределах точности экспериментов.

Наибольшую сложность при проведении гидродинамических испытаниях в постановке работы [21,22] вызывает корректное измерение продольного гидродинамического момента. Здесь сказывается множество факторов. Это и исключительно нестационарный характер обтекания при глиссировании, меняющаяся форма и площадь замытой водой поверхности, невозможность создания полноценной базы динамометра, взаимовлияние различных сил, ошибки при определении начального погружения. Суммарно это даёт погрешность

эксперимента на уровне 10% и более, особенно точность падает при малых погружениях. Поэтому, можно утверждать, что продольный момент коррелирует с экспериментальными данными в пределах точности измерений.

На основании опыта автора работы в проведении гидродинамических испытаний можно утверждать, что суммарная погрешность определения силы сопротивления глиссирующего корпуса в работе [21,22] составляет 3-5%. Различия в значениях силы сопротивления между расчетными и экспериментальными значениями больше погрешности измерений. Сила сопротивления имеет две составляющие. Первое – вызванное статическим давлением, которое пропорционально силе гидродинамической подъёмной силе и угла дифферента  $Ytg\vartheta$ . Второе обусловлено трением, то есть касательными напряжениями. А так как гидродинамическая подъёмная сила хорошо коррелирует с экспериментальными данными, то можно утверждать, что некорректно моделируется сопротивление трения. Поэтому в дальнейшем необходимо выполнить вариацию параметров модели турбулентности и пристеночных функций, выполнить расчеты на более детализированной расчетной сетке с малым шагом по времени, что потребует существенных вычислительных ресурсов.

На рисунке 3.14 представлены зависимости значений силы сопротивления, подъёмной силы, продольного момента для одного расчетного случая в зависимости от количества ячеек расчетной сетки. Количество ячеек расчетной сетки является всего лишь интегральным показателем, не учитывающим топологию сетки. Но этого достаточно, чтобы сделать некоторые выводы. Как уже было сказано, гидродинамическая подъёмная сила хорошо воспроизводится уже при 800 000 ячеек и её значение практически не изменяется с их увеличением. Значение продольного момента сходится при количестве ячеек более 4,5 млн. По значению силы сопротивления сходимость по количеству ячеек не достигнута.

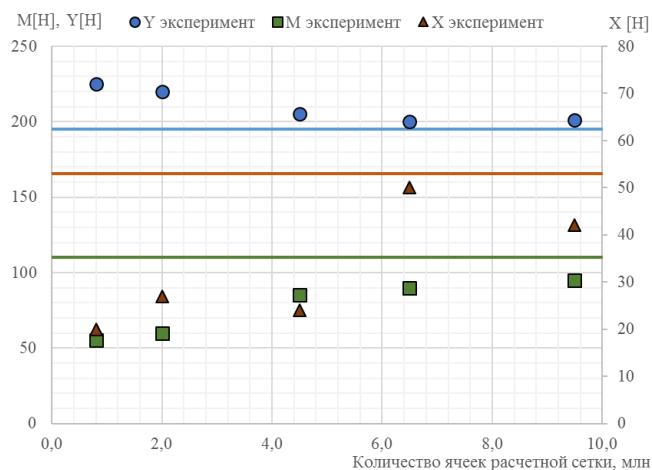


Рисунок 3.14 Влияние количества ячеек расчетной сетки на результаты расчетов

Результаты моделирования для случая глиссирования плоскокилеватой пластины на полной ширине в виде зависимостей подъёмной силы  $Y$ , силы сопротивления  $X$ , продольного момента  $M$  представлены на рисунках 3.15-3.17. Результаты относятся к случаю глиссирования со скоростью 8м/с, углом дифферента  $\vartheta = 5,75^\circ$  пластины с углом поперечной килеватости  $15^\circ$ , шириной 200мм. Объём расчетной сетки составил 9,5 млн. ячеек. Величина  $Y_+$  на поверхности глиссирующей пластины не превышала 1,0.

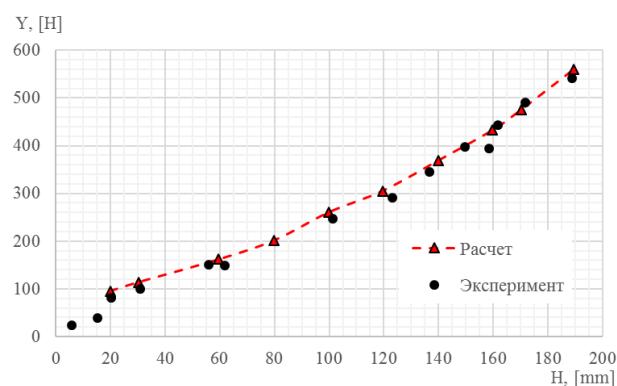


Рисунок 3.15 – Зависимость подъёмной силы  $Y$ , действующей на тело от глубины погружения  $H$

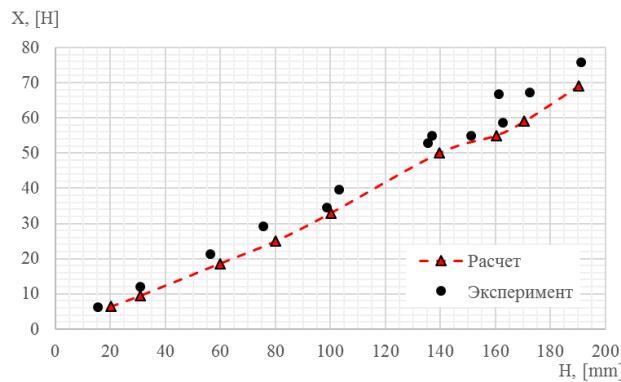


Рисунок 3.16 – Зависимость силы сопротивления  $X$ , действующей на тело от глубины погружения  $H$

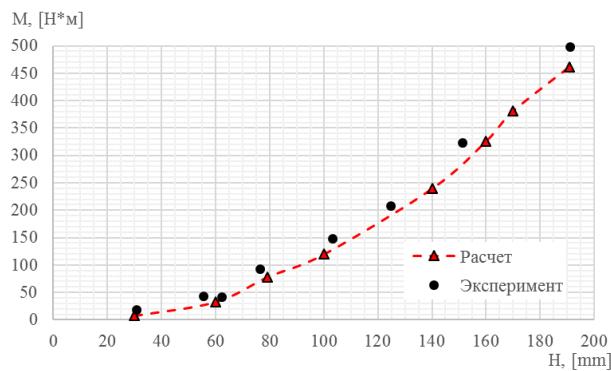


Рисунок 3.17 – Зависимостей продольного момента  $M$ , действующего на тело от глубины погружения  $H$

Как и в случае с глиссированием на неполной ширине получено хорошее совпадение расчетных и экспериментальных значений для суммарной гидродинамической подъёмной силы (в пределах точности экспериментов). При этом рассчитанные значения продольного момента и силы сопротивления получились несколько меньше экспериментальных. Здесь, как и в случае глиссирования на неполной ширине, следует учитывать, что точность определения продольного момента глиссирующих объектов в процессе гидродинамических испытаний довольно низкая, поэтому можно утверждать, что в пределах точности эксперимента результаты для продольного момента воспроизводятся удовлетворительно.

В целом по результатам моделирования процесса глиссирования на полной и неполной ширине в условиях спокойной воды можно утверждать, что программный комплекс OpenFOAM позволяет достаточно достоверно воспроизводить картину течения, а также количественные значения подъёмной силы и продольного момента (в пределах точности эксперимента). Причем необходимо отметить, что приемлемое совпадение в пределах точности эксперимента для подъёмной силы могут быть получены уже на расчетных сетках объёмом 800 000 элементов.

Вопрос корректности определения силы сопротивления остаётся открытым. В целом, для определённого класса задач, когда точность определения силы сопротивления не является принципиальным фактором, данный уровень точности можно считать удовлетворительным. В дальнейшем необходимо выполнить вариации параметров модели турбулентности, выполнить расчеты с более детализированной расчетной сеткой, выполнить расчеты без использования пристеночных функций в пограничном слое. Но для этого требуются существенные вычислительные ресурсы, недоступные авторам работы в настоящее время.

### **3.1.3 Моделирование глиссирования плоскокилеватого тела в условиях регулярного волнения**

В работе [22] были проведены экспериментальные исследования по определению нестационарных нагрузок, действующих на тело с плоскокилеватыми обводами при прохождении им регулярных волн с большими скоростями. Эксперимент выполнялся следующим образом. Модель была зафиксирована на штанге буксировочной тележки опытного бассейна под определенным углом дифферента и на фиксированном заглублении киля в районе транца относительно гребня волн. Испытания проводились при длине волны 3200мм и высоте 160мм. Скорость буксировки составляла 8м/с. В процессе испытаний измерялась мгновенная подъёмная сила. Ширина тела составляла 300мм, угол поперечной килеватости  $15^\circ$ .

В расчете были воссозданы условия моделирования, но в обращенной постановке. Тело было зафиксировано и были заданы бегущие на встречу модели регулярные волны и скорость потока 8м/с. Объём расчетной сетки составил 4,5 млн. ячеек, шаг по времени 0,0001сек.

Результаты расчетов в виде зависимостей максимальной подъёмной силы  $Y_{\Sigma}$  от величины заглубления  $h$  кила на транце представлены на рисунке 3.18. Величина  $h$  отсчитывалась от плоскости, проходящей через гребни волн.

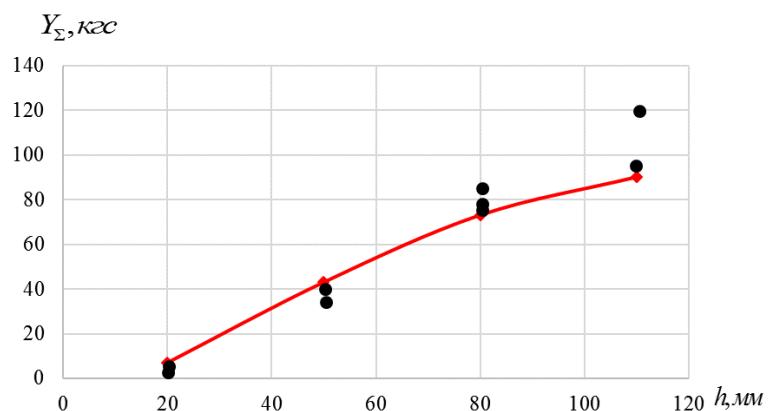


Рисунок 3.18 – Зависимость максимальной подъёмной силы от погружения передана при стационарном глиссировании плоскокильеватой пластины по взволнованной поверхности воды

Можно отметить хорошее совпадение расчетных и экспериментальных значений максимальной подъёмной силы в пределах точности эксперимента.

Дополнительно на рисунке 3.19 для величины погружения киля в районе транца  $h=80\text{мм}$  представлены графики изменений суммарной подъёмной силы от времени, полученные в эксперименте и расчете.

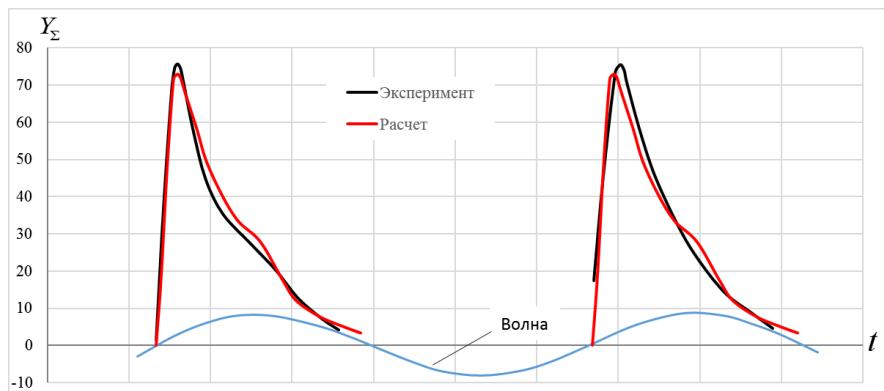


Рисунок 3.19 – Зависимости изменения подъёмной силы, действующей на тело при прохождении им двух последовательных гребней волны

Здесь также можно отметить хорошее совпадение характера кривых и количественных значений.

Таким образом, можно утверждать, что и для случая нестационарного глиссирования в условиях волнения получены удовлетворительные результаты, позволяющие рекомендовать использовать программный комплекс Open FOAM для моделирования задач глиссирования не только в условиях спокойной воды, но и волнения.

### 3.1.4 Моделирование глиссирования плоскокилеватой пластины с гидродинамическим интерцептором

Гидродинамический интерцептор представляет собой небольшую пластину, устанавливаемую поперек потока на транце или редане глиссирующего объекта. Высота интерцептора обычно не превышает 1-1,5% от ширины корпуса. Перед интерцептором происходит торможение потока и возникает зона повышенного давления, которая приводит к увеличению суммарной подъемной гидродинамической силы и смещению центра её приложения ближе к корме. Гидродинамические интерцепторы применяются в качестве элементов механизации днища и позволяют управлять углами дифферента и крена глиссирующих корпусов. В работе [11, 72, 79] были представлены результаты экспериментальных исследований стационарного глиссирования плоскокилеватых

пластин с интерцептором. В данной работе автором было выполнено расчетное моделирование в аналогичной постановке.

На рисунке 3.20 представлены результаты численного моделирования глиссирования корпуса с плоскокилеватыми обводами с углом поперечной килеватости  $15^\circ$  в виде зависимостей коэффициента суммарной подъёмной силы  $C_b = \frac{Y}{0,5\rho V^2 B^2}$  при высоте интерцептора 0,5% от ширины корпуса и без интерцептора.

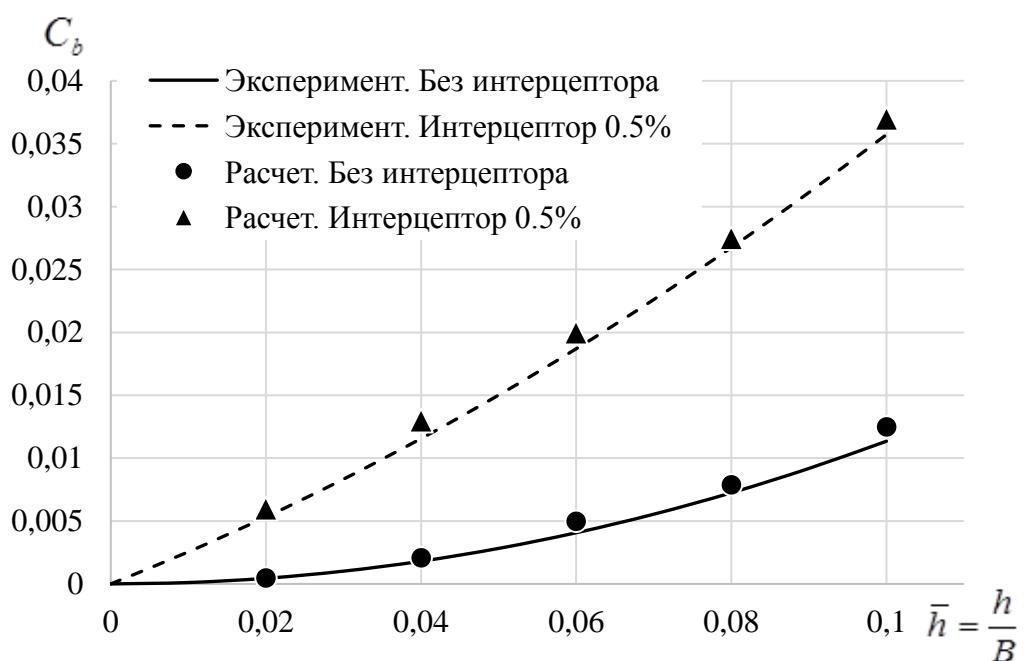


Рисунок 3.20 – Зависимость суммарной подъёмной силы от высоты интерцептора при разных погружениях кормы

Можно утверждать, что результаты расчетов хорошо коррелируют с экспериментальными данными.

### 3.1.5 Выводы по разделу 3.1

Для моделирования обтекания тел жидкостью на режиме глиссирования, имеющих сходные с гидросамолетами обводы разработана методика моделирования и проведена верификация некоторых программных комплексов

численного трёхмерного моделирования аэрогидродинамических течений. Наилучшие качественные и количественные результаты продемонстрировал открытый программный комплекс вычислительной аэрогидродинамики OpenFOAM. С целью верификации с помощью указанного программного комплекса решались задачи глиссирования и входа тел в воду для которых имеются надежные экспериментальные данные, а именно:

- глиссирование плоскокилеватого тела на неполной смоченной ширине по спокойной воде;
- глиссирование плоскокилеватого тела на полной смоченной ширине по спокойной воде;
- прохождение плоскокилеватым телом серии регулярных волн;
- вход килеватых тел в воду;
- глиссирование плоскокилеватого тела с гидродинамическим интерцептором на транце по спокойной воде.

Для всех задач автором получено хорошее качественное совпадение картины течений с тем, что наблюдается в реальности. Это относится и к задачам глиссирования и входа в воду.

Количественно получено хорошее совпадение экспериментальных и расчетных значений гидродинамической подъёмной силы и продольного момента в пределах точности измерений. Причем приемлемые результаты для подъёмной силы могут быть получены на довольно грубых расчетных сетках объёмом до 1 млн ячеек.

Для силы сопротивления расчётные значения качественно соответствуют экспериментальным зависимостям, но количественно результаты существенно занижены. Отличие результатов превышает ошибку измерений.

Таким образом, программный комплекс OpenFOAM с открытым исходным кодом можно рекомендовать для решения задач по определению гидродинамической подъёмной силы и момента, действующих на тело при глиссировании и входе в воду в стационарной и нестационарной поставке.

Для определения возможности использования программного комплекса OpenFOAM для расчета гидродинамического сопротивления глиссирующих тел необходимо проведение дополнительных исследований, в которых будут варьироваться модели турбулентности и их параметры, параметры пристеночных функций. Также необходимо проведение расчетов на детализированных расчетных сетках объёмом более 20 млн. ячеек.

### 3.2. Математическая модель динамики глиссирования ЛА водного базирования

#### 3.2.1 Постановка задачи

Рассмотрим неустановившееся движение глиссирующего морского ЛА на волне. Движение будет рассматриваться только в продольной плоскости, следовательно, угол крена предполагается равным нулю. Углы дифферента  $\vartheta$  и наклона траектории  $\theta$  считаются малыми, следовательно  $\sin \vartheta = \operatorname{tg} \vartheta = \vartheta$ ,  $\cos \vartheta = 1$

и  $\frac{V_y}{V_x} = \theta$ . Жидкость будем считать идеальной и несжимаемой. Волнение принимается как стационарная случайная функция от времени и координат на горизонтальной плоскости [25].

Будем использовать две системы координат: неподвижную и связанную (рисунок 3.21).

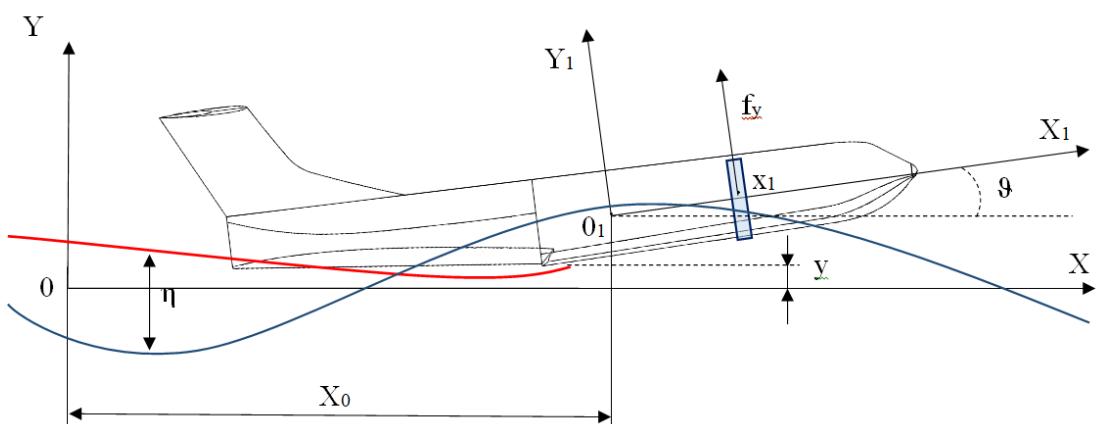


Рисунок 3.21 – Схема движения ЛА морского базирования

Начало неподвижной системы расположим на невозмущенном уровне воды в условной точке, соответствующей началу движения, при этом ось ОХ направим по скорости движения гидросамолёта, а ось ОY вертикально вверх. В неподвижной системе определяется динамика ЛА как твёрдого тела, а также задаётся форма волновой поверхности и рассчитывается форма следа за реданом. Для описания геометрии корпуса ЛА служит связанная система координат. Её начало

расположим в центре тяжести ЛА, ось  $O_1X_1$  направим вдоль продольной линии ЛА, а  $O_1Y_1$  перпендикулярно к  $O_1X_1$ . Расстояние вдоль оси  $OX$  центра связанный системы от начала координат неподвижной системы обозначим  $X_0$ . Тогда скорость

движения ЛА будет  $V = \frac{dX_0}{dt}$ . При движении на спокойной воде величина  $X_0$  не

играет роли, так как гидродинамические силы зависят только от  $V = \frac{dx_0}{dt}$ . При

движении на волне уравнения волны  $\eta_b(x, t)$  задаются в неподвижной системе координат и в этом случае  $X_0$  определяет только фазу волнения. След, остающийся на поверхности воды за первым реданом, по физической сущности является так же волновым движением и его форма  $\eta_{cl}(x, t)$  также задается в неподвижной системе координат.

Гидродинамические силы и моменты глиссирующего ЛА морского базирования определяются с помощью гипотезы плоских сечений с учетом концепции пронизывающего слоя [56]. Суть применяемой гипотезы плоских сечений состоит в следующем. Рассмотрим в неподвижной системе координат вертикальную плоскость перпендикулярную оси  $OX$  и расположенную на расстоянии  $x$  от ее начала. Течение жидкости в этой плоскости принимается двухмерным и вызванным проникновением в жидкость и деформацией формы, образующейся при пересечении лодкой гидросамолёта рассматриваемой плоскости. Причем эти плоские течения в различных поперечных сечениях протекают независимо друг от друга.

В этом случае вертикальная гидродинамическая сила  $f_{y_{\text{ГД}}}$ , действующая в сечении  $x_1$  связанный системы координат, определяется по изменению количества движения присоединенной массы  $m$  в неподвижном сечении  $x$ , совпадающим в данным момент времени с  $x_1$ . Учитывая так же силы от гидростатических давлений  $f_{y_{\text{rc}}}$ , путем интегрирования по длине корпуса можно получить гидродинамические силы и моменты.

Реальную форму шпангоутов лодки ЛА заменим клиновидным профилем со скулами (рисунок 3.22). Такой профиль полностью определяется тремя параметрами, заданными в связанной системе координат:  $h_K(x_1)$ ,  $h_{CK}(x_1)$ ,  $b_{CK}(x_1)$ , где  $h_K(x_1)$  - ординаты линии киля,  $h_{CK}(x_1)$  - ординаты линии скулы,  $b_{CK}(x_1)$  - величины полуширины скулы. Тогда угол поперечной килеватости будет определяться следующим выражением  $\beta(x_1) = \arctg \frac{h_{CK} - h_K}{b_{CK}}$ .

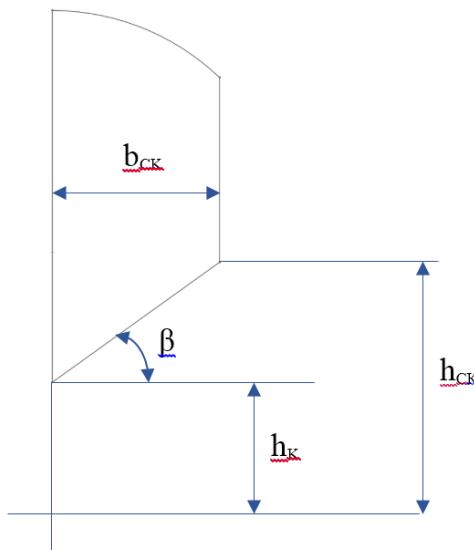


Рисунок 3.22 – Поперечное сечение лодки морского ЛА, принятое при составлении математической модели глиссирования

Вертикальная сила, действующая на контур в сечении  $x_1$  определяется как

$$f_y = f_y(\zeta, \dot{\zeta}, \ddot{\zeta}, b_{CK}, \dot{b}_{CK}, \ddot{b}_{CK}, \beta, \dot{\beta}, \ddot{\beta}), \quad (3.20)$$

где

$\zeta = \eta - y - x_1 g + y_g - h_K$  - погружение киля относительно уровня

поверхности воды,

$\eta = \eta_b + \eta_{cl}$  - возвышение поверхности воды над ее невозмущенным уровнем, обусловленное волной и следом,

$\eta_b$  - ордината профиля волны,

$\eta_{\text{сл}}$  - ордината следа за реданом относительно уровня спокойной воды (для носовой части  $\eta_{\text{сл}} = 0$ ),

$y = y_{\text{цт}} - y_g$  - координата проекции центра тяжести (ЦТ). на нижнюю строительную горизонталь,

$y_{\text{цт}}$  - координата ЦТ ЛА в неподвижной системе координат,

$y_g$  - высота ЦТ над основной линией,

Учитывая, что  $x_1 = x - x_0$  в неподвижной системе координат, то вертикальная скорость сечения  $x_1$  относительно воды

$$\dot{\zeta} = \dot{\eta} - \dot{y} - x_1 \dot{\vartheta} + (g + h'_K) V, \quad (3.21)$$

где обозначено ( $\cdot$ ) - дифференцирование по времени, а ( $'$ ) - дифференцирование по координате  $x_1$ .

Аналогично для вертикального ускорения сечения  $x_1$  имеем

$$\ddot{\zeta} = \ddot{\eta} - \ddot{y} - x_1 \ddot{\vartheta} + (g + h'_K) \dot{V} + 2\dot{\vartheta}V - h''_K V^2 \quad (3.22)$$

### 3.2.2 Задание профиля волны

Многочисленные океанографические исследования подтверждают [91-93], что зависимость  $\eta_b(t)$  в фиксированной точке моря подчиняется нормальному закону распределения (закону Гаусса). Кроме того, процесс волнения является эргодическим, то есть осреднение по координатам и по времени дает одни и те же результаты.

В соответствии с вышеуказанным будем считать волнение нормальным, эргодическим процессом. Такой процесс полностью определяется спектральной плотностью мощности  $S(\omega)$ , характеризующей распределение энергии по частоте. С другой стороны  $\eta_b(t)$  можно рассматривать как сумму бесконечно большого числа гравитационных волн с бесконечно малыми случайными амплитудами и случайными фазами бегущих в различных направлениях. Это обстоятельство определяет все основные свойства  $\eta_b(t)$ .

При движении на волне в практически интересных случаях осадка глиссирующего объекта существенно меньше, чем длина волны. Основываясь на данном допущении, затуханием волнового движения с глубиной можно пренебречь. Тогда для движения против регулярной волны можно принять следующие уравнения [25]:

$$\begin{aligned}\eta_B &= r \sin(\omega t + \frac{2\pi}{\lambda} x) = r \sin \left[ \omega t + \frac{2\pi}{\lambda} (x_0 + x_1) \right] \\ \dot{\eta}_B &= r \omega \cos \left[ \omega t + \frac{2\pi}{\lambda} (x_0 + x_1) \right] \\ \ddot{\eta}_B &= -r \omega^2 \sin \left[ \omega t + \frac{2\pi}{\lambda} (x_0 + x_1) \right]\end{aligned}\quad (3.23)$$

где  $\omega = \sqrt{\frac{2\pi g}{\lambda}}$  - частота волны в неподвижной системе координат,

а  $r$  - амплитуда волны.

В случае нерегулярного 2-х мерного волнения для численных расчетов величины ординат, вертикальных скоростей и вертикальных ускорений волны могут быть представлены конечными суммами:

$$\begin{aligned}\eta_B &= \sum_{i=1}^{N_B} r_i \sin \left[ \omega_i t + \frac{2\pi}{\lambda_i} (x_0 + x_1) + \varphi_i \right] \\ \dot{\eta}_B &= \sum_{i=1}^{N_B} r_i \omega_i \sin \left[ \omega_i t + \frac{2\pi}{\lambda_i} (x_0 + x_1) + \varphi_i \right] \\ \ddot{\eta}_B &= -\sum_{i=1}^{N_B} r_i \omega_i^2 \cos \left[ \omega_i t + \frac{2\pi}{\lambda_i} (x_0 + x_1) + \varphi_i \right]\end{aligned}\quad (3.24)$$

где  $\varphi_i$  - случайные начальные фазы, равномерно распределенные в интервале от 0 до  $2\pi$ . Практически, в связи с тем, что общая фаза каждой составляющей определяется суммой  $\frac{2\pi}{\lambda_i} x_0 + \varphi_i$ , то для  $\varphi_i$  можно принимать произвольные значения.

Тогда можно написать

$$\begin{aligned}\eta_B &= \sum_{i=1}^{N_B} r_i \sin \left[ \omega_i t + \frac{2\pi}{\lambda_i} x_1 + \varphi_i^* \right] \\ \dot{\eta}_B &= \sum_{i=1}^{N_B} r_i \omega_i \sin \left[ \omega_i t + \frac{2\pi}{\lambda_i} x_1 + \varphi_i^* \right] \\ \ddot{\eta}_B &= -\sum_{i=1}^{N_B} r_i \omega_i^2 \cos \left[ \omega_i t + \frac{2\pi}{\lambda_i} x_1 + \varphi_i^* \right]\end{aligned}\quad (3.25)$$

Для того, чтобы в начальный момент времени получить близкую к среднему значению величину дисперсии  $\eta_B$ , значения  $\varphi_i^*$  можно выбрать, например, пропорционально номеру составляющей, то есть

$$\varphi_i^* = \frac{2\pi}{N_B} i \quad (3.26)$$

Величина  $r_i$  должно выбираться из условия, что процесс  $\eta_B$  с линейчатым спектром аппроксимировал случайный процесс волнения с заданной спектральной плотностью. Для этого полоса частот, в которой расположена спектральная плотность волнения, разбивается на  $N_B$  интервалов (рисунок 3.23)

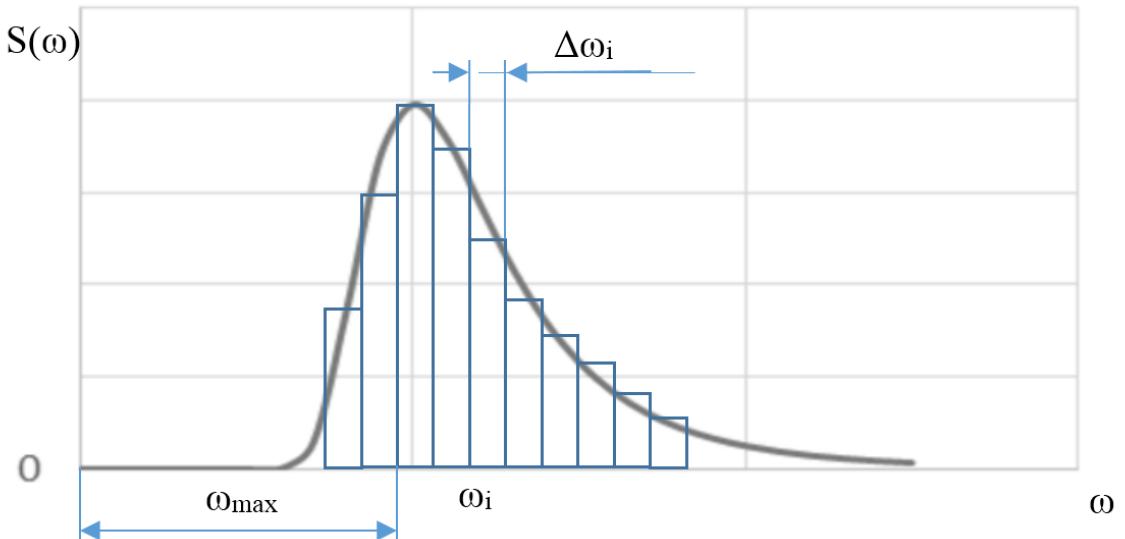


Рисунок 3.23 – Одномерный энергетический спектр волнения  $h_{3\%} = 1\text{м}$

Энергия волны в каждом интервале должна быть равна энергии  $i$ -ой составляющей частоты, которой соответствует середине  $i$ -го интервала, то есть

$$S(\omega_i)\Delta\omega_i = \frac{1}{2} r_i^2 \quad (3.27)$$

Откуда получаем

$$r_i = \sqrt{2S(\omega_i)\Delta\omega_i} \quad (3.28)$$

В качестве расчетной спектральной плотности рационально принять выражение, которое обычно используется в расчетах качки кораблей [25,92]

$$S(\omega) = \frac{2}{\pi} 9,43 \frac{D}{\bar{\omega}} \left( \frac{\omega_m}{\omega} \right)^6 e^{-1,5 \left( \frac{\omega_m}{\omega} \right)^4} \quad (3.29)$$

где  $D = 0,143 \left( \frac{h_{3\%}}{2} \right)^2$  - дисперсия волнения,

$\bar{\omega} = \frac{2\pi}{3,3\sqrt{h_{3\%}}}$  - средняя частота волнения,

$\omega_m = 0,77\bar{\omega}$  - частота, на которой  $S(\omega)$  имеет максимум

### 3.2.3 Определение формы следа за первым реданом

Форма свободной поверхности за глисссирующим телом (кильватерного следа), является наименее изученной областью гидродинамики течений со свободными границами, имеется относительно мало экспериментальных данных и расчетных моделей. За рубежом подобные исследования проводил Д.Савитский [94, 37]. Им были исследованы формы следа за глисссирующими телами с плоскокилеватыми обводами с углами киеватости  $10^\circ, 20^\circ, 30^\circ$ . Данные получены, как для случая глиссирования со смоченными скулами, так и на режиме треугольника. Но, к сожалению, они получены только для углов дифферента меньше  $6^\circ$  и при относительно малых числах Фруда. Тогда как для морских летательных аппаратов представляет интерес диапазон углов дифферента до  $12^\circ$  и больших числах Фруда.

В нашей стране исследованием формы следа занимался Тихонов, Парышев [89]. Были определены формы следа за глисссирующим плоско-килеватым телом с

углом килеватости  $30^\circ$  в диапазоне углов до  $12^\circ$ . К сожалению, результаты получены только для режима глиссирования на треугольнике. Была разработана довольно сложная матмодель [2, 89, 98], позволяющая предсказывать форму поверхности в 3-х мерном пространстве, но для её корректной работы требуются эмпирические данные. В этой связи больший интерес представляет относительно простая модель [84], предложенная учеными ЦАГИ Банниковым и Лукашевским. В данной работе она была использована с некоторыми дополнениями.

Предположим, что при движении со скоростью  $V$  за первым реданом остается на воде полоса из узких плоских невесомых пластинок. Полуразмах каждой пластиинки  $b_p$  равен половине ширины погруженной части редана. Каждая пластиинка может совершать только вертикальное движение независимое от соседних пластиинок. Однако, если пластиинки в каждый момент времени в продольной плоскости располагаются вдоль пологой линии, то присоединенная масса каждой пластиинки на единицу длины следа  $m \approx \frac{\pi}{2} \rho b_p^2$ . На каждую такую пластиинку действует гидростатическая сила  $2\rho g b_p \eta_{cl}$ , где  $\eta_{cl}$  - смещение пластиинки от уровня спокойной воды.

Вертикальное смещение пластиинки в момент ее схода с редана  $\eta_{cl0}$  соответствует погружению редана в этот момент времени, а ее вертикальная скорость  $\dot{\eta}_{cl0}$  - вертикальной скорости, сообщаемой жидкости при прохождении реданом данного неподвижного сечения. Уравнение, описывающее вертикальное движение такой пластиинки

$$\frac{\pi}{2} \rho b_p^2 \ddot{\eta}_{cl} + 2\rho g b_p \eta_{cl} = 0 \quad (3.30)$$

Начальные условия: при  $t = t_0$ ,  $\eta_{cl} = \eta_{cl0}$  и  $\dot{\eta}_{cl} = \dot{\eta}_{cl0}$ .

Решение уравнения (3.30). с этими начальными условиями

$$\eta_{cl}(t) = \eta_{cl0} \cos \omega t + \dot{\eta}_{cl0} \frac{1}{\omega} \sin \omega t, \quad (3.31)$$

где  $\omega = 2 \sqrt{\frac{g}{\pi b_p}}$  - частота свободных колебаний.

Вертикальные скорости и ускорения в следе будут:

$$\dot{\eta}_{\text{сл}}(t) = -\omega \left( \eta_{\text{сл}0} \sin \omega t - \dot{\eta}_{\text{сл}0} \frac{1}{\omega} \cos \omega t \right) \quad (3.32)$$

$$\ddot{\eta}_{\text{сл}}(t) = -\omega^2 \eta_{\text{сл}}(t).$$

Решение (3.31) описывает колебания пластиинки (ординаты следа) в неподвижной системе координат. Нас интересует зависимости  $\eta_{\text{сл}}(x, t)$  в подвижной системе координат на расстояниях от редана, не превышающих длину кормовой части лодки гидросамолёта ( $L_K$ ). Во всех практических интересных случаях скорость движения  $V$  за время  $\Delta t = \frac{L_K}{V}$  меняется мало. Поэтому в дальнейшем будем считать ее постоянной и равной мгновенному значению в момент  $t_0$ .

Чтобы перейти к подвижной системе координат, для сечения расположенного на расстоянии  $x_c$  от редана в корму, в выражениях (3.31) и (3.32) нужно принять  $t = \frac{x_c}{V}$ , а величины  $\eta_{\text{сл}0}$  и  $\dot{\eta}_{\text{сл}0}$  должны быть взяты для момента времени  $t = \frac{x_c}{V}$ .

Практический интерес представляют случаи, когда “длина волны” следа существенно больше, чем длина кормовой части. Эта длина  $\lambda_c = \frac{2\pi V}{\omega}$  и соотношение длины волны следа к длине кормовой части будет

$$\frac{\lambda_c}{L_K} = \frac{\pi V}{L_K} \sqrt{\frac{g}{\pi b_p}} \quad (3.33)$$

Малые значения этого отношения соответствуют малым значениям  $b_p$ , т.е. малым погружениям редана. В этом случае ординаты следа также малы и его влиянием на гидродинамические силы можно пренебречь.

Попытка подобрать коэффициенты  $\eta_{\text{сл}0}$  и  $\dot{\eta}_{\text{сл}0}$  на основе экспериментальных данных [89] явно указывают на несколько отличающийся характер зависимостей.

Если вернуться к допущениям, которые позволили получить (3.30), то можно отметить, что в них не учитывается расширение кильватерной волны в поперечном направлении. В уравнении (3.30) это можно учесть введением члена, отвечающего за затухание.

Примем его в виде  $e^{-\left(\frac{\omega t}{\pi}\right)^2}$  в (3.31). При этом, след на протяжении  $\frac{\lambda_c}{2}$

практически не изменяется, при  $\lambda_c$  ординаты следа составят 0,78 от значений, задаваемых формулой (3.32), а при  $2\lambda_c$  след практически пропадет. Качественно аналогичное явление имеет место и в действительности.

С учетом вышеизложенного, переходя в (3.31) - (3.32) к подвижной системе координат, получим

$$\begin{aligned} \eta_{cl}(x_c) &= e^{-\left(\frac{\omega x_c}{\pi V}\right)^2} \left[ \zeta_p \cos\left(\frac{\omega x_c}{V}\right) + \frac{a_2}{\omega} \dot{\zeta}_p \sin\left(\frac{\omega x_c}{V}\right) \right] , \\ \dot{\eta}_{cl}(x_c) &= -\omega e^{-\left(\frac{\omega x_c}{\pi V}\right)^2} \left[ \zeta_p \sin\left(\frac{\omega x_c}{V}\right) - \frac{a_2}{\omega} \dot{\zeta}_p \cos\left(\frac{\omega x_c}{V}\right) \right] , \\ \ddot{\eta}_{cl}(x_c) &= -\omega^2 e^{-\left(\frac{\omega x_c}{\pi V}\right)^2} \left[ \zeta_p \cos\left(\frac{\omega x_c}{V}\right) + \frac{a_2}{\omega} \dot{\zeta}_p \sin\left(\frac{\omega x_c}{V}\right) \right] , \end{aligned} \quad (3.34)$$

$$\text{где } \omega = 2 \sqrt{\frac{g}{\pi a_1 b_p}} .$$

В этих формулах  $\zeta_p$ ,  $\dot{\zeta}_p$  и  $b_p$  определялись в момент времени  $t - \frac{x_c}{V}$ .

### 3.2.4 Вертикальная сила в сечении

Для определения подъёмной силы, действующей на погружающийся в воду клин, применяются два подхода: 1-ый основанный на теории автомодельного погружения клина [83, 90, 44], 2-ой по изменению количества движения присоединенной массы жидкости, т.е.

$$f_{y_{rd}} = \frac{d(mV_y)}{dt} \quad (3.35)$$

В [90] показано, что оба подхода дают очень близкие результаты. В настоящей работе используется соотношение (3.35), т.к. оно позволяет рассчитывать  $f_y$  при произвольных законах движения и деформации профиля, если известна зависимость присоединенной массы  $m$  от формы профиля, которая в нашем случае определяется только двумя параметрами: углом килеватости  $\beta$  и полушириной скулы  $b_{ск}$ . Пока скула не погружена в жидкость (режим треугольника) вертикальная сила полностью определяется выражением (3.35). Этому случаю ниже будет соответствовать индекс  $\Delta$ .

Когда скула погружена (режим полной ширины) к выражению (3.35) должна быть добавлена сила сопротивления клина при отрывном обтекании с учетом переходной функции  $H(\lambda)$ . Первые оценки сопротивления при такой стадии погружения дал Г.В. Лонгинович [57]. Им было введено понятие переходной функции  $f_{y_{\text{пп}}} = \frac{d(mV_y)}{dt}$ , являющееся отношением силы сопротивления при погружении контура со смоченной скулой к силе сопротивления при отрывном обтекании данного контура бесконечным потоком (или силе сопротивления Бобылева, которое называется в честь русского ученого Д.К. Бобылева, который в 80-ых годах XIX века решил задачу о симметричном срывном обтекании клиновидного тела бесконечным потоком [2]). В формуле переходной функции  $b$  – полуширина погружающегося контура,  $h_1$  – глубина погружения скулы контура.

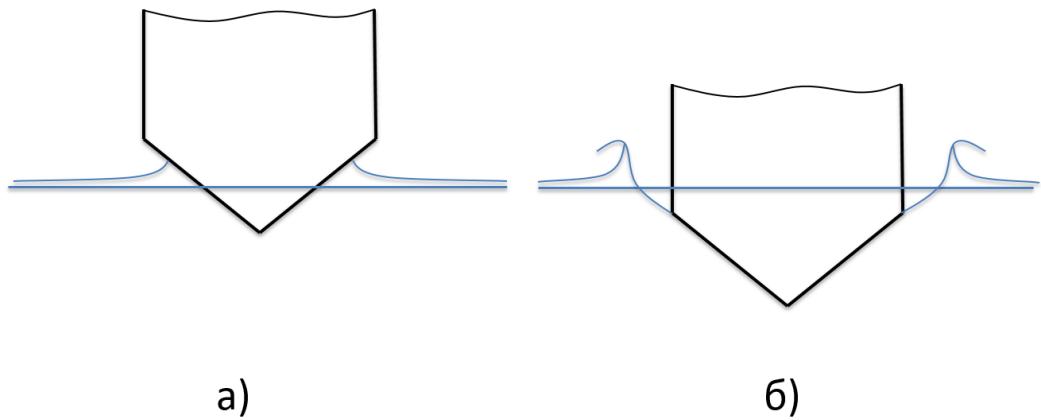
Для оценки переходной функции Г.В. Лонгинович сделал допущение, что и после схода оснований брызговых струй со скул контура на участке всплеска между основаниями брызговых струй потенциал скоростей близок к потенциальному при ударе плоской пластины. Конечно, такое допущение является очень сильным и справедливым только на самых ранних стадиях погружения со смоченной скулой.

Этому случаю будет ниже соответствовать индекс  $\Pi$  (рисунок 3.24).

Общие допущения при рассмотрении этой задачи:

- жидкость несжимаема, невесома, вязкость отсутствует;

- тело имеет малую килеватость, так что отношение скорости его погружения к скорости расширения смоченной поверхности – малая величина;
  - возмущения свободной поверхности невелики, так чтобы имелась возможность снести граничные условия со свободной поверхности и поверхности тела на горизонтальную ось;
  - до начала погружения жидкость неподвижна, так что ее движение после начала погружения тела будет потенциальным.



а) Скула не погружена в воду (глиссирование на треугольнике -  $\Delta$ );  
б) Скула замывается водой (режим полной ширины -  $\Pi$ ).

Рисунок 3.24 Типы погружения поперечного сечения гидросамолета в воду

Присоединенные массы воды определяются выражениями:

$$m_{\Delta} = \rho K(\beta) \zeta^2 \text{ при } \zeta < \frac{2}{\pi} b_{ck} \operatorname{tg} \beta, \quad (3.36)$$

$$m_{\Pi} = \rho n(\beta) b_{ck}^2 \text{ при } \zeta > \frac{2}{\pi} b_{ck} \operatorname{tg} \beta, \quad (3.37)$$

где  $\zeta$  - погружение нижней точки клина, отсчитываемое от невозмущенной поверхности воды,  $m_{\Delta}$  - присоединенная масса в случае непогруженной в жидкость скулы (глиссирование на треугольнике),  $m_{\Pi}$  - присоединенная масса в случае погружения в жидкость скулы (режим полной ширины).

Для  $K(\beta)$  использовано известное выражение [2], хорошо согласующееся с теорией автомодельного погружения.

$$K(\beta) = \frac{\pi}{2} \left( \frac{\pi}{2\beta} - 1 \right)^2 \quad (3.38)$$

Для  $n(\beta)$  принята зависимость

$$n(\beta) = \frac{\pi}{2} \left( 1 - \frac{\beta}{\pi} \right) \quad (3.39)$$

аппроксимирующая при  $\beta < 45^\circ$  решение, полученное Л.И. Седовым при рассмотрении удара клина о воду [57].

Гидродинамическая вертикальная сила на режиме треугольника с учетом того, что  $b_{ck}$  и  $\beta$  для неподвижного сечения X являются функциями времени, на основании (3.35 – 3.39) будет:

$$f_{\Delta y_{GD}}(x_1) = 2\rho K(\beta) \zeta \dot{\zeta}^2 - \rho K'(\beta) \zeta^2 \dot{\zeta} V + \rho K(\beta) \zeta^2 \ddot{\zeta} = f^*_{\Delta y_{GD}} - a_1 \ddot{y} - a_2 \ddot{\vartheta} + a_3 \dot{V}, \quad (3.40)$$

где

$$f^*_{\Delta y_{GD}} = \rho (2\dot{\vartheta} - h_k'' V) V K(\beta) \zeta^2 - \rho [K'(\beta) \zeta V - 2K(\beta) \dot{\zeta}] \zeta \dot{\zeta} + \rho K(\beta) \zeta^2 \ddot{\vartheta}, \quad (3.41)$$

$$\begin{aligned} a_{1\Delta} &= \rho K(\beta) \zeta^2, \\ a_{2\Delta} &= \rho K(\beta) \zeta^2 X_1, \\ a_{3\Delta} &= \rho K(\beta) \zeta^2 (\vartheta + h_k'). \end{aligned} \quad (3.42)$$

Выделение составляющих  $f_{y_{GD}}$ , пропорциональных ускорениям  $\ddot{y}$ ,  $\ddot{\vartheta}$  и  $\dot{V} = \ddot{X}_0$ , необходимо для правильного составления уравнений движения.

В случаях  $\zeta < 0$  или  $\dot{\zeta} < 0$  следует принимать  $f_{y_{GD}} = 0$ .

Для сечений, глиссирующих на полной ширине, к силе, определяемой соотношением (3.35), должна быть добавлена сила сопротивления клина обтекаемого с отрывом потока со скул. Эта сила определяется по гипотезе стационарности при помощи решения Бобылева  $B(\beta)$  и переходной функции  $H(\lambda)$ , полученной Г.В. Логвиновичем [2, 56].

В соответствии с этим

$$f_{y\Pi_{\text{рд}}}(X_1) = \frac{d(m_{\Pi}\dot{\zeta})}{dt} + \rho B(\beta)H(\lambda)b_{\text{ck}}\dot{\zeta}^2, \quad (3.43)$$

где  $B(\beta)$  - функция Бобылева, которую для  $\beta < 60^\circ$  можно аппроксимировать выражением

$$B(\beta) = \frac{2\pi}{\pi+4} \sqrt{1 - \frac{2\beta}{\pi}}. \quad (3.44)$$

Переходная функция определяется соотношениями

$$\lambda = \frac{\zeta}{b_{\text{ck}}} - \frac{2}{\pi} \operatorname{tg} \beta + \lambda_{\max}, \quad (3.45)$$

$$\lambda_{\max} = \left[ \frac{1.42\pi B(\beta)}{4K(\beta) \operatorname{tg} \beta} \right]^4, \quad (3.46)$$

$$H(\lambda) = \frac{1.42}{\lambda^{1/4}}. \quad (3.47)$$

Преобразовывая первое слагаемое формулы (3.43) с учетом (3.38) получим

$$f_{y\Pi_{\text{рд}}}(X_1) = f_{y\Pi_{\text{рд}}}^* - a_{1\Pi}\ddot{y} - a_{2\Pi}\ddot{\vartheta} + a_{3\Pi}\dot{V}, \quad (3.48)$$

где

$$f_{y\Pi_{\text{рд}}}^* = \rho(2\dot{\vartheta} - h_k''V)n(\beta)b_{\text{ck}}^2V - \\ - \rho \left\{ [n'(\beta)b_{\text{ck}} + 2n(\beta)b_{\text{ck}}']V - H(\lambda)B(\beta)\dot{\zeta}\right\} \dot{\zeta} b_{\text{ck}} + \rho n(\beta)b_{\text{ck}}^2\ddot{\eta}, \quad (3.49)$$

$$a_{1\Pi} = \rho n(\beta)b_{\text{ck}}^2,$$

$$a_{2\Pi} = \rho n(\beta)x_1b_{\text{ck}}^2, \quad (3.50)$$

$$a_{3\Pi} = \rho n(\beta)b_{\text{ck}}^2(\vartheta + h_k').$$

В случае  $\zeta < 0$  или  $\dot{\zeta} < 0$   $f_{y\Pi_{\text{рд}}} = 0$ .

Гидростатические составляющие вертикальной силы в сечениях определяются как интеграл от гидростатического давления на смоченную часть контура сечения. Для режима треугольника в области подпора гидростатическое давление отрицательно. С учетом этого

$$f_{y_{\Delta g c}}(x_1) = \rho g \frac{\pi}{\operatorname{tg} \beta} \left(1 - \frac{\pi}{4}\right) \zeta^2 \quad (3.51)$$

Для режима глиссирования на полной ширине гидростатическое давление на поверхности жидкости принимается равным нулю. Тогда

$$f_{y_{\Pi_{rc}}}(x_1) = \rho g (2\zeta - b_{ck} \operatorname{tg} \beta) b_{ck} \quad (3.52)$$

Данные подходы хорошо себя зарекомендовали для плоско-килеватых тел, но не годятся для корпусов, имеющих сложные криволинейные многоскучные обводы, например, как на самолете-амфибии Бе-200. Для таких обводов предлагается использовать зависимости вертикальной гидродинамической силы, действующей на погружающееся в воду поперечное сечение фюзеляжа летательного аппарата, от величины погружения относительно невозмущенной границы жидкости, полученные в результате численного моделирования. Пример подобного расчета, выполненный автором диссертации, показан на рисунке 3.25.

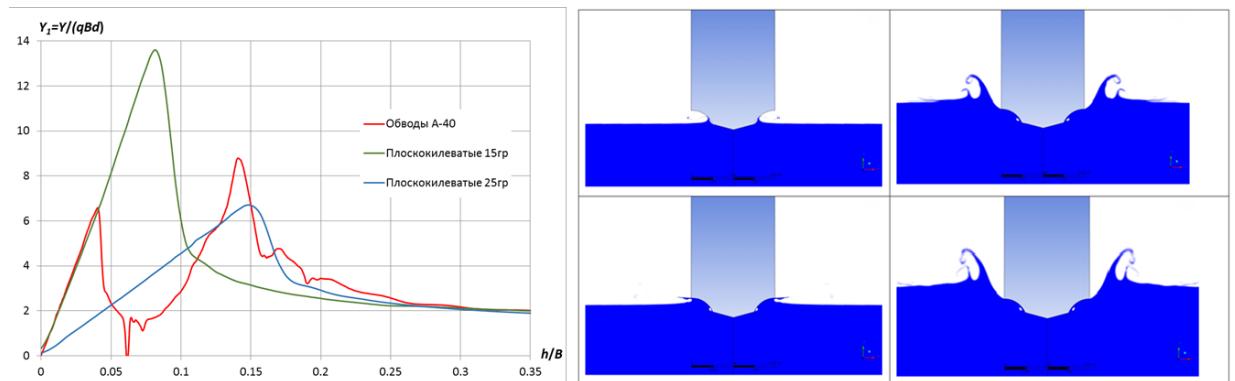


Рисунок 3.25 – Результаты численного моделирования погружения в воду поперечного сечения корпуса летательного аппарата, имеющего многоскучные криволинейные обводы

На рисунке 3.22 показан график зависимости вертикальной гидродинамической силы, действующей на сечение корпуса лодки, имеющей многоскучные криволинейные обводы, от величины погружения относительно невозмущенной границы жидкости и форма свободной поверхности на разных этапах погружения. Для примера представлены расчетные значения вертикальных

сил, действующих на клиновидные тела с углами килеватости  $15^\circ$  и  $30^\circ$ , от величины погружения.

### 3.2.5 Поправка на продольное перетекание

В ряде работ было показано, что расчет гидродинамической подъемной силы при глиссировании по плоским сечениям при больших углах атаки приводит к завышенным результатам. Г.В. Логвиновичем была предложена оценка для поправочного коэффициента [56, 57], учитывающая уменьшение горизонтальной скорости в рассматриваемом сечении на величину среднего значения  $\partial\varphi/\partial x$  в этом сечении.

Смысл предложенной поправки заключается в следующем. Для оценки  $\partial\varphi/\partial x$  было использовано выражение для потенциала расширяющейся плоскости пластиинки.

Для установившегося глиссирования на режиме «треугольник» указанный коэффициент равен [57]

$$\mu = \frac{1}{\left(1 + \frac{\pi^2 g^2}{4tg\beta}\right)^2} \quad (3.53)$$

Величина  $\partial\varphi/\partial x$  в общем случае неустановившегося движения может быть оценена, исходя из аналогии между глиссирующей пластииной и тонким крылом. Согласно этой аналогии, имеет место соотношение

$$f_y = \rho V_\gamma b, \quad (3.54)$$

где  $\gamma$  – средняя интенсивность присоединенной вихревой пелены, а  $b$  – полуразмах данного поперечного сечения. Тогда горизонтальная скорость будет

$$\frac{\partial\varphi}{\partial x} = \frac{\gamma}{2} = \frac{f_y}{2\rho V b} \quad (3.55)$$

Учитывая перетекание, "эффективная" горизонтальная скорость будет

$$V_1 = V - \frac{\partial\varphi}{\partial x} = V \left[ 1 - \frac{f_y(V_1)}{2\rho V V_1 b} \right] \quad (3.56)$$

и во всех выражениях для гидродинамической подъемной силы скорость  $V$  должна быть заменена на  $V_1$ .

Уравнение (3.56) легко решается методом итераций и имеет силу для сечений, глиссирующих как на треугольнике, так и на полной ширине.

Для установившегося глиссирования на режиме «треугольника» эффективная горизонтальная скорость определяется следующим выражением

$$V_1 = \frac{V}{1 + \left( \frac{\pi}{2\beta} - 1 \right)^2 \operatorname{tg}\beta \sin^2 \vartheta} \quad (3.57)$$

На основании вышеизложенного выражения для вертикальной силы в произвольном сечении лодки гидросамолёта можно представить в следующем виде

$$f_y(x_1) = \rho \left( f_{y_{GD}}^* + g f_{y_{GC}} - a_{y1} \ddot{y} - a_{y2} \ddot{\vartheta} + a_{y3} \dot{V} \right), \quad (3.58)$$

где  $f_{y_{GD}}^* = a_{y1} = a_{y2} = a_{y3} = 0$  при  $\zeta < 0$  или  $\dot{\zeta} < 0$ ,

а в остальных случаях

$$f_{y_{GD}}^*(x_1) = (2\dot{\vartheta} - h_K'' V_1) V_1 c u^2 - (c_1 V_1 - c_2 \dot{\zeta}) u \dot{\zeta} + c u^2 \ddot{\eta}, \quad (3.59)$$

$$a_{y1} = c u^2, \quad a_{y2} = c u^2 x_1, \quad a_{y3} = c u^2 (\vartheta + h_K'), \quad f_{y_{GC}} = u c_3.$$

Входящие в (3.59) коэффициенты имеют различные значения в зависимости от того, на каком режиме глиссирует данное сечение.

Если  $\zeta < \frac{2}{\pi} b_{CK} \operatorname{tg}\beta$ , то имеет место режим треугольника. Если  $\zeta \geq \frac{2}{\pi} b_{CK} \operatorname{tg}\beta$

то - полной ширины.

В приведенных ниже формулах сверху приведены выражения для треугольника, а снизу для полной ширины

$$\begin{aligned} u &= \begin{Bmatrix} \zeta \\ b_{CK} \end{Bmatrix}, \quad c = \begin{Bmatrix} k(\beta) \\ n(\beta) \end{Bmatrix}, \quad c_1 = \begin{Bmatrix} k'(\beta)u \\ n'(\beta)u + 2cb'_{CK} \end{Bmatrix}, \\ c_2 &= \begin{Bmatrix} 2c \\ H(\lambda)B(\beta) \end{Bmatrix}, \quad c_3 = \begin{Bmatrix} \frac{\pi u}{\operatorname{tg}\beta} \left( 1 - \frac{\pi}{4} \right) \\ 2\zeta - u \operatorname{tg}\beta \end{Bmatrix} \end{aligned} \quad (3.60)$$

### 3.2.6 Горизонтальная сила в сечении

Горизонтальная сила в сечении  $f_x$  складывается из силы трения и горизонтальной составляющей от нормальной силы (рисунок 3.26).

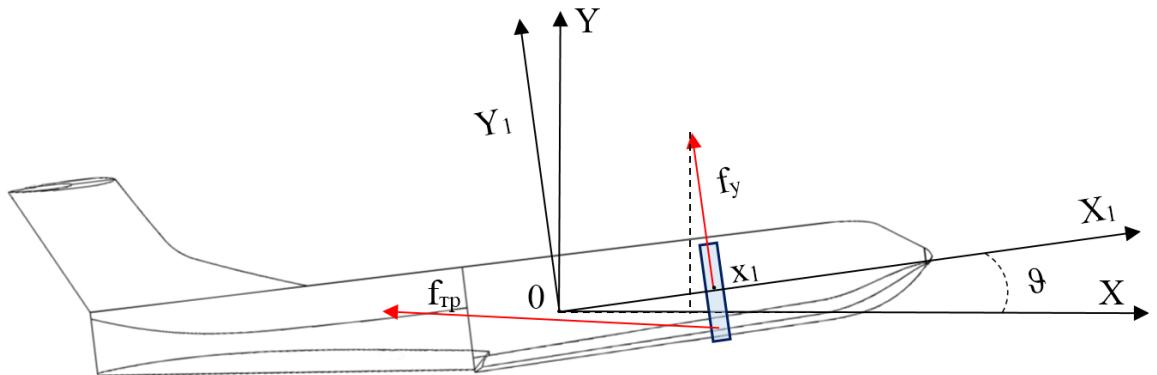


Рисунок 3.26 Схема движения гидросамолета

При этом, как было указано выше, в связи с малостью углов  $\vartheta$ ,  $\theta$  и  $h'_K$  мы принимаем нормальную силу равной вертикальной. Считая силу трения пропорциональной скоростному напору  $\rho \frac{V_1^2}{2}$ , коэффициенту трения  $c_f$  и длине смоченного контура сечения получим:

для треугольника

$$f_{x\Delta}(x_1) = (f_{y\Delta_{GD}} + f_{y\Delta_{GC}})(\vartheta + h'_K) + f_{y\Delta_{GD}} \frac{\pi \zeta \beta'}{4 \sin \beta \cos \beta} + c_f \rho \frac{V_1^2}{2} \frac{\pi \zeta}{\sin \beta}, \quad (3.61)$$

для полной ширины

$$f_{x\Pi}(x_1) = (f_{y\Pi_{GD}} + f_{y\Pi_{GC}})(\vartheta + h'_K) + f_{y\Pi_{GD}} \frac{b_{CK} \beta'}{2 \cos^2 \beta} + c_f \rho \frac{V_1^2}{2} \frac{2 b_{CK}}{\cos \beta}. \quad (3.62)$$

При выводе формул (3.61) и (3.62) было принято, что нормальные гидродинамические силы приложены посередине смоченной щеки клина, и в этой же точке вычислялся угол между нормалью к днищу и осью ОХ. Формулы (3.61) и (3.62) можно свести к такому же виду как выражение (3.58) для  $f_y$

$$f_x(x_1) = \rho [ (f_{y\Delta_{GD}}^* + g f_{y\Delta_{GC}}^*) (\vartheta + h'_K) + f_{y\Delta_{GD}}^* u c_4 \beta' + c_f u c_5 V_1^2 - a_{x1} \ddot{y} - a_{x2} \ddot{\vartheta} + a_{x3} \dot{V} ], \quad (3.62)$$

где

$$a_{x_1} = a_{y_1} (g + h'_K + u c_4 \beta'), \quad a_{x_2} = a_{y_2} (g + h'_K + u c_4 \beta'), \quad a_{x_3} = a_{y_3} (g + h'_K + u c_4 \beta'), \quad (3.63)$$

$$c_4 = \begin{cases} \frac{\pi}{4} \frac{1}{\sin \beta \cos \beta} \\ \frac{1}{2 \cos^2 \beta} \end{cases}, \quad c_5 = \begin{cases} \frac{\pi}{2} \frac{1}{\sin \beta} \\ \frac{1}{\cos \beta} \end{cases} \quad (3.64)$$

### 2.1.7 Суммарные гидродинамические силы и продольный момент

Суммарные гидродинамические силы и продольный момент, действующие на лодку ГС, получаются интегрированием (суммированием) по длине лодки. В нижеследующих формулах знак  $\sum$  означает суммирование по индексу  $i$  по всем сечениям. При расчете продольного момента плечо силы  $f_{x_i}$  берется равным расстоянию по высоте в связанной системе координат от центра тяжести до середины смоченного контура сечения.

С учетом этого, на основании приведенных выше в настоящем разделе формул получаем следующие выражения для сил и момента.

Подъемная гидродинамическая сила

$$F_{y_{\text{ГД}}} = F_{y_{\text{ГД}}}^* - A_{11} \ddot{y} - A_{12} \ddot{\vartheta} + A_{13} \dot{V}, \quad (3.65)$$

где

$$F_{y_{\text{ГД}}}^* = \rho \sum \Delta x_i (f_{y_{\text{ГД}} i}^* + g f_{y_{\text{ГС}} i}),$$

$$A_{11} = \rho \sum \Delta x_i c_i u_i^2, \quad A_{12} = \rho \sum \Delta x_i c_i u_i^2 x_{li}, \quad A_{13} = \rho \sum \Delta x_i c_i u_i^2 (g + h'_{Ki}).$$

Сила гидродинамического сопротивления:

$$F_{x_{\text{ГД}}} = F_{x_{\text{ГД}}}^* - A_{31} \ddot{y} - A_{32} \ddot{\vartheta} + A_{33} \dot{V}, \quad (3.66)$$

$$\text{где } F_{x_{\text{ГД}}}^* = \rho \sum \Delta x_i \left[ (f_{x_{\text{ГД}} i}^* + g f_{y_{\text{ГС}} i}) (g + h'_{Ki}) + f_{y_{\text{ГД}} i}^* u_i c_{4i} \beta'_i + c_f u_i c_{5i} V_1^2 \right], \quad (3.67)$$

$$A_{31} = \rho \sum \Delta x_i c_i u_i^2 (g + h'_{Ki} + u_i c_{4i} \beta'_i),$$

$$A_{32} = \rho \sum \Delta x_i c_i u_i^2 (g + h'_{Ki} + u_i c_{4i} \beta'_i) x_{li}, \quad (3.68)$$

$$A_{33} = \rho \sum \Delta x_i c_i u_i^2 (g + h'_{Ki} + u_i c_{4i} \beta'_i) (g + h'_{Ki}).$$

Продольный гидродинамический момент

$$\mathbf{M}_{\Gamma D} = \mathbf{M}_{\Gamma D}^* - A_{21}\ddot{y} - A_{22}\ddot{\vartheta} + A_{23}\dot{V}, \quad (3.69)$$

где

$$\begin{aligned} \mathbf{M}_{\Gamma D}^* = & \rho \sum \Delta x_i \left\{ \left( f_{y_{\Gamma D_i}}^* + g f_{y_{\Gamma C_i}} \right) x_{l_i} + \left( h'_{K_i} + u_i \beta'_i c_{4_i} \right) f_{y_{\Gamma D_i}}^* c_{8_i} + g f_{y_{\Gamma C_i}} \left( h_{K_i} + u_i c_{6_i} - y_g \right) \right\} + \\ & + \rho \sum \Delta x_i c_f u_i c_{5_i} V_1^2 c_{8_i}, \end{aligned} \quad (3.70)$$

$$\begin{aligned} A_{21} = & \rho \sum \Delta x_i c_i u_i^2 \left[ x_{l_i} + \left( h'_{K_i} + u_i c_{4_i} \beta'_i \right) c_{8_i} \right], \\ A_{22} = & \rho \sum \Delta x_i c_i u_i^2 \left[ x_{l_i} + \left( h'_{K_i} + u_i c_{4_i} \beta'_i \right) c_{8_i} \right] x_{l_i}, \\ A_{23} = & \rho \sum \Delta x_i c_i u_i^2 \left[ x_{l_i} + \left( h'_{K_i} + u_i c_{4_i} \beta'_i \right) c_{8_i} \right] \left( \vartheta + h'_{K_i} \right). \end{aligned} \quad (3.71)$$

В этих выражениях:

$$c_6 = \begin{cases} \frac{\pi}{4} \\ \frac{\operatorname{tg} \beta}{2} \end{cases}, \quad c_7 = \begin{cases} c_6 \\ c_6 \end{cases}, \quad c_8 = h_K + u c_7 - y_g \quad (3.72)$$

Эффективная горизонтальная скорость  $V_1$ , входящая в выражение (3.59) для определения  $f_{y_{AA}}^*$  определяется из уравнения (3.56) путем итераций.

$$V_1^K = V \left( 1 - W^K \right), \quad (3.73)$$

где  $W^K = \frac{f_{y_{\Gamma D}}^* (V_1^{K-1})}{c_9 V V_1^{K-1}}$ . В начале полагается  $W^1 = 0$ .

Практически требуемое число итераций не превышает 3-х – 4-х.

Величина определяется выражением:  $c_9 = \begin{cases} \frac{\pi u}{\operatorname{tg} \beta} \\ 2u \end{cases}$ .

### 3.2.7 Уравнения движения

Рассматривается только продольное движение гидросамолёта.

Гидродинамические силы и моменты вычисляются по гипотезе плоских сечений.

Система уравнений продольного движения гидросамолёта имеет следующий вид:

$$\begin{aligned}
 (m + A_{11})\ddot{y} + A_{12}\ddot{\theta} + A_{13}\dot{V} &= F_{y_{\Gamma D}}^* - mg \\
 A_{21}\ddot{y} + (J_z + A_{22})\ddot{\theta} + A_{23}\dot{V} &= M_{\Gamma D}^* \\
 A_{31}\ddot{y} + A_{32}\ddot{\theta} + (m + A_{33})\dot{V} &= -F_{x_{\Gamma D}}^*
 \end{aligned} \tag{3.73}$$

Выражения для вычисления  $A_{ij}$ ,  $F_{y_{\Gamma D}}^*$ ,  $F_{x_{\Gamma D}}^*$  и  $M_{\Gamma D}^*$  даны выше.

### 3.2.8 Апробация модели глиссирования на имеющихся экспериментальных данных

Апробация и верификация матмодели была выполнена на тех же экспериментальных данных, что и в п.2.1, где для решения задач глиссирования применялись методы вычислительной гидрогазодинамики.

Все расчёты и эксперименты проведены при постоянной скорости моделей равной 8м/с. Главным преимуществом разработанной матмодели является высокая скорость расчета, позволяющая выдавать результаты в режиме реального времени с частотой 100-200Гц.

Сопоставление экспериментальных и расчетных данных по стационарному глиссированию плоскокилеватой пластины на неполной смоченной ширине (режим треугольника) и на полной ширине представлены на рисунках 3.27 и 3.28 [21, 22]. Движение происходит по невозмущённой поверхности воды. На рисунке 3.24 приведены основные параметры глиссирования на треугольнике в зависимости от погружения задней кромки киля (редана)  $\zeta_p$ : подъёмная сила  $F_y$ , сила сопротивления  $F_x$  и продольный момент  $M$  относительно килевой точки редана. Исследуемая пластина имеет следующие геометрические характеристики: длина – 2м, максимальная ширина – 1,1м, угол поперечной килеватости  $\beta = 30^\circ$ . Эксперимент проведён при постоянном угле дифферента  $\theta = 4^\circ$  [21, 22]. На графиках видно хорошее совпадение расчётных кривых силы и момента с данными экспериментов, показанных точками. Некоторое различие имеется только у продольной силы, возрастающее с увеличением погружения редана.

Параметры, соответствующие глиссированию пластины на полной ширине, аналогично приведены на рисунке 3.27. Экспериментальные данные получены на плоскокилеватой пластине имеющей длину – 2м, ширину – 0,2м и угол поперечной килеватости  $\beta = 15^\circ$ . Угол дифферента в данном случае составлял  $\vartheta = 5,7^\circ$ . Этот вариант характерен удовлетворительным соотвествием расчёта с экспериментом для всех трёх параметров глиссирования.

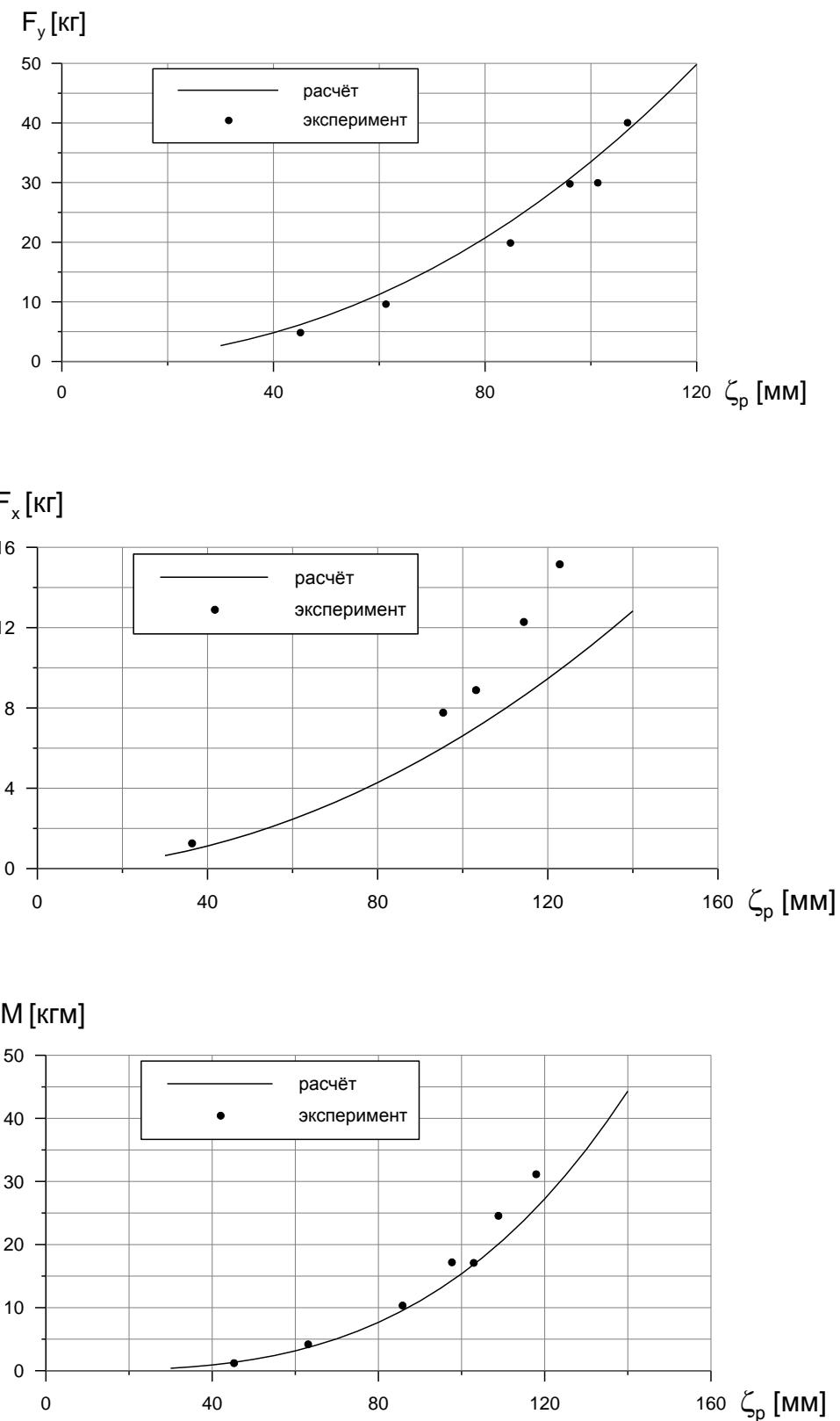


Рисунок 3.27 – Сопоставление расчётных и экспериментальных значений вертикальной  $F_y$  и горизонтальной  $F_x$ , и момента  $M$  при стационарном глиссировании плоскокилеватой пластины с углом килеватости  $\beta = 30^\circ$  и углом дифферента  $\vartheta = 4^\circ$  [21, 22]

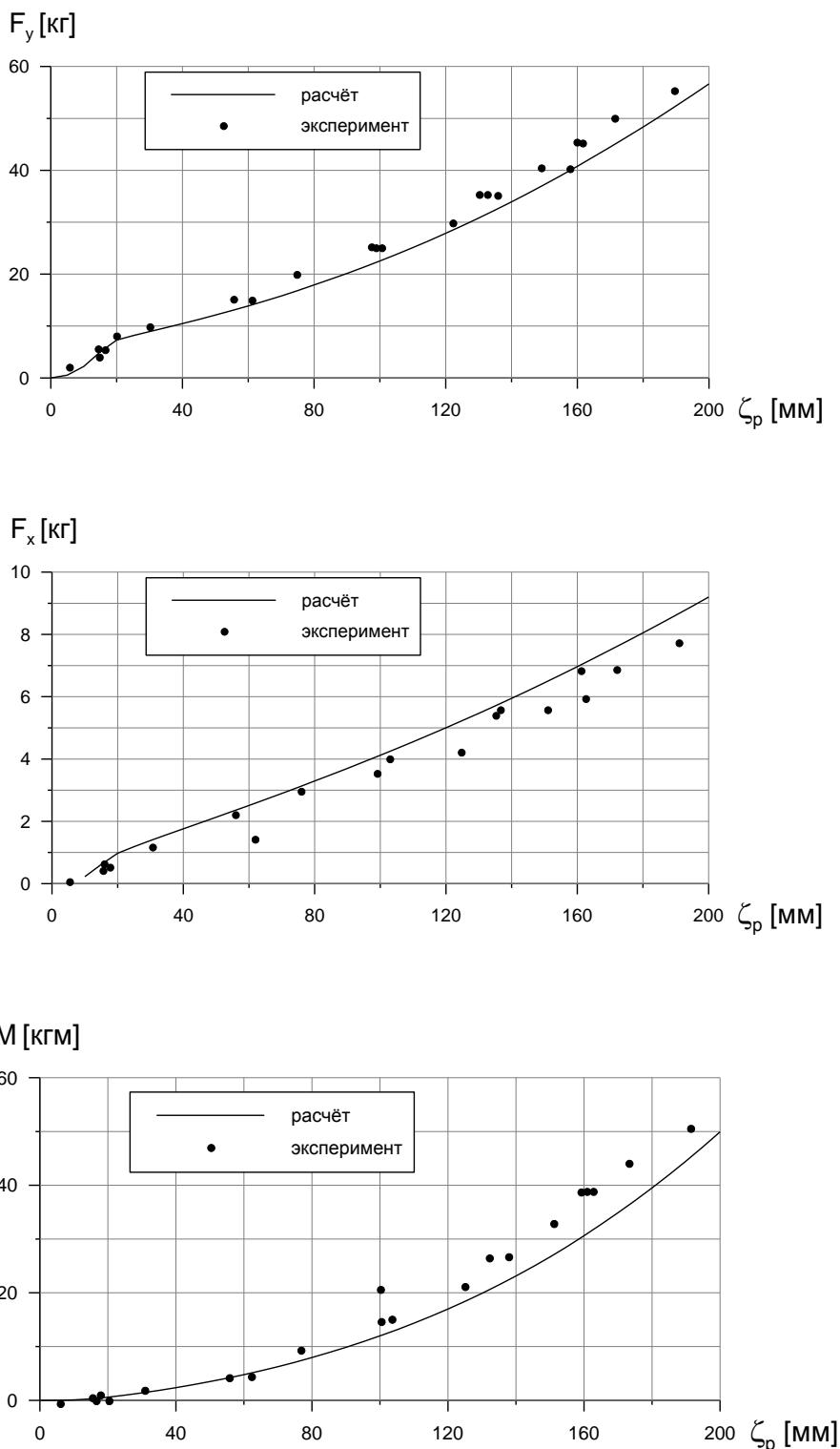


Рисунок 3.28 – Сопоставление расчётных и экспериментальных значений вертикальной  $F_y$  и горизонтальной  $F_x$ , и момента  $M$  при стационарном глиссировании плоскокилеватой пластины с углом килеватости  $\beta = 15^\circ$  и углом дифферента  $\vartheta = 5,7^\circ$  [21, 22]

Были выполнены расчеты по определению вертикальных сил, действующих на жестко закрепленный плоскокилеватый корпус при прохождении им серии регулярных волн. Зависимость максимальной вертикальной гидродинамической силы, действующей на плоскокилеватое тело погружения редана при стационарном прохождении серии волн на рисунках 3.29 – 3.30. Погружение редана  $\zeta'_p$  отсчитывается в данном случае от плоскости, проходящей через гребни волн. Сравнение расчёта с экспериментом произведено для двух вариантов пластины с углами поперечной килеватости  $\beta = 40^\circ$  и  $15^\circ$  [21]. Длина пластины – 1м, ширина – 0,3м. При этом вариант пластины с большей килеватостью соответствует движению на неполной смоченной ширине. Угол дифферента для обоих вариантов был равен  $\vartheta = 9^\circ$ . Высота и длина волны равны соответственно 0,16м и 3,2м. На графиках видно, что при обоих режимах глиссирования значения подъёмной силы, полученные экспериментальным и расчётным путём, имеют близкие значения практически на всём диапазоне погружения редана. Дополнительно, на рисунках 3.31 - 3.32 для погружения редана  $\zeta'_p = 80\text{мм}$  приведены зависимости изменения подъёмной силы при прохождении пластиной двух последовательных гребней волны от положения пластины в гребне. На рисунке 3.31 для варианта модели с углом килеватости  $\beta = 40^\circ$  видно, что имеется небольшое расхождение максимальных значений экспериментальной и теоретической силы, при этом время прохождения гребней хорошо согласуется. Второй вариант на рисунке 3.32 ( $\beta=15^\circ$ ) характерен практически точным совпадением пиковых нагрузок. Выход модели из гребня в расчётном варианте происходит несколько раньше экспериментального.

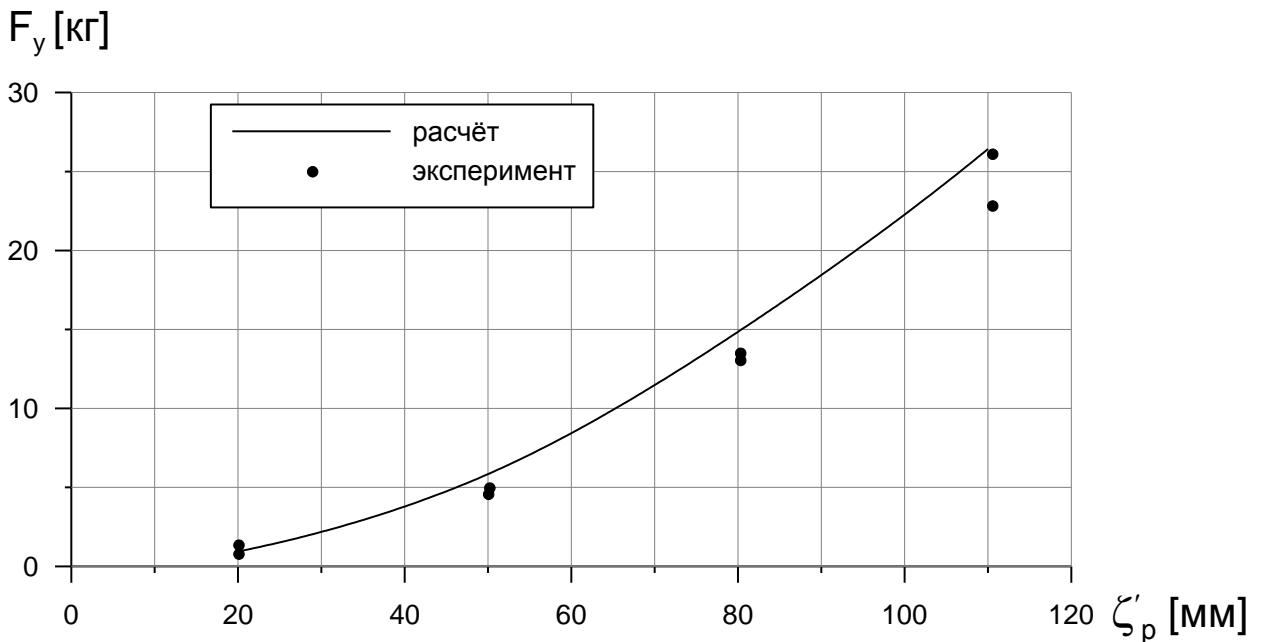


Рисунок 3.29 – Зависимость максимальной вертикальной гидродинамической силы от погружения редана при стационарном глиссировании плоскокилеватой пластины с углом килеватости  $\beta = 40^\circ$ , углом дифферента  $\vartheta = 9^\circ$  при высоте волны  $h = 0,16m$ , длине волны  $\lambda = 3,2m$  [21, 22]

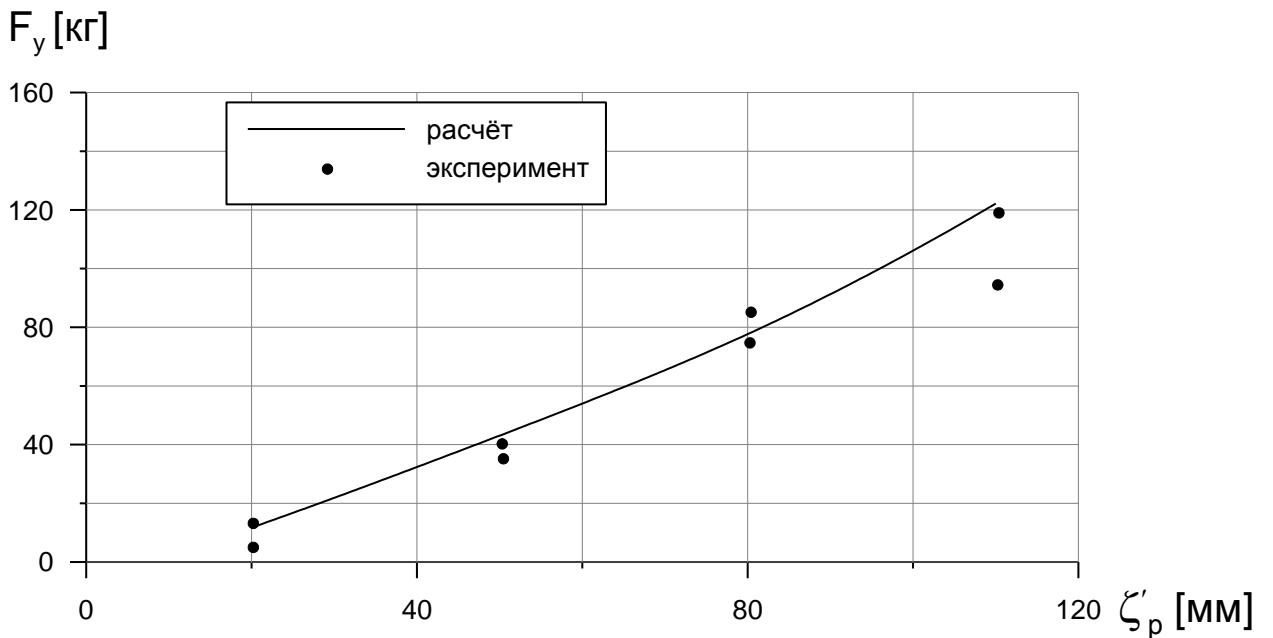


Рисунок 3.30 – Зависимость максимальной вертикальной гидродинамической силы от погружения редана при стационарном глиссировании плоскокилеватой пластины с углом килеватости  $\beta = 15^\circ$ , углом дифферента  $\vartheta = 9^\circ$  при высоте волны  $h = 0,16m$ , длине волны  $\lambda = 3,2m$  [21, 22]

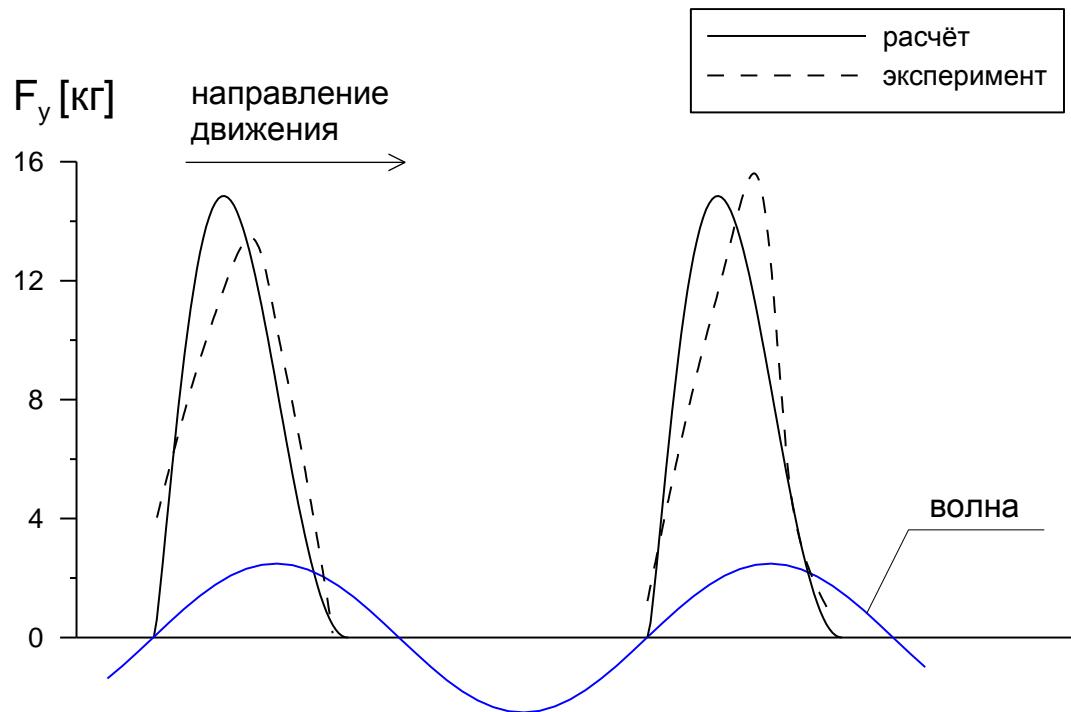


Рисунок 3.31 – Зависимости изменения подъёмной силы при прохождении пластиною двух последовательных гребней волны от положения пластины в гребне ( $\beta = 40^\circ$ ,  $\zeta'_p = 80\text{мм}$ )

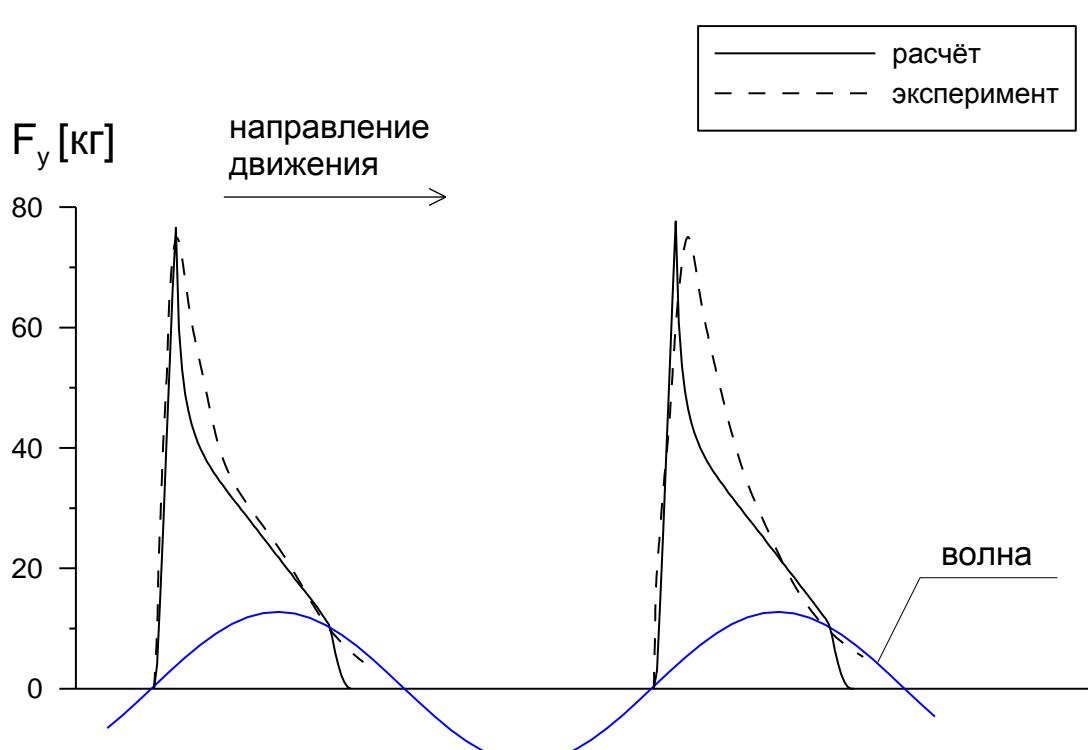


Рисунок 3.32 – Зависимости изменения подъёмной силы при прохождении пластиною двух последовательных гребней волны от положения пластины в гребне ( $\beta = 15^\circ$ ,  $\zeta'_p = 80\text{мм}$ )

### 3.2.9 Методология учета нагрузок от гидродинамического интерцептора и аэродинамического демпфера тангажа.

Для расчёта влияния интерцепторов на величину и точку приложения подъёмной силы, и силы сопротивления были использованы результаты работы [84]. В этой работе было показано, что дополнительная подъёмная сила и сила сопротивления, обусловленные наличием интерцептора, практически не зависят от угла дифферента и погружения кормы. В этом случае суммарная подъёмная сила может быть выражена следующим образом:

$$C_B(\vartheta, H, \delta) = C_{B0}(\vartheta, H) + \Delta C_B(\delta) \quad (3.74)$$

Где  $\delta$  - величина выдвижения интерцептора,  $\Delta C_B$  - дополнительная подъемная сила, обусловленная наличием интерцептора,  $C_{B0}(\vartheta, H)$  - коэффициент гидродинамической подъемной силы корпуса без интерцептора.

В расчетной методике принято, что изменение подъемной силы при изменении величины выдвижения интерцептора происходит мгновенно.

В работе [84] представлены зависимости коэффициента приращения подъёмной силы  $\Delta C_B$  и коэффициента сопротивления интерцептора  $C_{xB}$  от величины выдвижения интерцептора  $\delta$ . При этом составляющая подъёмной силы  $F_{yB}$  и сила сопротивления интерцептора  $F_{xB}$  движущейся с углом дифферента  $\vartheta$  плоскокилеватой пластины, определяются по следующим выражениям:

$$\Delta F_{y\delta} = \Delta C_{B\delta} \cos(\beta) \frac{\rho V^2}{2} B^2; \quad (3.75)$$

$$\Delta F_{x\delta} = \Delta C_{xB\delta} \frac{\rho V^2}{2} B^2 + 9 \Delta F_{y\delta}, \quad (3.76)$$

где  $\beta$  – угол килеватости пластины,  $B$  – ширина пластины на транце.

Зависимости коэффициентов  $\Delta C_{B\delta}$  и  $\Delta C_{xB\delta}$  представлены на рисунке 3.33.

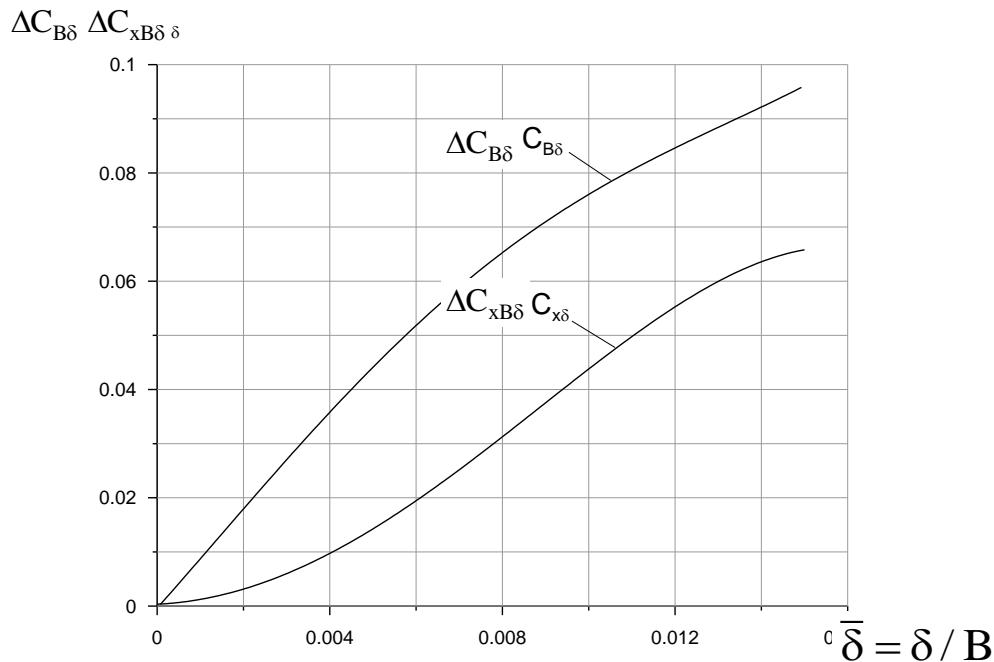


Рисунок 3.33 – Зависимость коэффициентов дополнительной подъёмной силы и силы сопротивления в зависимости от высоты интерцептора

Высота выдвижения интерцептора закладывается в контур системы управления в соответствии со следующим законом [84]:

$$\delta = \delta_0(v) + K_g \dot{\vartheta} + K_y \dot{y}, \quad (3.77)$$

где  $\dot{\vartheta}$  – угловая скорость в градусах,  $\dot{y}$  – вертикальная скорость движения корпуса.

Аэродинамическим демпфером тангажа выступает хвостовое горизонтальное оперение, у которого меняется угол установки по следующему закону:

$$\alpha_{\text{го}} = K_{\text{го}} \dot{\vartheta} \quad (3.78)$$

Подъёмная сила стабилизатора будет определяться следующим выражением

$$F_{y\text{го}} = (\alpha + \alpha_{\text{го}}) C_{y_a}^{\alpha} \frac{\rho V^2}{2} S, \quad (3.79)$$

где  $\alpha$  – угол атаки самолёта.

### **3.2.9 Выводы по разделу 3.2**

Разработана математическая модель динамики глиссирования морского летательного аппарата в продольной плоскости в условиях регулярного и нерегулярного волнения. При этом ЛА может быть оснащен автоматически управляемыми гидродинамическими интерцепторами на поперечном редане и аэродинамическим демпфером тангажа. Матмодель основана на методе поперечных плоских сечений. Для определения вертикальных сил, действующих в каждом поперечном сечении, могут быть использованы известные теоретические зависимости или результаты численного конечно-объёмного моделирования, или экспериментальные данные. Матмодель была верифицирована на известных экспериментальных данных. Основным достоинство метода является высокая скорость расчета, позволяющая выдавать результаты в режиме реального времени с частотой 100-200Гц. Это даёт возможность использовать модель в качестве математического обеспечения авиационных тренажеров и пилотажных комплексов.

## ГЛАВА 4. РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ГЛИССИРОВАНИЯ МОДЕЛИ САМОЛЕТА-АМФИБИИ, ОСНАЩЕННОГО ГИДРОДИНАМИЧЕСКИМИ ИНТЕРЦЕПТОРАМИ

Настоящее глава посвящена моделированию глиссирования самолета-амфибии с гидродинамическими интерцепторами с помощью методик и математической модели, разработанных в Главе 3.

### **4.1. Моделирование нестационарного глиссирования самолета-амфибии**

С помощью матмодели, разработанной выше были выполнены расчётные исследования влияния интерцептора на параметры движения ЛА водного базирования, а также реализованы возможности демпфирования угловых и вертикальных колебаний с помощью управляемого интерцептора и демпфера тангажа. Расчеты проводились как для условий спокойной воды, так и регулярного волнения. Основные характеристики самолёта, используемые в расчётах, приведены ниже

- Масса – 37т;
- Момент инерции относительно центра масс -  $1150\text{тм}^2$ ;
- Площадь горизонтального оперения -  $25\text{м}^2$ ;
- $C_{y_a}^\alpha$  горизонтального оперения - 3.5;
- Угол поперечной килеватости -  $25^\circ$ ;
- Взлетная скорость – 50м/с.

В качестве базовых значений параметров системы управления автором были использованы следующие величины:

- $\delta_0 = 0.02$ ;
- $K_g = 0.015$ ;
- $K_y = 0.03$ ;
- $K_{ro} = 4.5$

#### **4.1.1. Результаты расчётов глиссирования гидросамолета в условиях спокойной воды**

На рисунках 4.1 – 4.3 приведены зависимости угла дифферента самолёта  $\theta$ , силы гидродинамического сопротивления  $F_x$  и осадки первого редана лодки  $y$  от скорости глиссирования  $V$ . Сила  $F_x$  является суммой сил аэродинамического и гидродинамического сопротивления лодки самолёта и интерцептора. Значения скорости в расчётах брались из диапазона 5–40 м/с с шагом 5 м/с. Данные результаты получены автором применительно к варианту самолета без интерцептора (чёрная кривая) и с интерцептором. Высота интерцептора составляла  $\delta = 0,02$  м (красная кривая) и  $\delta = 0,04$  м (синяя кривая). Расчёты показали, что в случае отсутствия интерцептора движение самолёта без колебаний наблюдается в диапазоне скоростей 5–35 м/с, при наличии интерцептора этот диапазон составляет 5–25 м/с. При колебательном характере движения на графики наносились средние значения параметров. Как видно на рисунке 4.1 применение интерцептора при скоростях движения  $> 25$  м/с приводит к уменьшению угла дифферента самолёта. Такое влияние объясняется тем, что гидродинамические силы на интерцепторе, приложенные за центром масс, создают пикирующий момент, действующий на уменьшение угла дифферента. Наличие интерцептора при скоростях глиссирования до 25 м/с создаёт дополнительную силу сопротивления (до 1 т), при больших скоростях сила сопротивления уменьшается, что вызвано уменьшением горизонтальной проекции гидродинамических сил (рисунок 4.2)

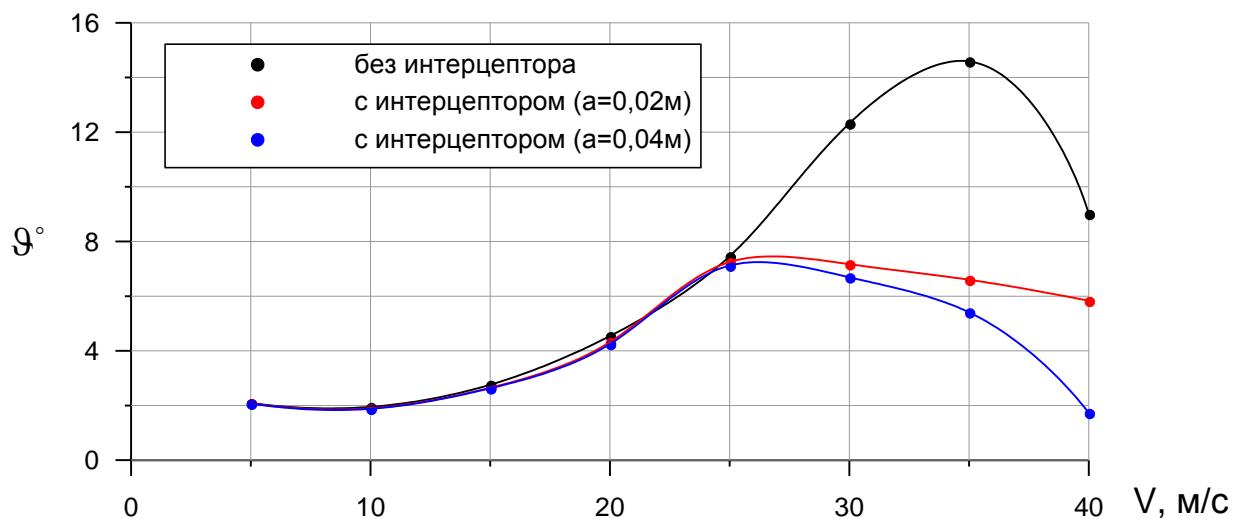


Рисунок 4.1 – Зависимость угла дифферента от скорости.

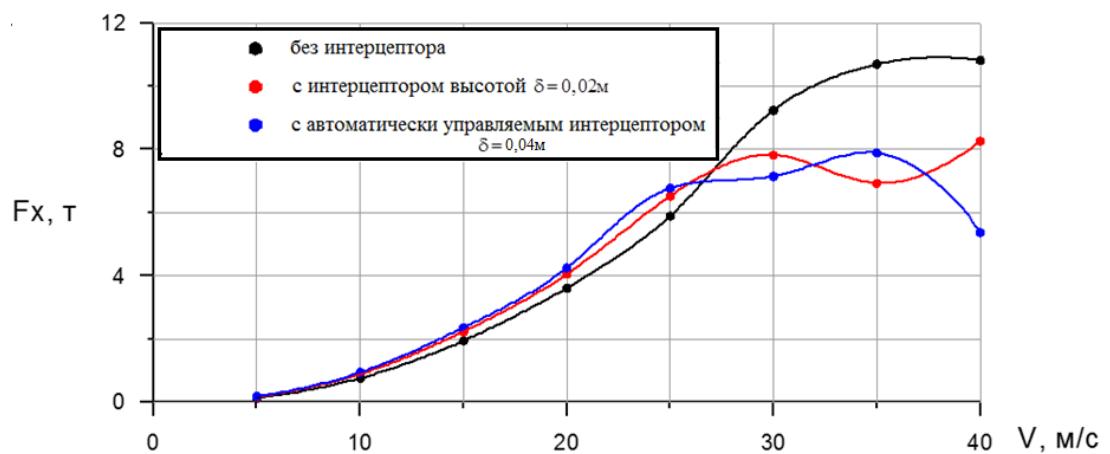


Рисунок 4.2 – Зависимость силы сопротивления от скорости.

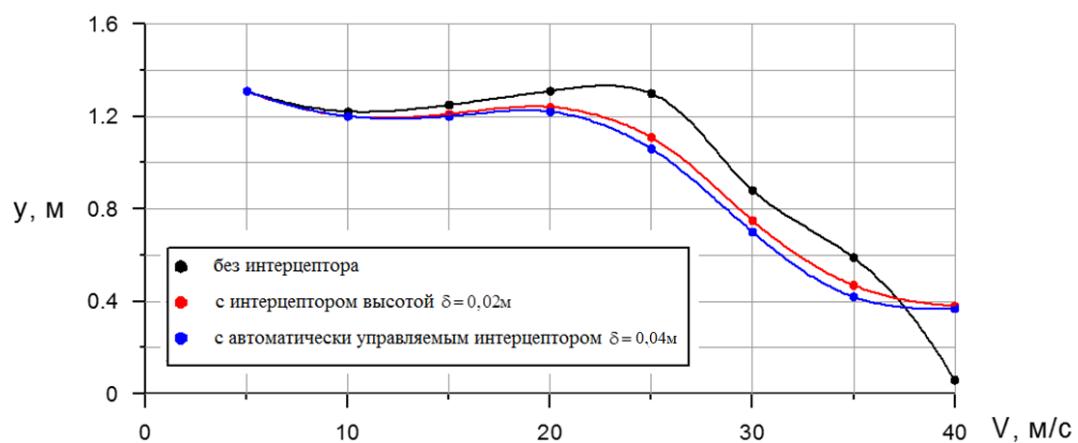


Рисунок 4.3 – Зависимость величины погружения редана от скорости.

На рисунках 4.4а,б,в,г – 4.5а,б,в,г представлены временные диаграммы параметров  $\vartheta$ ,  $F_y$ ,  $F_x$ ,  $y$ , соответствующих скоростям глиссирования 30, 35, 40 м/с, здесь  $F_y$  – подъёмная гидродинамическая сила, являющаяся суммой сил, возникающих на лодке самолёта, крыле и на интерцепторе. Расчёты проведены для вариантов самолёта без интерцептора, с неподвижным интерцептором высотой  $\delta=0,02\text{м}$  и с управляемым интерцептором по закону (3.77).

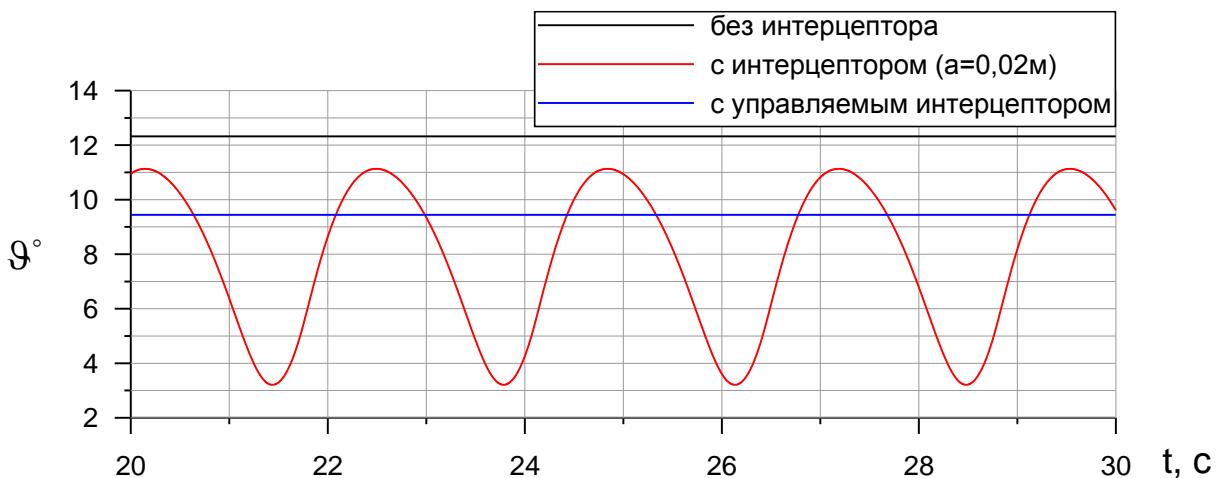


Рисунок 4.4а – Временная диаграмма угла дифферента.  $V=30\text{м/с}$

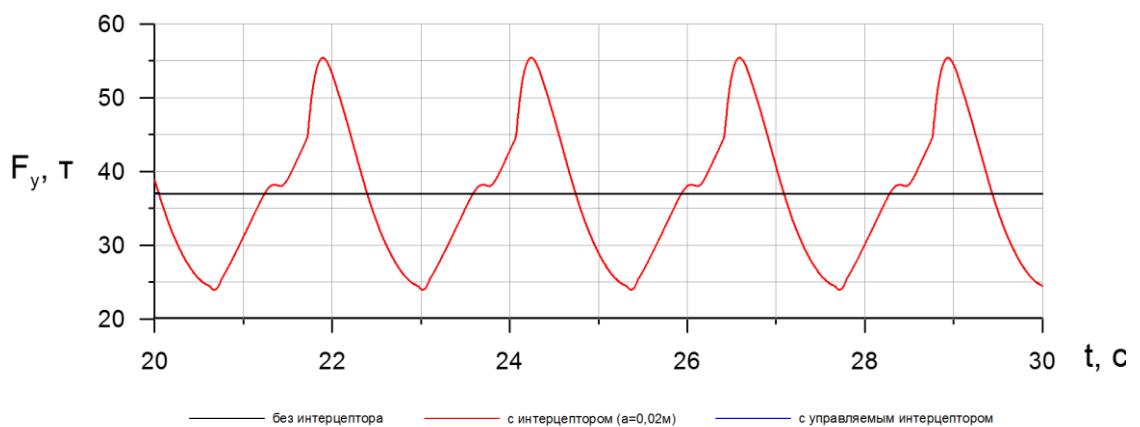


Рисунок 4.4б – Временная диаграмма подъёмной силы при  $V=30\text{м/с}$

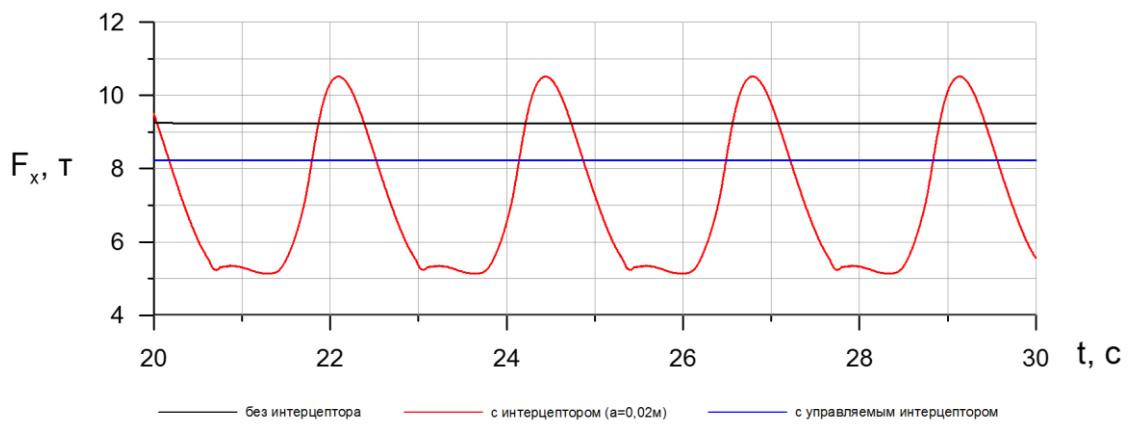


Рисунок 4.4в – Временная диаграмма силы сопротивления при  $V=30\text{м/с}$

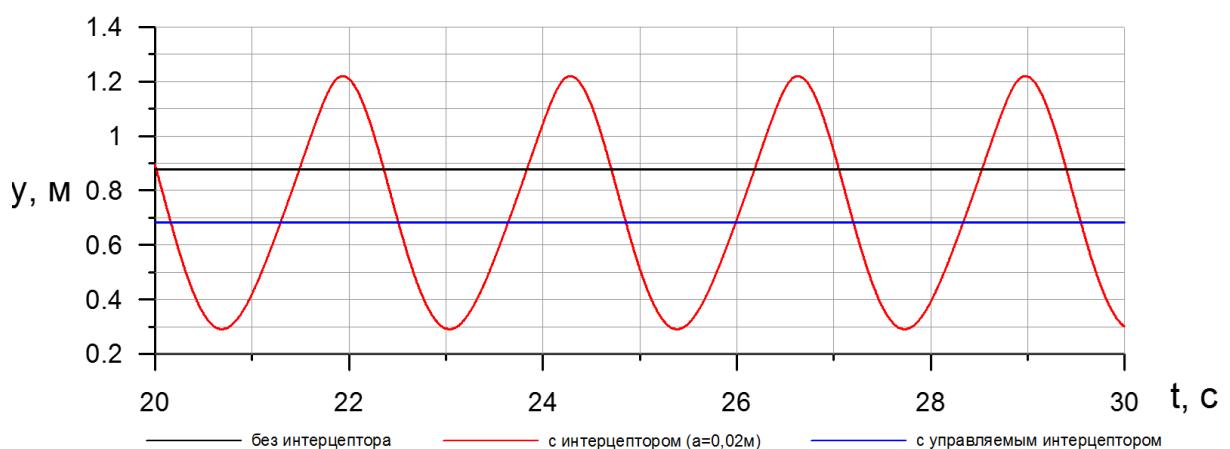


Рисунок 4.4г – Временная диаграмма величины погружения редана при  $V=30\text{м/с}$

Из рисунков 4.4а,б,в,г, соответствующих скорости движения  $30\text{ м / с}$ , видно, что применение интерцептора с фиксированной высотой приводит к возникновению значительных колебаний, при этом среднее значение угла дифферента  $\vartheta$  уменьшается более чем в 2 раза. В случае управления интерцептором удаётся полностью погасить возникающие колебания и уменьшить угол дифферента, по сравнению с вариантом без интерцептора, на  $4^\circ$ .

На рисунках 4.5а,б,в,г показаны временные диаграммы, относящиеся к варианту расчёта глиссирования самолёта со скоростью  $40\text{м/с}$ . Как видно из рисунков, данный случай характерен наличием колебаний большой амплитуды как при наличии фиксированных интерцепторов, так и без них. При этом наблюдаются

рикошеты (отрицательные значения  $y$ ), а угол дифферента достигает отрицательных значений. Пиковые значения подъёмной силы  $F_y$  составляют 140т, что соответствует перегрузке равной 2,7. Применение интерцептора фиксированной высоты ( $a=0,02\text{м}$ ) позволяет в 1,5 раза уменьшить амплитуду колебаний и среднее значение угла дифферента, а также исключить рикошеты. Максимальные значения силы сопротивления  $F_x$  не превышают 15т. Управление интерцептором приводит к полному устранению колебаний.

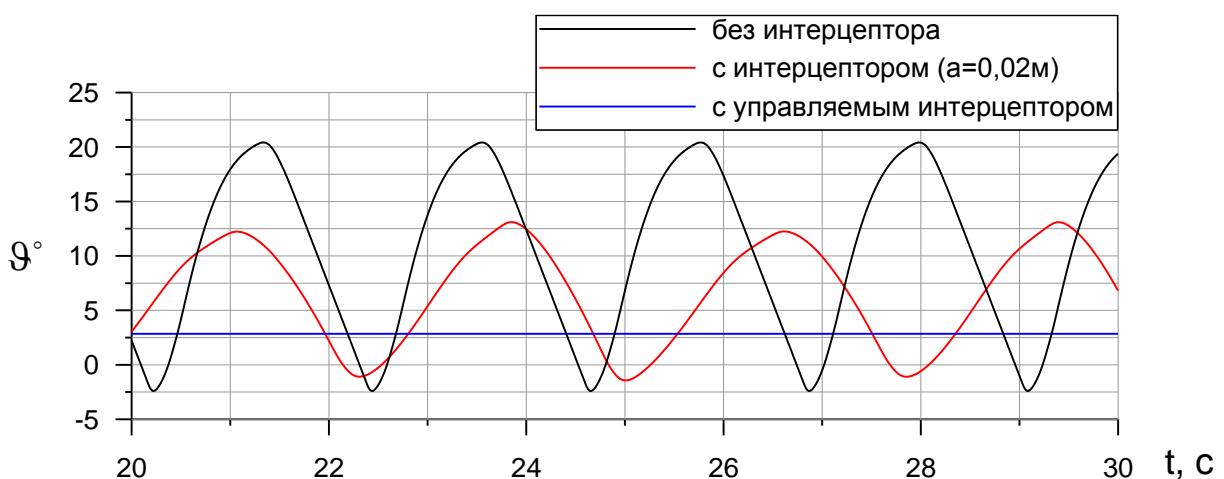


Рисунок 4.5а – Временная диаграмма угла дифферента при  $V=40\text{м/с}$

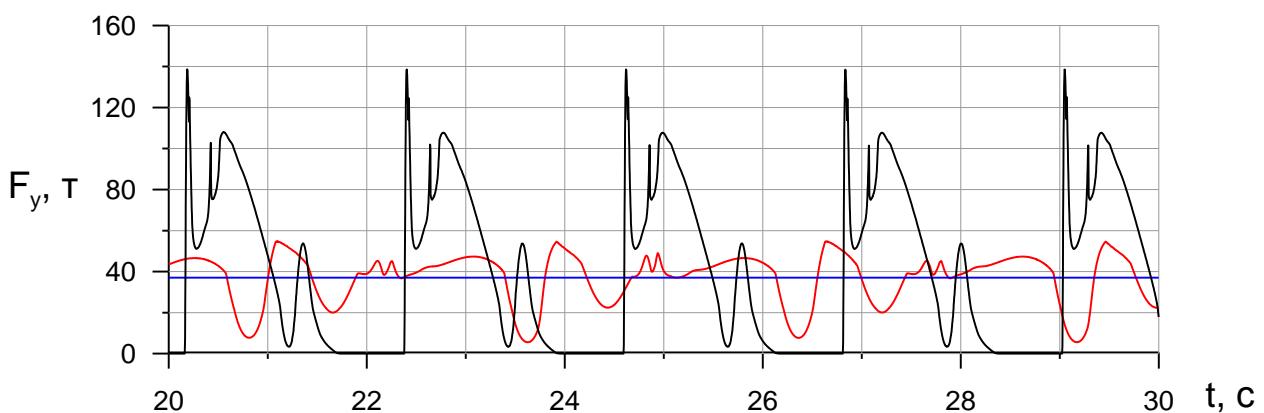


Рисунок 4.5б – Временная диаграмма подъёмной силы при  $V=40\text{м/с}$

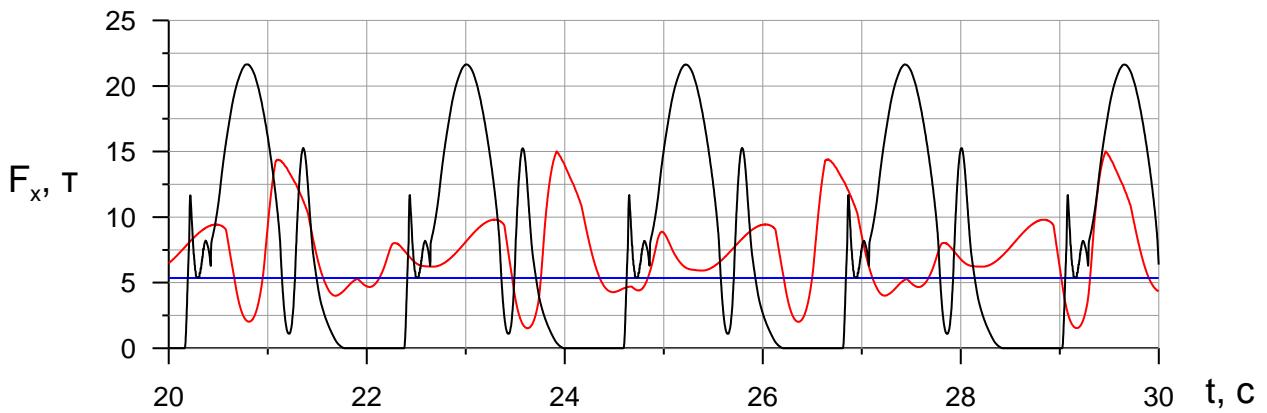


Рисунок 4.5в – Временная диаграмма силы сопротивления.  $V=40\text{м/с}$

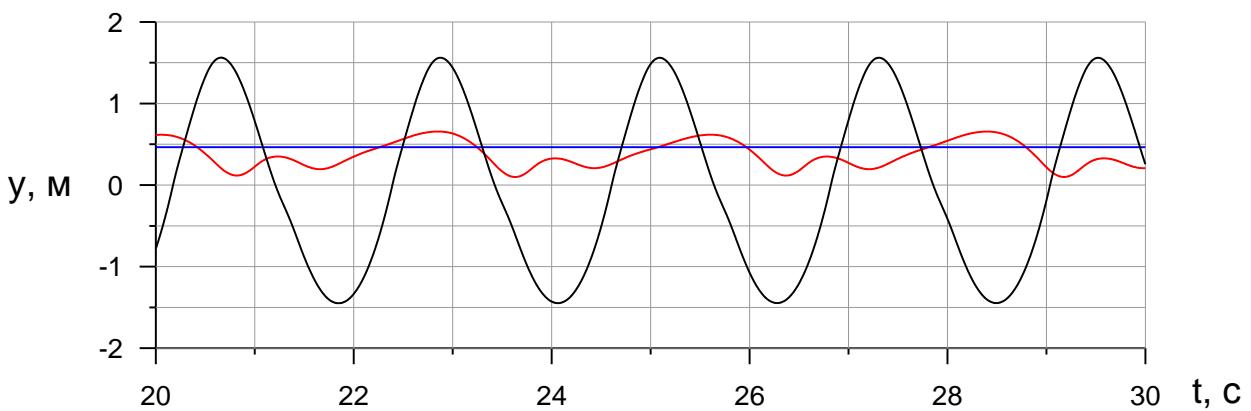


Рисунок 4.5г – Временная диаграмма величины погружения редана.

$$V=40\text{м/с}$$

Представленные выше графики показывают качественный характер динамики глиссирования. В практике отработки гидродинамики ЛА морского базирования принята более наглядная методика проведения гидродинамических испытаний и представления зон устойчивого глиссирования, предложенная Эпштейном [96, 97]. В рамках данной методики проводятся испытания самолета с разными центровками и фиксированной скоростью. В эксперименте ведется визуальный контроль устойчивости движения. По углам дифферента при которых движение неустойчиво проводится граница устойчивости.

В данной работе были выполнены расчеты аналогичные экспериментальной методике. То есть, расчеты динамики движения с постоянной скоростью и разными моментами [2, 8, 96, 97].

На графике на рисунке 4.6 отмечены эффективные зоны устойчивого глиссирования для следующих случаев: без интерцепторов, с фиксированными интерцепторами, с управляемыми интерцепторами (эффективная граница устойчивости).

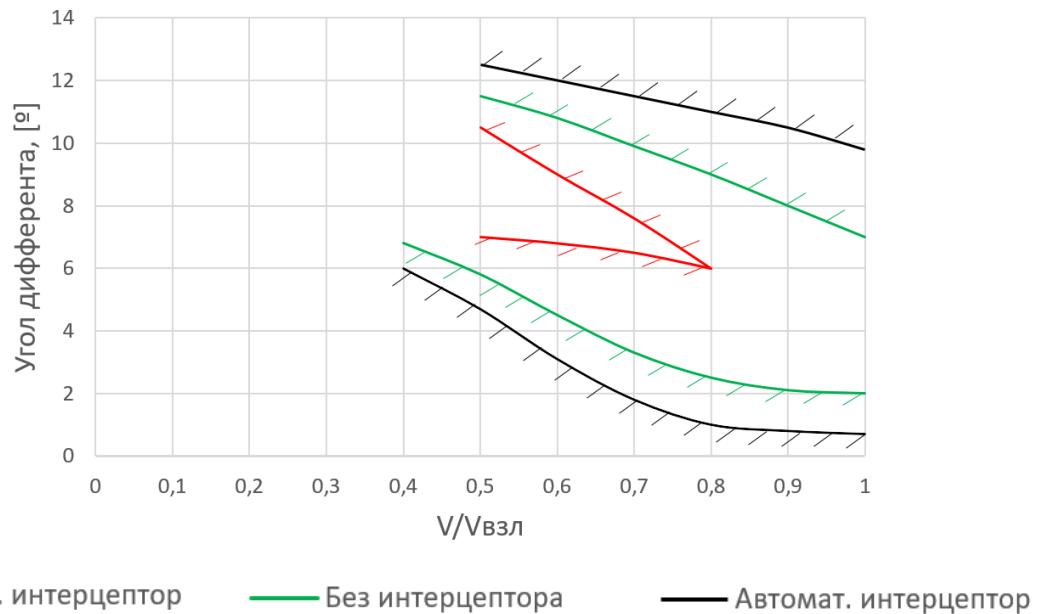


Рисунок 4.6 – Эффективные области устойчивого глиссирования

Результаты показывают, что наличие неуправляемого выдвинутого интерцептора на скоростях более 0,5 от взлётной сильно сужается область устойчивого глиссирования. А на предвзлетных движениях полностью неустойчиво.

Использование автоматики позволяет демпфировать колебания и держать угол дифферента в определенном диапазоне даже при больших значениях продольного момента, при которых самолет без интерцепторов был бы неустойчив. Поэтому для отображения влияния автоматики на эффективность демпфирования колебаний были отображены некоторые эффективные границы устойчивости. Т.е. углы дифферента, которые бы имел самолет при данном продольном моменте и отсутствующих интерцепторах. В такой интерпретации можно утверждать, что автоматическое управление не только устраняет колебания, но и расширяет диапазон устойчивого глиссирования, по сравнению со случаем отсутствия интерцепторов.

#### **4.1.2. Результаты расчётов динамики глиссирования самолета-амфибии в условиях регулярного волнения**

На рисунка 4.7а,б,в – 4.8а,б,в представлены результаты расчёта движения самолёта по взволнованной поверхности воды, полученные автором. Они приводятся в форме аналогичной предыдущим расчётам. Следует отметить, что полученные результаты носят больше качественный характер, позволяющий оценить тенденции.

Рассматривается регулярное волнение с длиной волны  $\lambda = 50\text{м}$  и высотой  $h = 0,8\text{ м}$ . Скорость глиссирования составляла  $25; 35; 40\text{м / с}$ . На рисунках 4.7а,б,в показаны временные диаграммы параметров, соответствующих скорости  $25\text{м / с}$ . Из рисунка 4.7а следует, что при данной скорости движения наличие фиксированного интерцептора незначительно влияет на угловую динамику самолёта. Несколько большее влияние наблюдается на величину амплитуды вертикальной координаты редана  $y$ , которая уменьшилась на  $0,2\text{м}$  (рисунок 4.7в). Введение управляемого интерцептора практически не влияет на угол дифферента  $\vartheta$ , но приводит к увеличению амплитуды вертикальных колебаний по сравнению с вариантом фиксированного интерцептора. Это означает, что необходимо проводить исследования с целью выбора более оптимального алгоритма управления. Величина максимальных значений избыточной вертикальной перегрузки составляет  $1-1,2$  единицы (рисунок 4.7в).

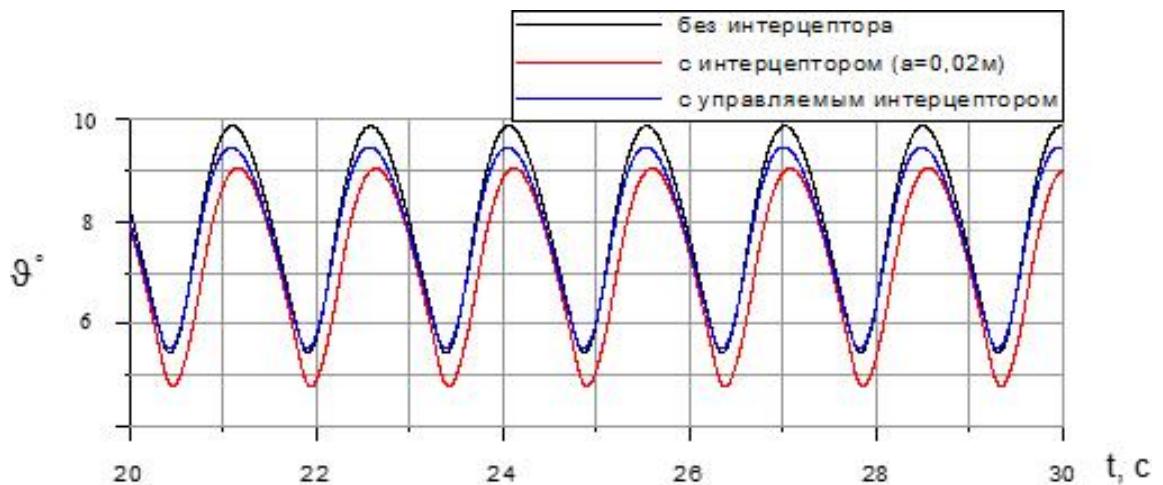


Рисунок 4.7а – Временная диаграмма угла дифферента.

На волнении.  $V=25\text{м/с}$

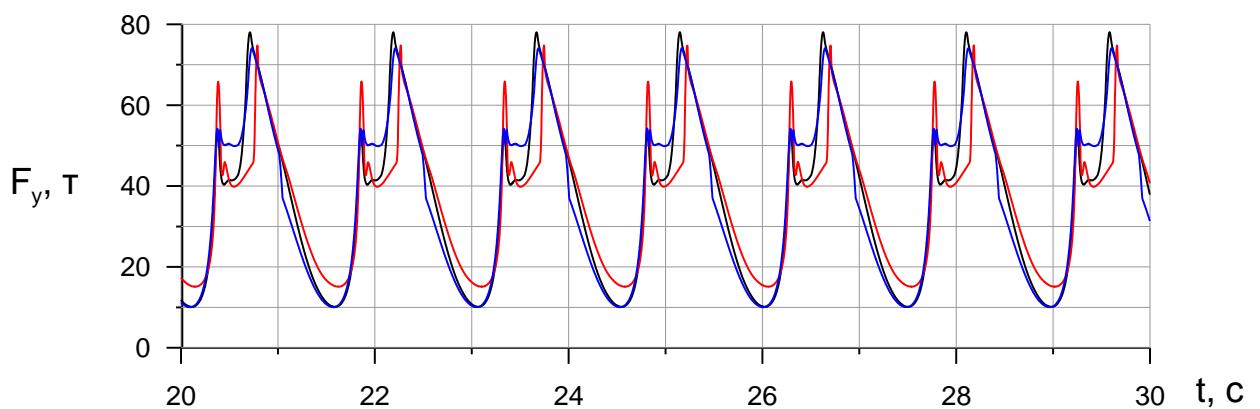


Рисунок 4.7б – Временная диаграмма подъёмной силы на волнении.

$V=25\text{м/с}$

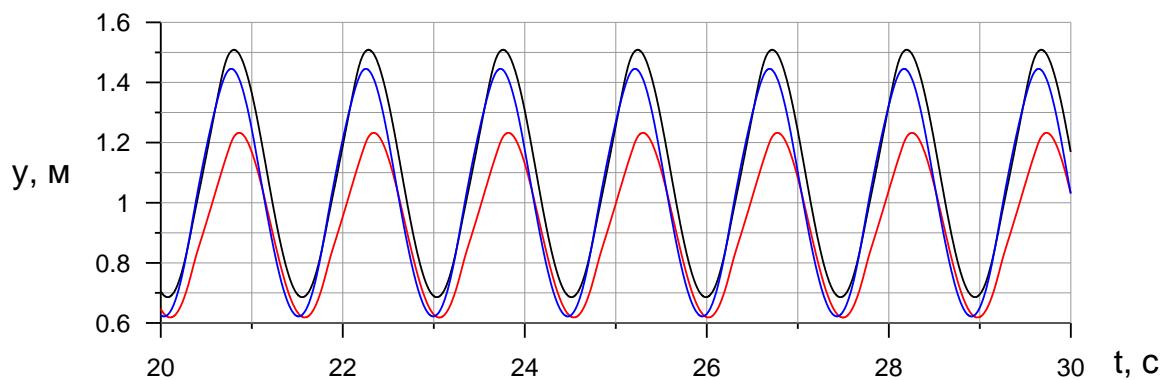


Рисунок 4.7г – Временная диаграмма вертикальных перемещений самолета

на волнении.  $V=25\text{м/с}$

Результаты расчётов, полученные автором, соответствующие глиссированию со скоростью 35 м/с, представлены на рисунках 4.8а, б, в. Как видно из рисунка 4.8г, движение без интерцептора сопровождается рикошетами, при этом величина избыточной вертикальной перегрузки составляет порядка 2 – 2,2 единиц. Вариант с фиксированным интерцептором позволяет уменьшить избыточные перегрузки до 1,5 единиц, а также значительно снизить амплитуду вертикальных колебаний и исключить рикошеты (рисунок 4.8в). На рисунке 4.8а видно, что средняя величина угла дифферента также уменьшается в 2 раза. Введение управления интерцептором позволяет практически полностью погасить колебания угла дифферента (амплитуда колебаний уменьшается с  $5^\circ$  до  $1^\circ$ ), при этом средняя величина угла увеличивается в 2 раза по сравнению со случаем фиксированного интерцептора и достигает  $8^\circ$ .

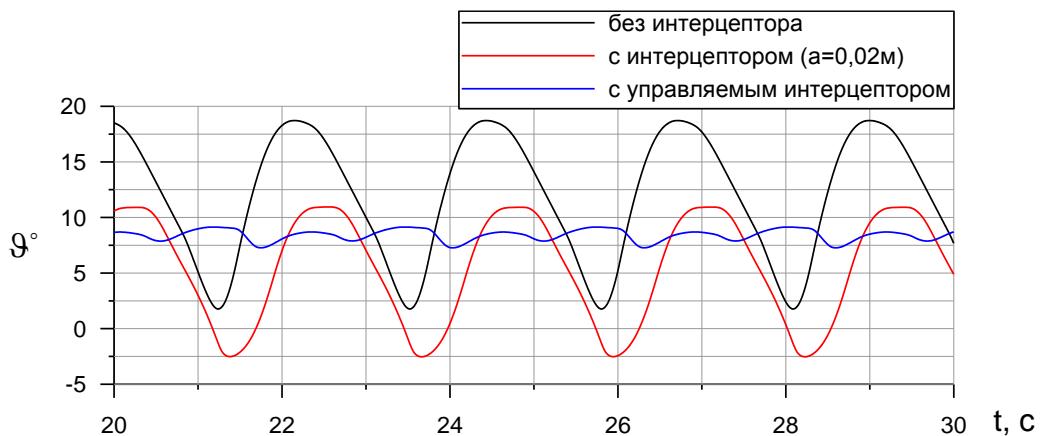


Рисунок 4.8а – Временная диаграмма угла дифферента на волнении при  $V=35$  м/с

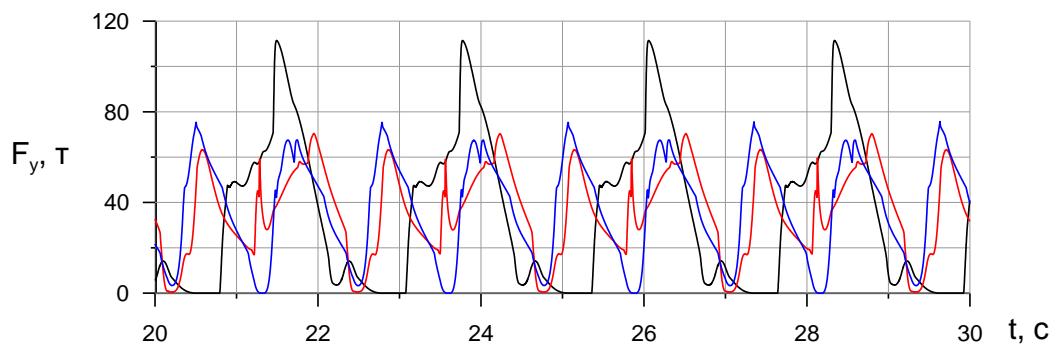


Рисунок 4.8б – Временная диаграмма подъёмной силы на волнении при  $V=35$  м/с

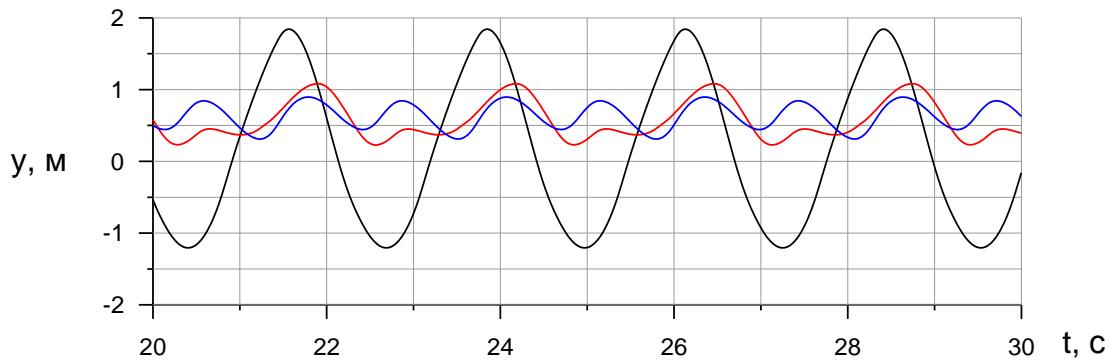


Рисунок 4.8г – Временная диаграмма величины погружения редана на волнении при  $V=35$  м/с

На рисунках 4.9а,б,в – 4.14а,б,в приведены результаты расчётов, демонстрирующие возможность демпфирования колебаний, возникающих при глиссировании на волне, с помощью только управляемого горизонтального оперения без интерцептора (аэродинамического демпфера тангажа). На графиках чёрными кривыми показаны результаты расчётов без горизонтального оперения (ГО), а зелёными – с ГО. Параметры волны аналогичны принятым в предыдущих расчётах. Рисунки 4.9а,б,в соответствуют скорости движения самолёта 25м/с. Из рисунков видно, что применение управляемого ГО позволяет незначительно уменьшить амплитуду колебаний по углу дифферента  $\vartheta$  (рисунок 4.9а) и амплитуду вертикальных колебаний (рисунок 4.9в). Максимальные значения избыточной подъёмной силы  $F_y$  уменьшаются на 15% (рисунок 4.9б).

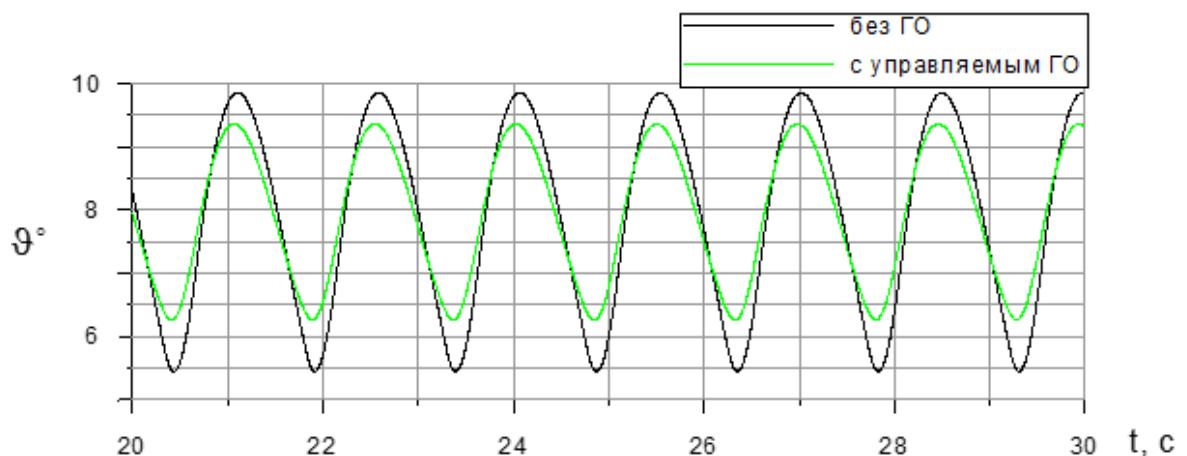


Рисунок 4.9а – Временная диаграмма угла дифферента на волнении при  $V=25$  м/с

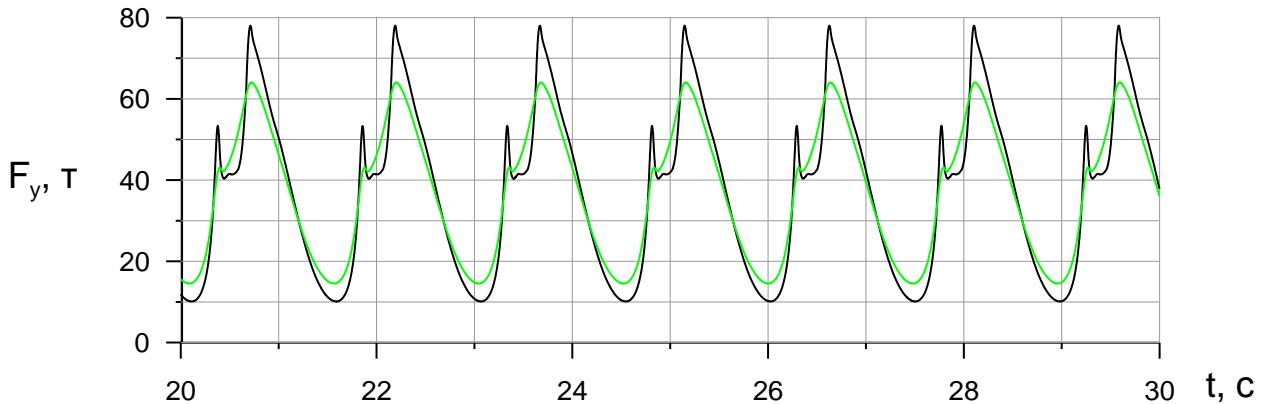


Рисунок 4.9б – Временная диаграмма подъёмной силы на волнении при  
 $V=25\text{м/c}$

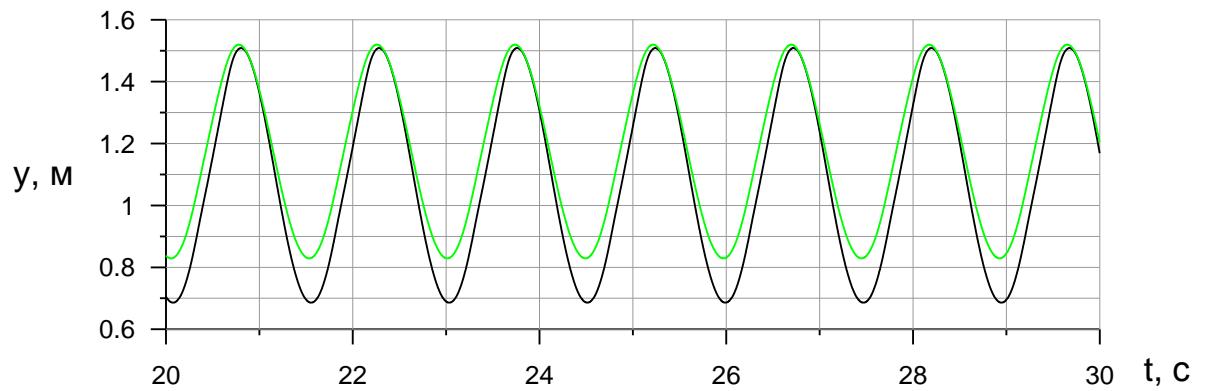


Рисунок 4.9г – Временная диаграмма величины погружения редана на  
волнении при  $V=25\text{м/c}$

При глиссировании самолёта со скоростью 35м/с ГО обладает большей эффективностью, это позволило значительно снизить максимальные перегрузки, а также амплитуды колебаний самолёта (рисунок 4.10а,б,в). Из временной диаграммы угла дифферента, приведённой на рисунке 4.10а, следует, что применение управляемого ГО позволяет уменьшить амплитуду колебания угла в 2,6 раза. Максимальные значения вертикальных перегрузок (рисунок 4.10б) уменьшаются соответственно в 1,8. Амплитуда вертикальных колебаний снижается в 2,5 раза, при этом исключаются вылеты из воды, соответствующие отрицательным значениям у (рисунок 4.10в).

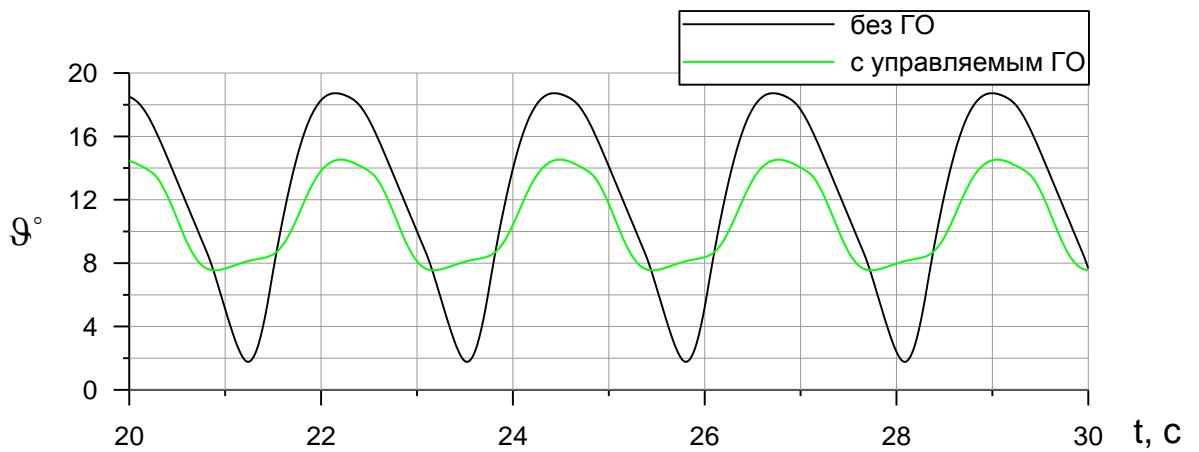


Рисунок 4.10а – Временная диаграмма угла дифферента на волнении при  
 $V=35\text{м/с}$

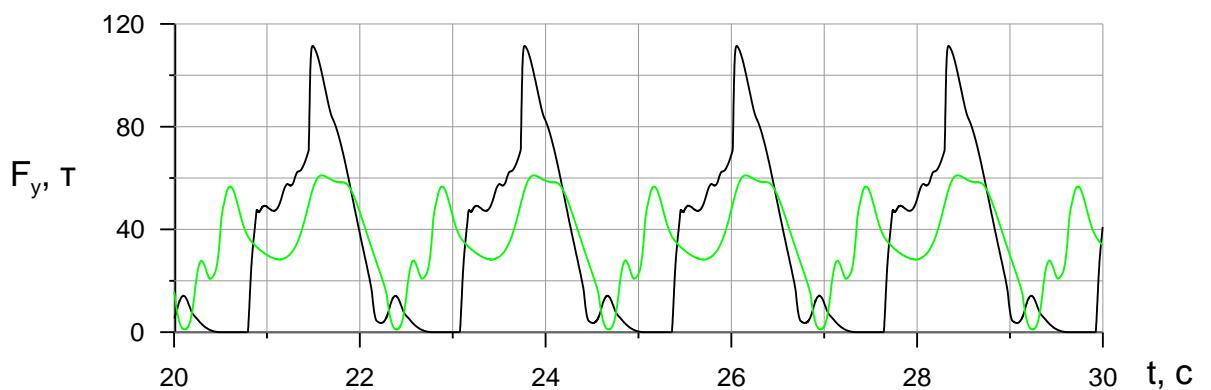


Рисунок 4.10б – Временная диаграмма подъёмной силы на волнении при  
 $V=35\text{м/с}$

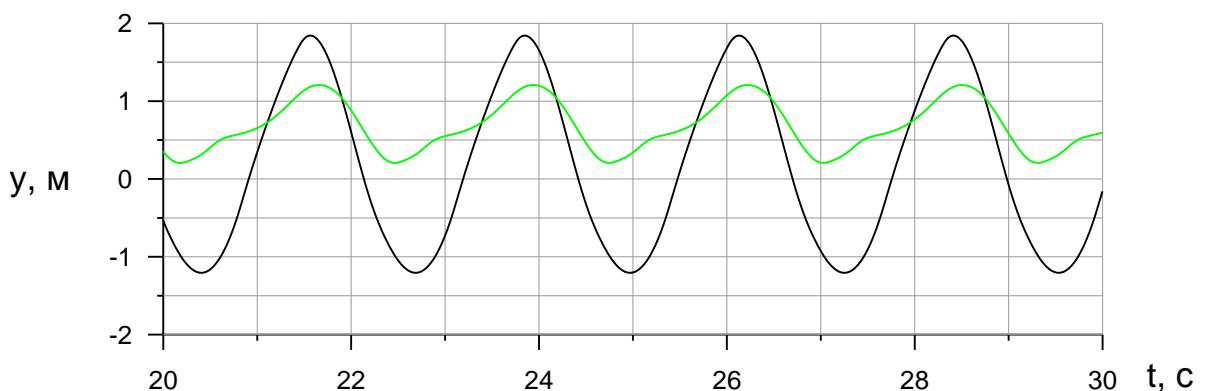


Рисунок 4.10в – Временная диаграмма величины погружения редана на  
волнении при  $V=35\text{м/с}$

На рисунке 4.11а,б,в приведены результаты расчёта динамики при скорости равной 40 м / с . Как видно из рисунков, применение управляемого ГО в данном случае также позволяет эффективно демпфировать возникающие колебания. Данный вариант при отсутствии ГО характерен большими пиковыми значениями вертикальных перегрузок до 5-6 единиц, при наличии управляемого ГО величина силы снижается в 3,5 раза.

В настоящих расчетах не учитывалась скорость перекладки руля высоты и частота пропускания системы, поэтому в реальности эффективность будет гораздо ниже.

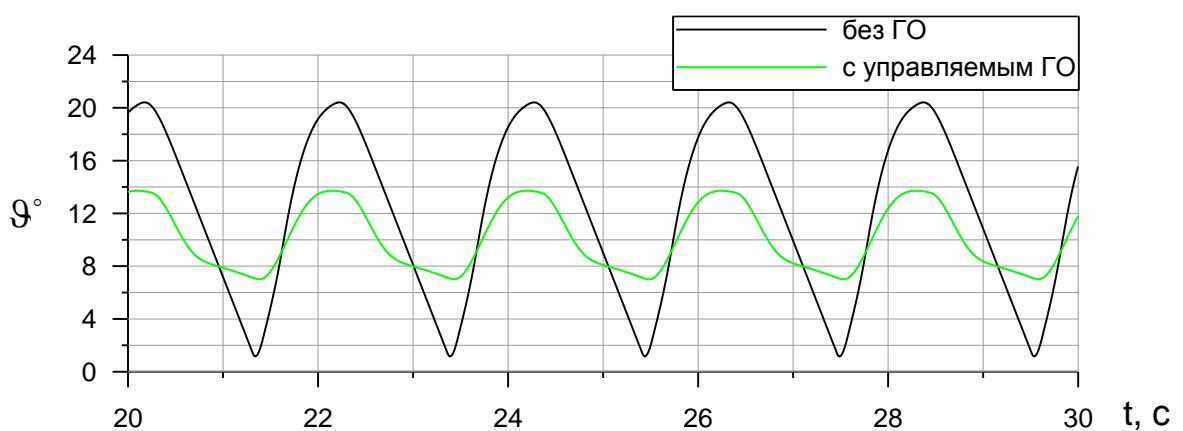


Рисунок 4.11а – Временная диаграмма угла дифферента. На волнении.

$$V=40 \text{ м/с}$$

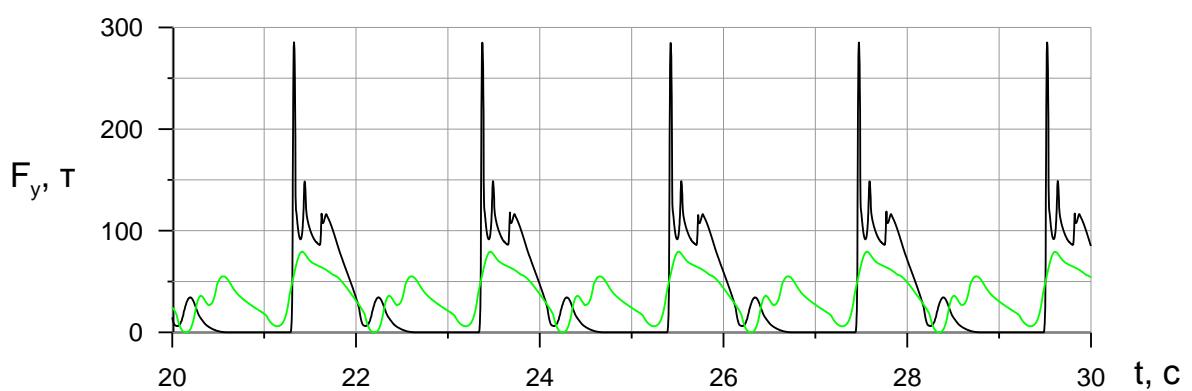


Рисунок 4.11б – Временная диаграмма подъёмной силы. На волнении.

$$V=40 \text{ м/с}$$

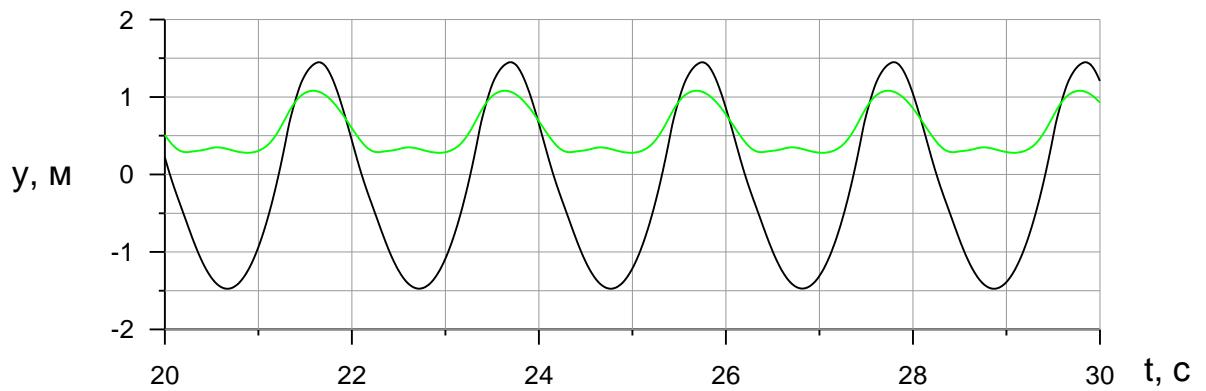


Рисунок 4.11в – Временная диаграмма величины погружения редана.

На волнении.  $V=40$  м/с

Таким образом подтвержден известный факт [2], что управляемое ГО позволяет эффективно парировать колебания на скоростях больше 0,6 от взлётной. В тоже время, вероятнее всего более эффективным является одновременно применение и интерцепторов, и руля высоты для парирования колебаний.

На рисунках 4.12а,б,в – 4.13а,б,в представлено сравнение результатов, соответствующих движению на волне с управляемым ГО (зелёные кривые), с управляемым ГО и интерцептором фиксированной высоты (красные кривые), а также с управляемым ГО и управляемым интерцептором (синие кривые). Временные диаграммы параметров, соответствующих скорости 25 м / с, приведены на рисунках 4.12а,б,в.

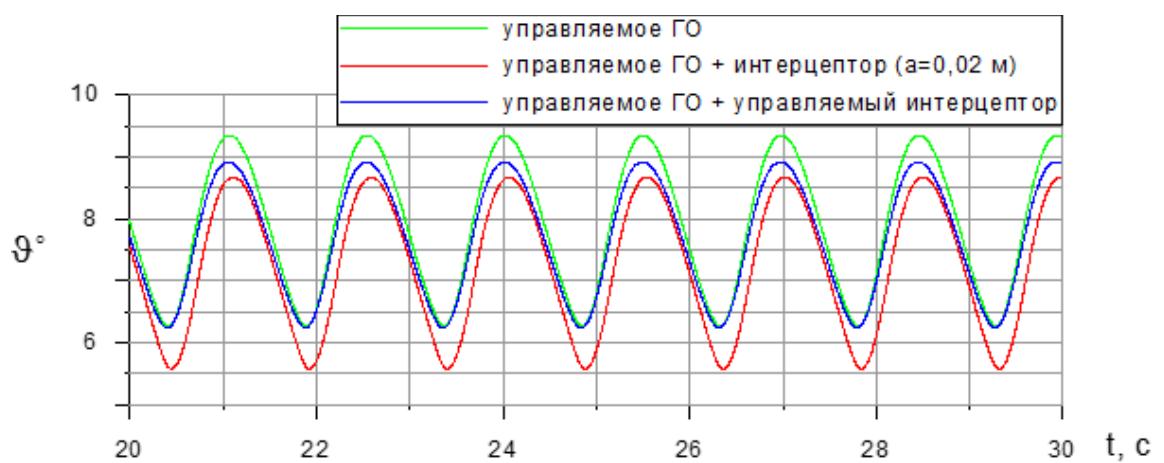


Рисунок 4.12а – Временная диаграмма угла дифферента на волнении при  $V=25$  м/с

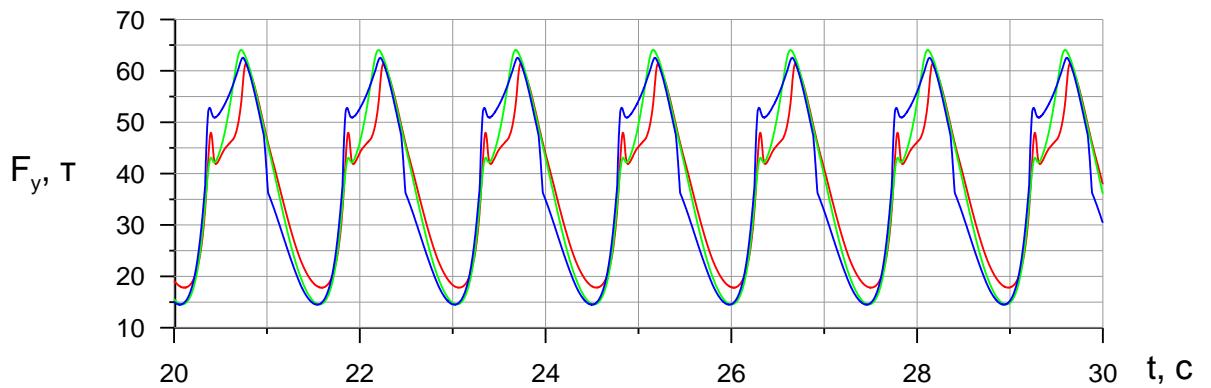


Рисунок 4.12б – Временная диаграмма подъёмной силы на волнении при  
 $V=25\text{м/c}$

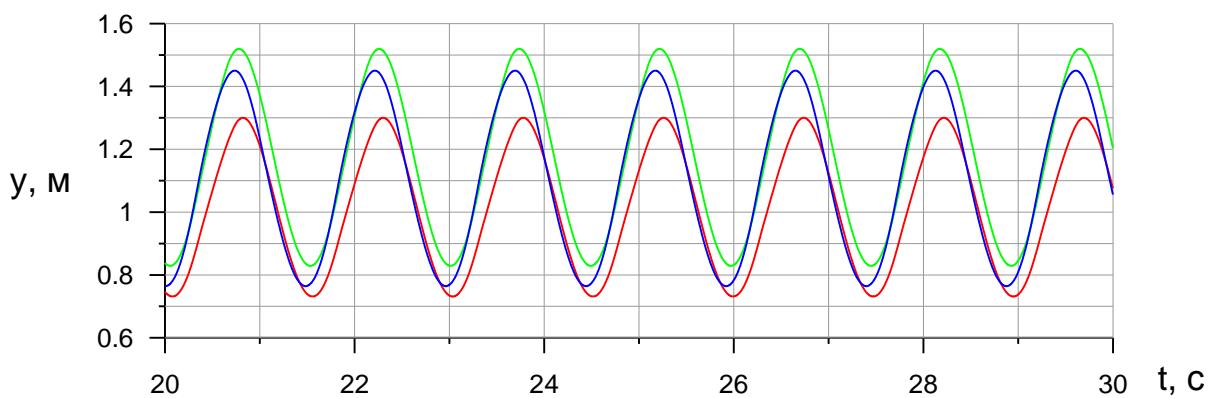


Рисунок 4.12в – Временная диаграмма величины погружения редана на  
волнении при  $V=25\text{м/c}$

Из рисунков следует, что при скорости  $25\text{м/c}$  применение как фиксированного, так и управляемого интерцептора не приводит к существенным изменениям значений вертикальных перегрузок (рисунок 4.12б), а также величины амплитуд углов дифферента  $\vartheta$  (рисунок 4.12а) и вертикального перемещения самолёта  $y$  (рисунок 4.12в)

Результаты расчётов для скорости движения  $35\text{м/c}$  показаны на рисунках 4.13а, б, в. Как видно из рисунка 4.13а, наличие интерцептора позволяет уменьшить амплитуду колебаний и среднее значение угла дифферента, при этом в случае управляемого интерцептора амплитуда колебаний меньше, а среднее значение угла больше, чем с фиксированным интерцептором. Так при фиксированном интерцепторе по сравнению с вариантом без интерцептора амплитуда угла  $\vartheta$  уменьшается в 3,5 раза, а среднее значение угла в 2 раза. Амплитуда вертикального

перемещения при глиссировании с интерцептором также значительно уменьшается, причём сильнее в случае фиксированного интерцептора (рисунок 4.13в). Несмотря на снижение вертикальных и угловых колебаний несколько увеличиваются вертикальные перегрузки на величину 0,2 единицы.

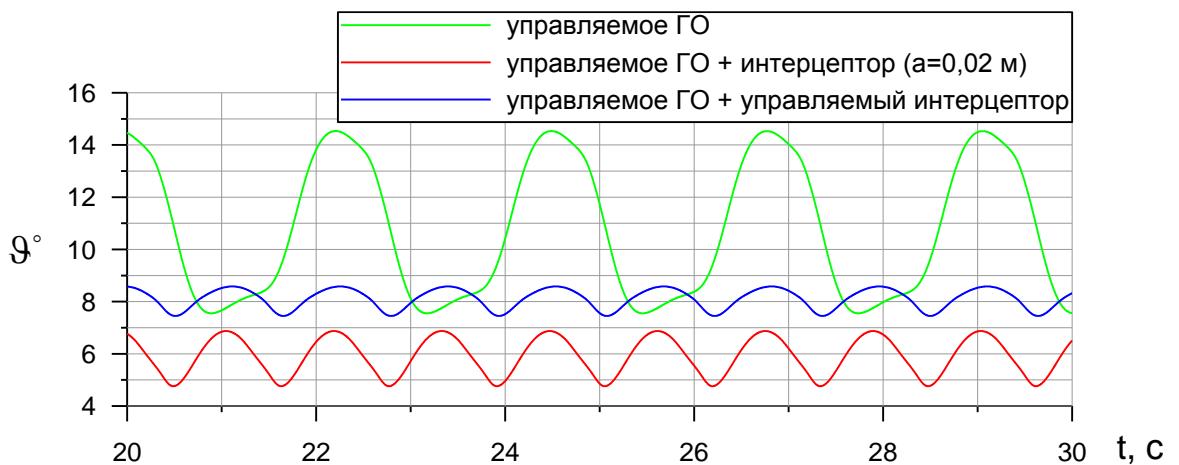


Рисунок 4.13а – Временная диаграмма угла дифферента на волнении при  
 $V=35\text{м/c}$

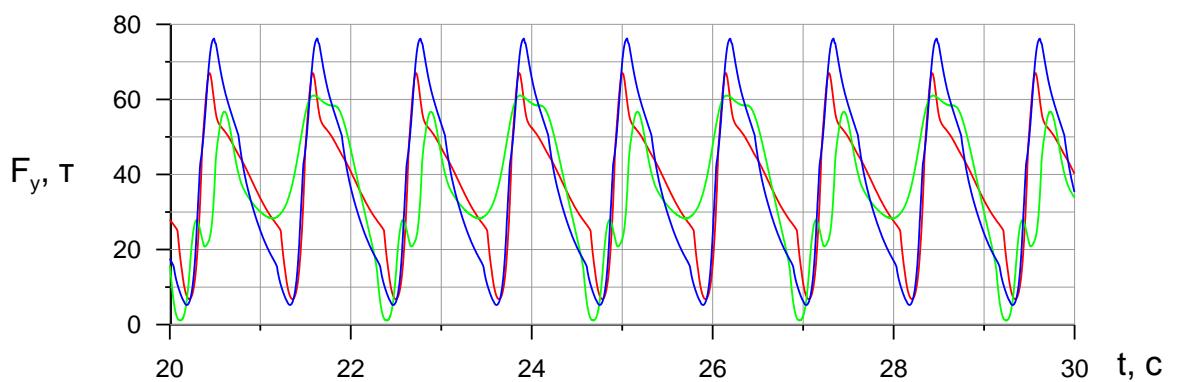


Рисунок 4.13б – Временная диаграмма подъёмной силы на волнении при  
 $V=35\text{м/c}$

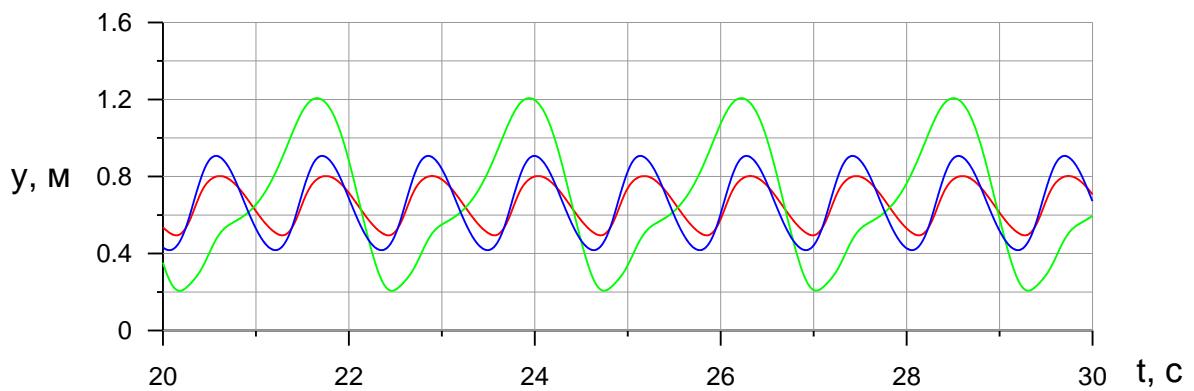


Рисунок 4.13в – Временная диаграмма величины погружения редана на волнении при  $V=35\text{м/c}$

На рисунках 4.14а,б,в,г приведены расчёты применительно к скорости движения самолёта 40м/с, как видно, влияние интерцептора на параметры движения такое же, как при скорости 35м/с Уменьшение амплитуды колебаний угла дифферента при фиксированном интерцепторе в данном случае происходит в 4 раза, а уменьшение среднего значения угла в 2 раза (рисунок 4.14а). Здесь также обращает на себя внимание увеличение вертикальных перегрузок на 0,5 единиц при использовании интерцепторов при одновременном снижении угловых и вертикальных колебаний. Это указывает на необходимость настройки алгоритмов управления.

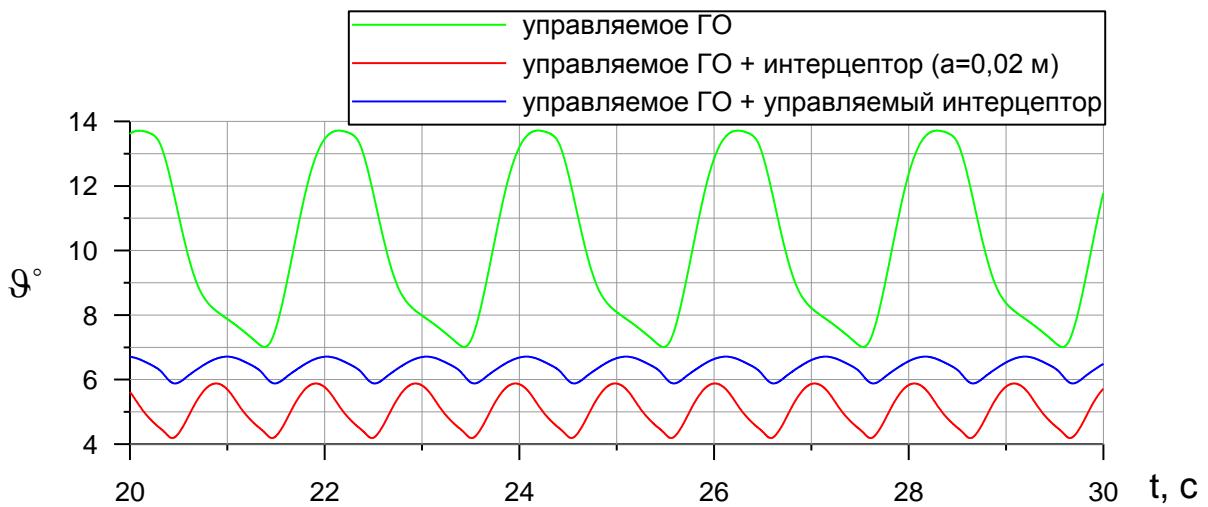


Рисунок 4.14а – Временная диаграмма угла дифферента на волнении при  $V=40\text{м/c}$

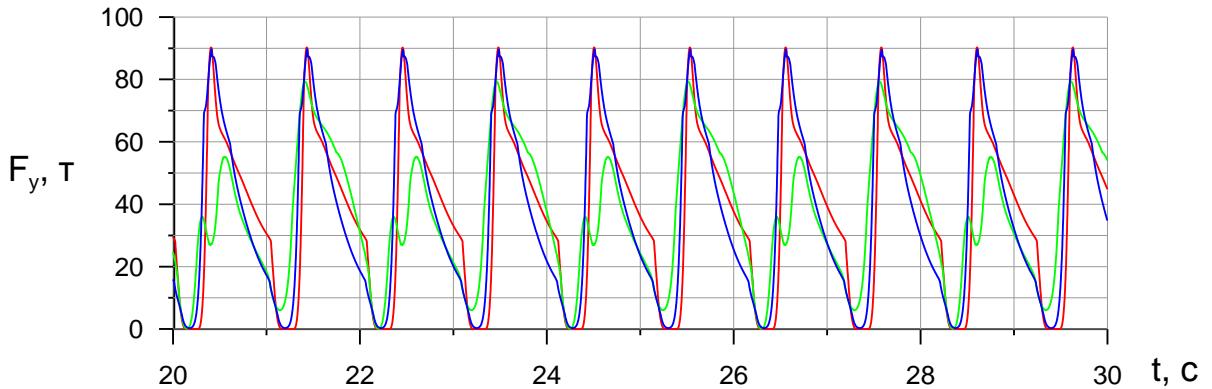


Рисунок 4.14б – Временная диаграмма подъёмной силы на волнении при  $V=40\text{м/с}$

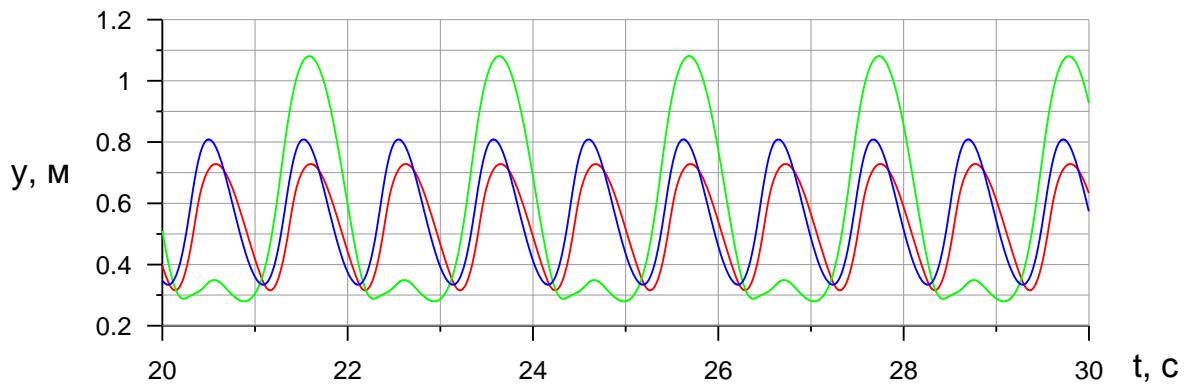


Рисунок 4.14в – Временная диаграмма величины погружения редана на волнении при  $V=40\text{м/с}$

#### **4.1.3. Выводы по результатам моделирования нестационарного глиссирования**

Результаты моделирования нестационарного глиссирования самолета-амфибии, оснащенного гидродинамическими интерцепторами, позволяет сформулировать следующие выводы:

1. Наличие гидродинамического интерцептора, установленного по всей ширине редана самолета-амфибии, позволяет снизить угол дифферента и сопротивления на режиме глиссирования при скоростях выше 0,5 от взлётной.
2. При глиссировании на неполной конструктивной ширине неуправляемый гидродинамический интерцептор фиксированной высоты может

приводить к возникновению интенсивных угловых и вертикальных колебаний. Автоматическое управление интерцепторов позволяет полностью устраниТЬ эти колебания, сохранив при этом высокое гидродинамическое качество.

3. Применение автоматически управляемых гидродинамических интерцепторов позволяет расширить диапазон устойчивого глиссирования в условиях спокойной воды.

4. В случае глиссирования самолета-амфибии в условиях регулярного волнения в наиболее неблагоприятном случае (длина волна примерно в два раза длиннее, чем длина фюзеляжа) применение автоматически управляемых гидродинамических интерцепторов позволяет в наиболее неблагоприятном диапазоне скоростей 0,6-0,8 от взлётной от 2 до 5 раз уменьшить амплитуду угловых колебаний, до 2,5 раз снизить вертикальные избыточные перегрузки, до 1,5-4 раз уменьшить амплитуды вертикальных колебаний.

5. Использование только аэродинамического демпфера тангажа при глиссировании самолета-амфибии в условиях регулярного волнения также позволяет снизить амплитуды колебаний и перегрузки. Использование интерцептора фиксированной высоты усиливает этот эффект. Это объясняется тем, что наличие интерцептора перемещает точку приложения гидродинамической подъёмной силы ближе к редану и центру масс самолёта, что приводит к устойчивости близкой к нейтральной. Это позволяет при относительно высоких скоростях движения эффективно демпфировать колебания аэродинамическим демпфером тангажа. Максимальную эффективность, как и ожидалось, достигается при одновременной работе автоматически-управляемых интерцепторов и аэродинамического демпфера тангажа.

На основании полученных результатов можно сформулировать следующие рекомендации.

- Для повышения гидродинамических и мореходных характеристик гидросамолётов необходимо использовать комплекс автоматически-управляемых интерцепторов, установленных на редане и аэродинамический демпфер тангажа.

– Для каждой скорости движения гидросамолёта путём буксировочных модельных испытаний должна быть подобрана оптимальная высота интерцептора, которая будет являться постоянной составляющей в законе управления интерцептором.

– Коэффициенты переменной составляющей закона управления должны подбираться в буксировочных модельных испытаниях в условиях волнения, и они также могут зависеть от скорости движения.

Необходимо ещё раз отметить следующее. Полученные результаты носят качественный характер. Их целью была проверка технического предложения использования активной гидродинамической механизации на основе гидродинамических интерцепторов для повышения мореходных и гидродинамических характеристик ЛА. В расчетах не учитывались скорости перекладки руля высоты и интерцепторов, частота пропускания системы автоматического управления. Эта область не входит в компетенции автора. Дальнейшие исследования необходимо проводить совместно со специалистами по системам автоматического управления летательных аппаратов, использовать точные данные аэродинамических характеристик самолета, в том числе вращательные производные.

## **4.2. Численное моделирование глиссирования плоско-килеватой пластины оснащенной несимметричным гидродинамическим интерцептором с ненулевыми углами скольжения**

### **4.2.1. Постановка задачи**

При посадке на воду, а также при маневрировании ЛА водного базирования могут возникать режимы глиссирования со скольжением, особенность которых состоит в том, что вектор скорости глиссирующего ЛА лежит вне плоскости симметрии его фюзеляжа [98]. В следствии чего, возникает боковая гидродинамическая сила, которая может привести к отклонению от заданной траектории движения ЛА по воде. Причиной возникновения этого явления может служить сильный боковой ветер или отказ двигателя.

Вопросы гидродинамики глиссирования лодки ЛА с углом скольжения сравнительно мало изучены. Тем не менее, известны расчетно-экспериментальные работы [98, 99], в которых рассматриваются физические особенности течения при глиссировании килеватых пластин со скольжением без образования вблизи киля кавитационных областей и срывов потока. На основе этого, авторами статьи строится математическая модель изучаемого явления и разрабатывается метод расчета гидродинамических сил и моментов. Также в работе были проведены экспериментальные исследования по определению гидродинамических характеристиках двух плоскокилеватых пластин с углами поперечной килеватости  $20^\circ$  и  $30^\circ$ . Эти исследования выявили следующие физические особенности течения при глиссировании без смачиваемых скул пластины.

При движении тела с углом скольжения вблизи глиссирующей килеватой пластины возникает дополнительный поперечный поток, приводящий к перетеканию жидкости через киль со стороны, обращенной к потоку, на противоположную. И если кавитационные области вблизи киля отсутствуют, то около него создается зона разрежения. И распределение давления выглядит таким образом, что на стороне натекания давление повышается, а на противоположной стороне - понижается. Причем чем больше угол скольжения, тем ассиметричный

перепад давлений выше. Такое перераспределение давления вызывает увеличение нормальной силы на грани пластины, обращенной к потоку, и равновеликое уменьшение нормальной силы на противоположной грани. При этом подъёмная сила, действующая на пластину, остается такой же, как при глиссировании без скольжения.

Ранее проведенные автором исследования показали, что гидродинамические интерцепторы приводят к образованию зоны повышенного давления перед ними [14]. Следовательно, если выдвигать гидродинамические интерцепторы несимметричным образом, то зона повышенного давления будет образовываться с одной из сторон килеватой лодки ЛА, что приведет к образованию дополнительной боковой силы и момента. В зависимости от стороны выдвижения, интерцептор будет либо увеличивать, либо уменьшать разворачивающий момент, и, либо увеличивать, либо наоборот менять направление боковой силы при движении со скольжением. Если величина дополнительной боковой силы, обусловленной наличием угла скольжения, будет сопоставима с боковой силой, обусловленной наличием углом скольжения, то у нас появится возможность её компенсировать (рисунок 4.15).

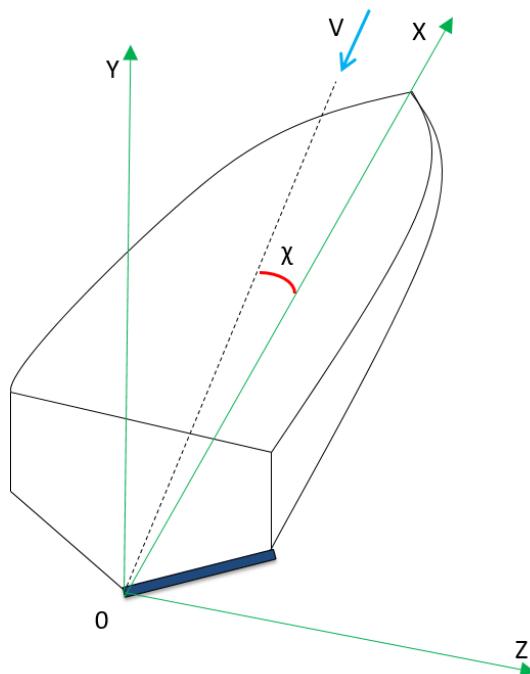


Рисунок 4.15 – Схема движения килеватого корпуса с ненулевым углом скольжения и несимметрично выдвинутым интерцептором

Для проверки верность этого предположения были выполнены расчеты с помощью комплекса вычислительной гидродинамики Open Foam.

Интерес представляют следующие характеристики: гидродинамическое сопротивление, подъёмная сила, боковая сила, разворачивающий момент относительно вертикальной оси на режимах глиссирования. Исследуемый диапазон углов скольжения:  $1\div4^\circ$ . Интерцептор установлен с той стороны корпуса, в которую смотрит нос лодки относительно направления движения.

В реальности, лодка ЛА имеет достаточно сложные геометрические обводы, поэтому их прямое моделирование приведет к большому объёму расчетной сетки, а, следовательно, значительному повышению трудоемкости и временных затрат. И так как задача исследований состоит в том, чтобы качественно оценить эффект от применения несимметричных гидродинамических интерцепторов, то в расчетах была использована упрощенная геометрическая модель, а именно, килеватая пластина с боковым гидродинамическим интерцептором. Она имела следующие геометрические характеристики: угол килеватости –  $30^\circ$ , длина – 2м, ширина – 0,6м. Роль гидродинамического интерцептора играл небольшой выступ на одной из граней редана высотой 3мм, что составляет 0,5% от ширины килеватой пластины (рисунок 4.16).

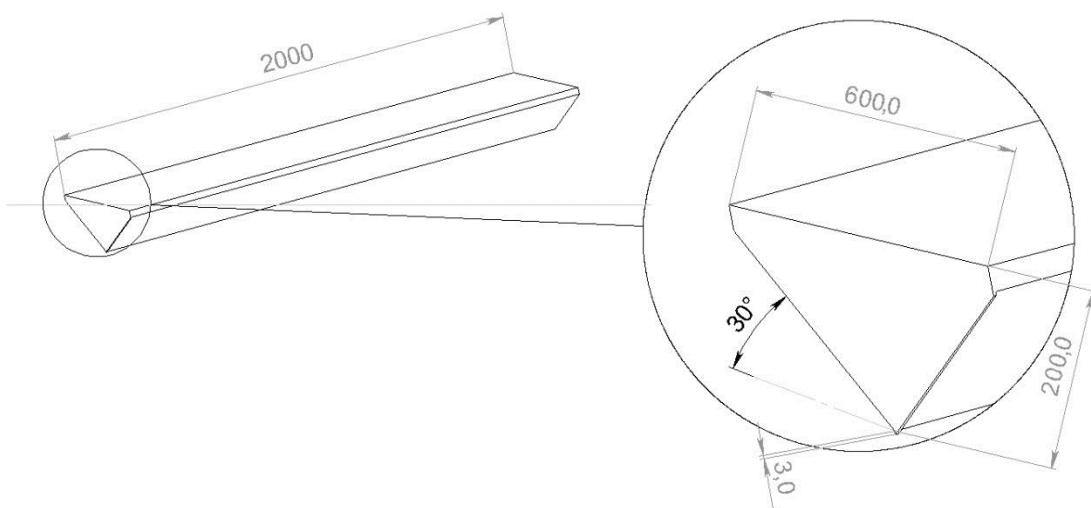


Рисунок 4.16 – Геометрия килеватой пластины с несимметричным интерцептором

Моделировалось обтекание неподвижной килеватой пластины потоком жидкости со скоростью 8м/с. Пластина была закреплена под углом дифферента равным  $9^{\circ}$  и углами скольжения  $1\div4^{\circ}$ .

Расчетная область имела размеры 20м X 10м X 6м. Общий размер сетки составил 9,5 млн. ячеек (рисунок 4.17).

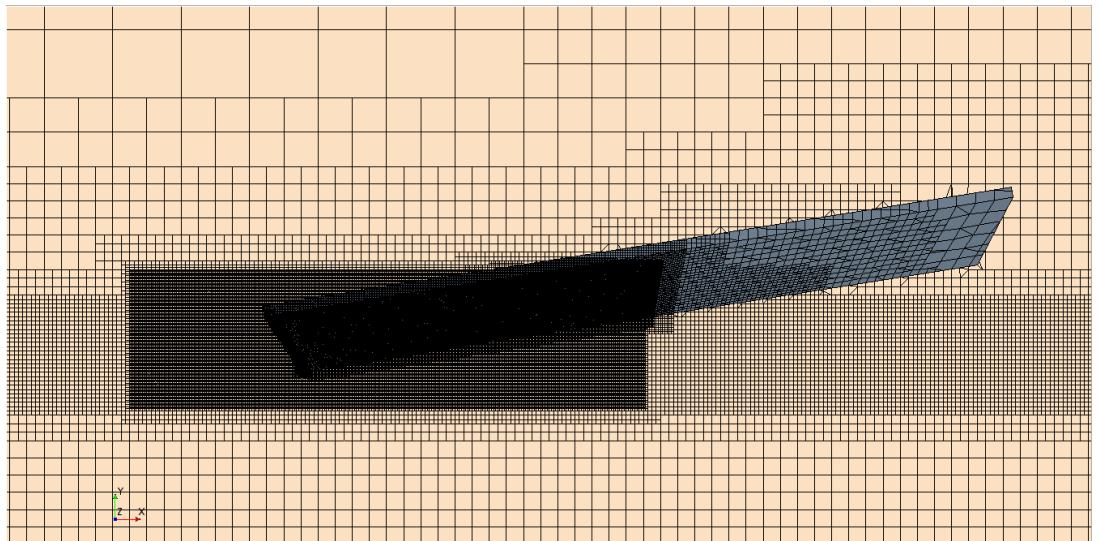


Рисунок 4.17 – Пример расчетной сетки для задачи глиссирования килеватой пластины с углами скольжения

В задаче моделировалось двухфазное обтекание килеватой пластины потоком жидкости и воздуха. В модели было принято, что жидкость несжимаемая. Для расчета использовалась модель турбулентности SST (рисунок 4.18)

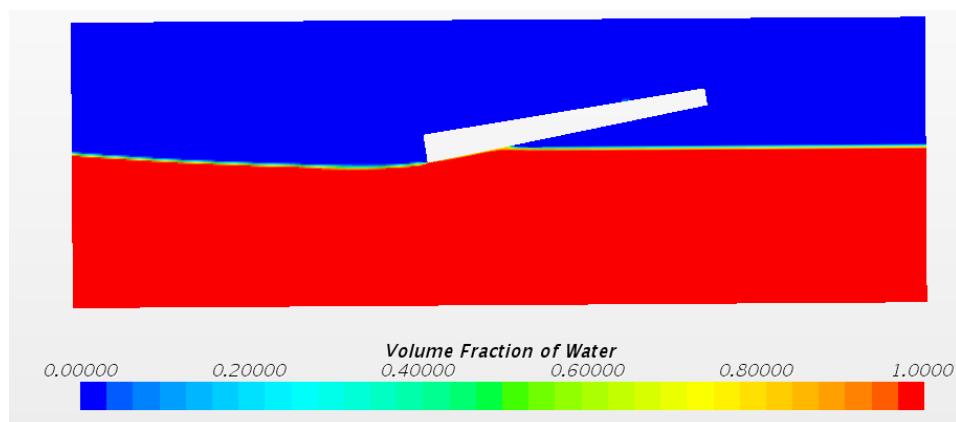


Рисунок 4.18 – Картина двухфазного обтекания килеватой пластины

#### 4.2.2. Результаты численного моделирования глиссирования плоско-килеватой пластины с ненулевыми углами скольжения

Результаты численного моделирования глиссирования килеватой пластины оснащенной несимметричным гидродинамическим интерцептором под различными углами скольжения в виде зависимости силы гидродинамического сопротивления, боковой силы и момента от угла скольжения представлены на рисунках 4.20 – 4.22.

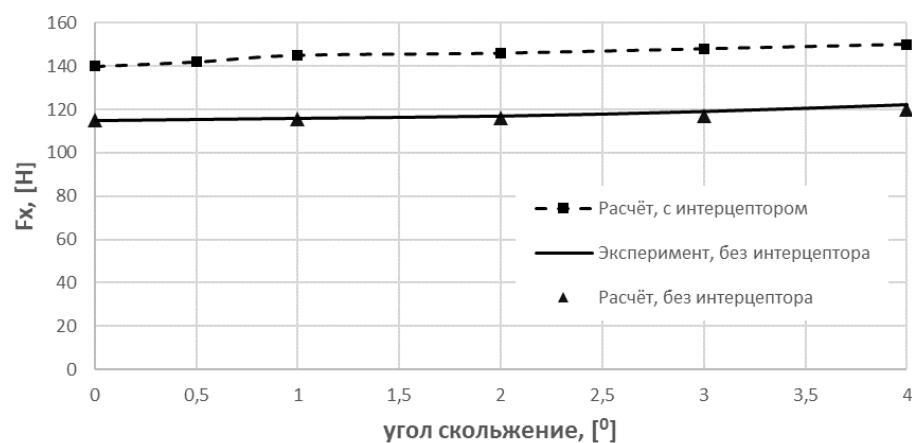


Рисунок 4.20 – Зависимость суммарной гидродинамической силы сопротивления от угла скольжения для килеватой пластины

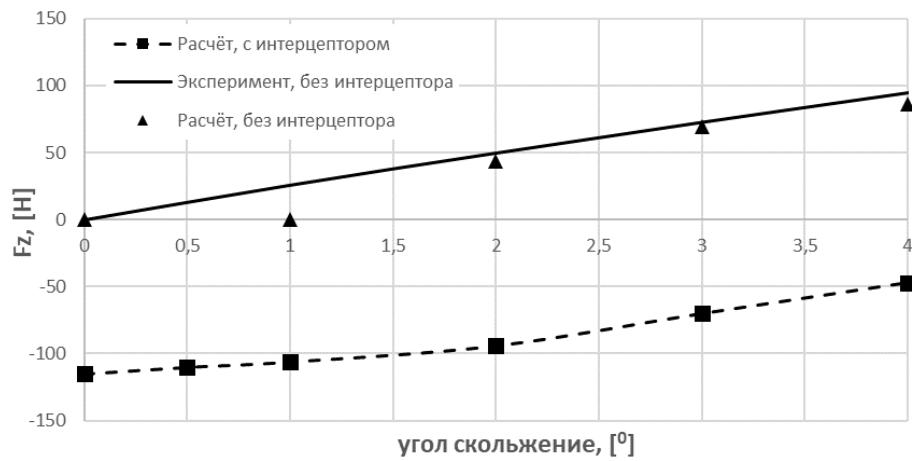


Рисунок 4.21 – Зависимость суммарной боковой силы от угла скольжения для килеватой пластины

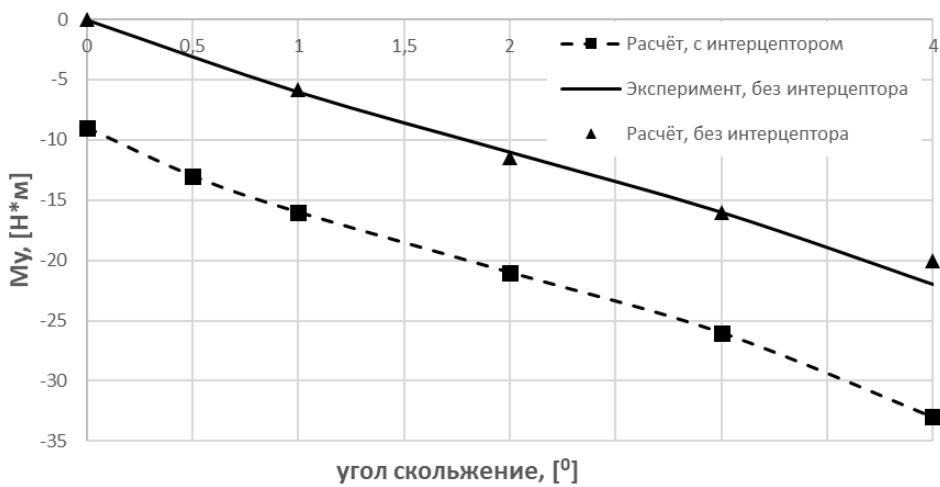


Рисунок 4.22 – Зависимость суммарного гидродинамического момента относительно вертикальной оси сил от угла скольжения для килеватой пластины

В ходе экспериментальных исследований, проведенных в работе [99,98], было выяснено, что поперечный подпор жидкости на обращенной к натекающему потоку грани днища немного больше, чем на противоположной грани. И для пластины с углом килеватости  $30^\circ$  разница в подпорах составляет порядка 6%.

Результаты расчетов показывают, что из-за выдвинутого интерцептора при неизменной глубине погружения килевой точки, и угла дифферента произошло увеличение силы сопротивления. Также увеличился разворачивающий момент. И как ожидалась изменились значения боковой гидродинамической силы. Если при нулевом интерцепторе мы имели монотонное увеличение боковой силы с углом скольжения. То при установке интерцептора эта кривая сместилась на графике вниз, фактически поменяв знак. И при определенном угле скольжения боковая сила становится равной нулю. Это подтверждает предположение, что о возможности компенсировать боковую силу с помощью гидродинамического интерцептора.

Конечно при этом увеличивается разворачивающий момент. Но если сделать интерцепторы секционными по ширине лодки. То, выпуск внутренних позволит скомпенсировать боковую силы, и при этом не сильно увеличивая разворачивающий момент.

#### **4.2.3. Выводы по разделу 4.2**

Интерпретируя полученные результаты на случай глиссирования летательного аппарата водного базирования можно сделать следующие выводы. При глиссировании летательного аппарата водного базирования с ненулевыми углами скольжения появляется боковая гидродинамическая сила, которая может существенно искривить траекторию его движения по воде. Это может иметь место при сильном боковом ветре или при отказе двигателя. Но за счет несимметричного выдвижения интерцепторов правого и левого бортов появляется возможность скомпенсировать эту боковую гидродинамическую силу. В свою очередь это означает повышение безопасности взлета и посадки посадку ЛА водного базирования с ограниченных акваторий.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Основные результаты диссертационной работы следующие:

1. Проведенный обзор методов повышения мореходных и гидродинамических характеристик летательных аппаратов водного базирования показал, что все существующие и опробованные методы себя исчерпали и нужны новые подходы. Таким может быть применение гидродинамической механизации в виде автоматически управляемых гидродинамических интерцепторов, установленных на редане лодки ЛА.

2. Сформирован облик и технические требования, предъявляемые к экспериментальной модели ЛА водного базирования, оснащенную управляемыми интерцепторами на поперечном редане и дефлекторах, автоматически управляемым рулём высоты, системой автоматического управления. Модель предназначена для буксировочных испытаний в опытном бассейне и на катеребуксировщике. Представлены технические требования к исполнительным механизмам гидродинамических интерцепторов и системе их управления.

3. Разработана комплексная программа испытаний модели самолета-амфибии, оснащенной автоматически управляемыми гидродинамическими интерцепторами и аэродинамическим демпфером тангажа.

4. Проведены испытания модели ЛА водного базирования, оснащенной неуправляемыми переставными интерцепторами, в условиях спокойной воды. Полученные результаты качественно подтвердили снижение углов дифферента и сопротивления при установке интерцепторов. Отмечается высокая трудоёмкость подобных испытаний без возможности дистанционно изменять величину выдвижения интерцепторов.

5. Для моделирования обтекания тел жидкостью на режиме глиссирования, имеющих сходные с гидросамолетами обводы разработана методика моделирования и проведена верификация некоторых программных комплексов численного трёхмерного моделирования аэрогидродинамических течений. Наилучшие качественные и количественные результаты продемонстрировал открытый программный комплекс вычислительной

аэрогидродинамики Open FOAM. С целью верификации с помощью указанного программного комплекса решались задачи глиссирования и входа тел в воду для которых имеются надежные экспериментальные данные, а именно:

- глиссирование плоскокилеватого тела на неполной смоченной ширине по спокойной воде;
- глиссирование плоскокилеватого тела на полной смоченной ширине по спокойной воде;
- прохождение плоскокилеватым телом серии регулярных волн;
- вход килеватых тел в воду;
- глиссирование плоскокилеватого тела с гидродинамическим интерцептором на транце по спокойной воде.

Для всех задач получено хорошее качественное совпадение картины течений с тем, что наблюдается в реальности. Это относится и к задачам глиссирования и входа в воду.

Количественно получено хорошее совпадение экспериментальных и расчетных значений гидродинамической подъёмной силы и продольного момента в пределах точности измерений. Причем приемлемые результаты для подъёмной силы могут быть получены на довольно грубых расчетных сетках объёмом до 1 млн ячеек.

Для силы сопротивления расчётные значения качественно соответствуют экспериментальным зависимостям, но количественно результаты существенно занижены. Отличие результатов превышает ошибку измерений.

Таким образом, программный комплекс OpenFOAM с открытым исходным кодом можно рекомендовать для решения задач по определению гидродинамической подъёмной силы и момента, действующих на тело при глиссировании и входе в воду в стационарной и нестационарной поставке.

Для определения возможности использования программного комплекса OpenFOAM для расчета гидродинамического сопротивления глиссирующих тел необходимо проведение дополнительных исследований, в которых будут варьироваться модели турбулентности и их параметры, параметры пристеночных

функций. Также необходимо проведение расчетов на детализированных расчетных сетках объёмом более 20 млн. ячеек.

6. Разработана математическая модель динамики глиссирования морского летательного аппарата в продольной плоскости в условиях регулярного и нерегулярного волнения. При этом ЛА может быть оснащен автоматически управляемыми гидродинамическими интерцепторами на поперечном редане и аэrodинамическим демпфером тангажа. Матмодель основана на методе поперечных плоских сечений. Для определения вертикальных сил, действующих в каждом поперечном сечении, могут быть использованы известные теоретические зависимости или результаты численного конечно-объёмного моделирования, или экспериментальные данные. Матмодель была верифицирована на известных экспериментальных данных. Основным достоинство метода является высокая скорость расчета, позволяющая выдавать результаты в режиме реального времени с частотой 100-200Гц. Это даёт возможность использовать модель в качестве математического обеспечения авиационных тренажеров и пилотажных комплексов.

7. Результаты моделирования нестационарного глиссирования самолета-амфибии, оснащенного гидродинамическими интерцепторами, позволяет сформулировать следующие выводы:

- Наличие гидродинамического интерцептора, установленного по всей ширине редана самолета-амфибии, позволяет снизить угол дифферента и сопротивления на режиме глиссирования при скоростях выше 0,5 от взлётной.
- При глиссировании на неполной конструктивной ширине неуправляемый гидродинамический интерцептор фиксированной высоты может приводить к возникновению интенсивных угловых и вертикальных колебаний. Автоматическое управление интерцепторов позволяет полностью устраниć эти колебания, сохранив при этом высокое гидродинамическое качество.
- Применение автоматически управляемых гидродинамических интерцепторов позволяет расширить диапазон устойчивого глиссирования в условиях спокойной воды.

– В случае глиссирования самолета-амфибии в условиях регулярного волнения в наиболее неблагоприятном случае (длина волна примерно в два раза длиннее, чем длина фюзеляжа) применение автоматически управляемых гидродинамических интерцепторов позволяет в наиболее неблагоприятном диапазоне скоростей 0,6-0,8 от взлётной от 2 до 5 раз уменьшить амплитуду угловых колебаний, до 2,5 раз снизить вертикальные избыточные перегрузки, до 1,5-4 раз уменьшить амплитуды вертикальных колебаний.

– Использование только аэродинамического демпфера тангажа при глиссировании самолета-амфибии в условиях регулярного волнения также позволяет снизить амплитуды колебаний и перегрузки. Использование интерцептора фиксированной высоты усиливает этот эффект. Это объясняется тем, что наличие интерцептора перемещает точку приложения гидродинамической подъёмной силы ближе к редану и центру масс самолёта, что приводит к устойчивости близкой к нейтральной. Это позволяет при относительно высоких скоростях движения эффективно демпфировать колебания аэродинамическим демпфером тангажа. Максимальную эффективность, как и ожидалось, достигается при одновременной работе автоматически-управляемых интерцепторов и аэродинамического демпфера тангажа.

На основании полученных результатов можно сформулировать следующие рекомендации.

– Для повышения гидродинамических и мореходных характеристик гидросамолётов необходимо использовать комплекс автоматически-управляемых интерцепторов, установленных на редане и аэродинамический демпфер тангажа.

– Для каждой скорости движения гидросамолёта путём буксировочных модельных испытаний должна быть подобрана оптимальная высота интерцептора, которая будет являться постоянной составляющей в законе управления интерцептором.

– Коэффициенты переменной составляющей закона управления должны подбираться в буксировочных модельных испытаниях в условиях волнения, и они также могут зависеть от скорости движения.

Необходимо ещё раз отметить следующее. Полученные результаты носят качественный характер. Их целью была проверка технического предложения использования активной гидродинамической механизации на основе гидродинамических интерцепторов для повышения мореходных и гидродинамических характеристик ЛА. В расчетах не учитывались скорости перекладки руля высоты и интерцепторов, частота пропускания системы автоматического управления. Эта область не входит в компетенции автора. Дальнейшие исследования необходимо проводить совместно со специалистами по системам автоматического управления летательных аппаратов, использовать точные данные аэродинамических характеристик самолета, в том числе вращательные производные.

8. При глиссировании летательного аппарата водного базирования с ненулевыми углами скольжения появляется боковая гидродинамическая сила, которая может существенно искривить траекторию его движения по воде. Это может иметь место при сильном боковом ветре или при отказе двигателя. Но за счет несимметричного выдвижения интерцепторов правого и левого бортов появляется возможность скомпенсировать эту боковую гидродинамическую силу. В свою очередь это означает повышение безопасности взлета и посадки посадку ЛА водного базирования с ограниченных акваторий.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Соколянский В.П. Отечественная амфибийная и безаэродромная авиация: потенциал и реальность //Полет. Общероссийский научно-технический журнал. – 2016. – №. 8-9. – С. 27-35.
2. Грумондз В.Т., Журавлёв Ю.Ф., Парышев Э.В., Соколянский В.П., Шорыгин О.П. Гидродинамика и динамика высокоскоростного движения тел в жидкости // М.: «Наука», 2013. — 574 с.
3. Акользин А.В., Грукало В.М. Перспективы развития гидроавиации //Успехи современного естествознания. – 2011. – №. 7. – С. 66-66.
4. Щучкин В.А. Перспективы применения ЛА-амфибий //Авиационные системы. – 2014. – №. 3. – С. 26-31.
5. Григорьевская А.О., Иванов Н.В., Вишнёв А.В. Анализ использования авиации для тушения лесных пожаров //Решетневские чтения. – 2014. – Т. 1. – №. 18.
6. Seth A., Liem R.P. Takeoff Analysis of Amphibious Aircraft with Implementation of a Hydrofoil //Structures18-The 2018 Structures Congress. – 2018.
7. Дурицын Ю.Г., Анастасов В.К., Самохин В.В., Сафонов П.В. Основы гидромеханики гидросамолета // Таганрог – 2016.
8. Дурицын Ю.Г., Дурицын Д.Ю. Гидродинамические испытания моделей гидросамолетов // Таганрог – 2015 – 284 с.
9. Лукашевский В.А., Банников Ю.М., Глисссирующее судно, авторское свидетельство №407783, 1973 г.
10. Патент РФ №2131373 С1, 10.06.1998, Банников Ю.М., Лукашевский В.А., Породников С.А., Сорокин А.А., Максимов А.Л., Марбашевгин К.Х., Кл А.С., Клягин А.С. Глисссирующее судно.
11. Банникова Т.И., Банников Ю.М., Лукашевский В.А., Цейтлин М.Ю. Исследование гидродинамических характеристик глисссирующих поверхностей с интерцепторами на задней кромке // Тр. ЦАГИ. В 1976. вып. 1906.
12. Рождественский К.В. //FAST 2005 В САНКТ-ПЕТЕРБУРГЕ //Морской вестник. – 2006. – №. 1. – С. 122-126.

13. Ovdienko M.A., Varyukhin A.N., Veselov V.V. and others. «Improving seaplane seakeeping through the use of floats with shock absorbers». FAST-2015, Amsterdam, 2015 г.
14. Варюхин А.Н., Овдиенко М.А. Верификация программного комплекса OpenFOAM на задачах моделирования глиссирования морских летательных аппаратов // Труды МАИ, вып.104, 2019 Доступно на: [https://mai.ru/upload/iblock/c0b/Varyukhin\\_Ovdienko\\_rus.pdf](https://mai.ru/upload/iblock/c0b/Varyukhin_Ovdienko_rus.pdf)
15. Zhuravlev Y.F., Varyukhin A.N., Shulman N.A., Arzhanov A.I., Ovdienko M.A. Experimental and theoretical investigations of cylinder with hydrodynamic interceptor glissading on flat water surface // FAST 2013 – 12th International conference on fast sea transportation, 2013 г.
16. Ovdienko M.A., Varyukhin A.N. The development of stepped planing hull equipped with interceptors // FAST-2017, Nantes-France, 2017 г.
17. Овдиенко М.А. Разработка расчетной модели глиссирования гидросамолета, оснащенного автоматически управляемыми интерцепторами // Труды МАИ, вып.103, 2018. Доступно на: [http://trudymai.ru/upload/iblock/c64/Ovdienko\\_rus.pdf?lang=en&issue=103](http://trudymai.ru/upload/iblock/c64/Ovdienko_rus.pdf?lang=en&issue=103)
18. Варюхин А.Н., Овдиенко М.А. Анализ эффективности применения автоматически управляемых интерцепторов как средства повышения мореходности самолетов-амфибий // Сборник тезисов 58-й научной конференция МФТИ, 2015 г.
19. Варюхин А.Н., Овдиенко, Дикий С.В., Арилин А.В., Веселов В.В. Математическое моделирование глиссирования самолета-амфибии, оснащенного автоматическими гидродинамическими интерцепторами // 11-я международная выставка и научная конференция по гидроавиации «Гидроавиасалон-2016», Геленджик, 2016 г.
20. Овдиенко М.А., Варюхин А.Н. Глиссирование самолета-амфибии с гидродинамическими интерцепторами // Гидродинамика больших скоростей и кораблестроение: сб. тр. XII Междунар. летней научной школы-конференции,

посв.155-летию со дня рождения академика А.Н. Крылова. –Чебоксары, 2018. – С.103-106.

21. Тихонов А.И., Колесов Г.В. Гидродинамические характеристики плоскокилеватых пластин при установившемся глиссировании и при косом входе в воду с постоянной скоростью и постоянным углом приводнения. Сборник работ по гидродинамике //М.: Изд-во ЦАГИ – 1958 – С. 140-166.
22. Соклов В.А. О гидродинамической подъемной силе плоскокилеватых тел при движении с большими скоростями по волне // Сборник работ по гидродинамике //М.: Изд-во ЦАГИ – 1958 – С. 183-210.
23. Варюхин А.Н., Овдиенко М.А., Киселев И.О. Программа для системы автоматического управления гидродинамическими интерцепторами // Программа для ЭВМ, Свидетельство №2018616919.
24. Варюхин А.Н., Овдиенко М.А., Власов А.В. Математическая модель продольной динамики глиссирующих корпусов, оборудованных автоматически управляемыми гидродинамическими интерцепторами, в условиях волнения // Программа для ЭВМ, Свидетельство №2018616918.
25. Власов А.В., Варюхин А.Н., Овдиенко М.А. Математическая модель качки гидросамолета на режиме дрейфа // Вестник УГАТУ, [S.1.], v. 22, n. 1 (79), р. 58-66, апр. 2018. ISSN 1992-6502. Доступно на: <<http://journal.ugatu.ac.ru/index.php/Vestnik/article/view/251>
26. Варюхин А.Н., Арилин А.В., Овдиенко М.А. Использование автоматически управляемого интерцептора для повышения мореходности самолетов-амфибий // Сборник тезисов докладов научно-технической конференции по аэrodинамике ЦАГИ, пос. Володарского, 2016 г.
27. Варюхин А.Н., Веселов В.В., Дикий С.В., Овдиенко М.А. Эксплуатация самолетов-амфибий на заснеженной поверхности // Научный вестник МГТУ ГА №223(1), Москва, 2016, с.161-167
28. Варюхин А.Н., Веселов В.В., Дикий С.В., Овдиенко М.А. Экспериментальные исследования мореходных характеристик гидросамолета с амортизованными поплавками // Вестник УГАТУ, [S.1.], v. 22, n. 1 (79), р. 51-57,

апр. 2018. ISSN 1992-6502  
 <<http://journal.ugatu.ac.ru/index.php/Vestnik/article/view/252>

29. Варюхин А.Н., Арилин А.В., Овдиенко М.А., Дикий С.В., Веселов В.В. Компьютерная программа для моделирования динамики глиссирования поплавкового гидросамолета с амортизованными стойками крепления поплавкового шасси в условиях регулярного волнения // Программа для ЭВМ, Свидетельство №2015612428.
30. Справочник авиаконструктора т. II, Гидромеханика гидросамолетов, ЦАГИ, 1938.
31. Von Karman T. The impact on seaplane floats during landing. – 1929.
32. Yates C. C., Riebe J. M. Effect of Length-beam on the Aerodynamic Characteristics of Flying-boat Hulls. – 1947.
33. Федотовских А. В., Потеряхин В. В. Полярная авиация России на новом этапе освоения Арктики //URL: <http://www.sciteclibrary.ru/rus/catalog/pages/13792.html> (дата обращения 04.10. 2016). – 2014.
34. Волков Г. Основы гидроавиации //М.: Государственное военное издательство наркомата обороны СССР, 1940г., 248с. – 1940.
35. Мунро В. Проектирований и расчет гидросамолетов (Перевод с англ.) //М-Л, Главная редакция авиационной литературы. – 1935.
36. Пономарев А.В., Садовников Д.Ю., Садовников Ю.М. Пути повышения ходовых и мореходных качеств судов // Судостроение, 1997, № 1, с. 38.
37. Savitsky D. Planing craft //Naval Engineers Journal. – 1985. – Т. 97. – №. 2. – С. 113-141.
38. Самсонов П.Д. Проектирование и конструкции гидросамолётов //Л-М: Главная редакция авиационной литературы, 1936г., 372с. – 1936.
39. Бородай И.К., Нецевтаев Ю.А. Мореходность судов // Судостроение, 1982.
40. Хохлов А.А. Типовые методы определения взлетно-посадочных и мореходных характеристик гидросамолетов на акваториях при натурных

испытаниях // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. – 2015. – №. 212 (2).

41. Косоуров К. Гидросамолеты их мореходность и расчет. – Рипол Классик, 1935.

42. Муганлинский С.Г., Илющенко Н.Л. Проблемы определения параметров днища гидросамолёта на ранних стадиях проектирования //Известия Южного федерального университета. Технические науки. – 2000. – Т. 15. – №. 1.

43. Ernest G. Stout. Development of high-speed water-based aircraft //Journal of the Aeronautical Sciences. – 1950. – Т. 17. – №. 8. – С. 457-480.

44. Крыжевич Г.Б. Гидроупругие колебания погружающихся в жидкость конструкций и их демпфирование //Проблемы машиностроения и надежности машин. – 2009. – №. 3. – С. 43-48.

45. Ляховенко И.А., Сомина Е.Ю. Расчет динамического нагружения гидросамолета при посадке на воду с учетом общей упругости конструкции //Ученые записки ЦАГИ. – 1996. – Т. 27. – №. 3-4.

46. Муганлинский С.Г. Проектирование формы днища гидросамолётов //Известия Южного федерального университета. Технические науки. – 2003. – Т. 30. – №. 1.

47. Долгов О.С., Лякишев М.А., Кузовлева М.А. Анализ возможности повышения качественных характеристик моментно-инерционной компоновки перспективных типов гидросамолетов //Качество. Инновации. Образование. – 2011. – №. 4. – С. 55-63.

48. Соколянский В.П. Вклад ученых ЦАГИ в развитие летательных аппаратов водного базирования //Полет. Общероссийский научно-технический журнал. – 2008. – №. 7. – С. 39-45.

49. Fisher L.J., Hoffman E.L.A Brief Hydrodynamic Investigation of a Navy Seaplane Design Equipped with a Hydro-Ski. – 1953.

50. Уваров Г.В., Журавлев Ю.Ф., Цейтлин М.Ю. Устройство для управления курсом кавитирующегося объекта с помощью гидролыжи. – А.С. 109001, СССР

51. Топалов М.С. Самолетные лыжи – Л.: Редакция авиационной литературы. 1937. – 37 с.
52. Эпштейн Л.А., Блюмин В.И. Некоторые вопросы гидродинамики подводных крыльев // Труды ЦАГИ. – 1968. – №. 1103.
53. Басин М.А., Шадрин В.П. Гидроаэродинамика крыла вблизи границы раздела сред //Л.: Судостроение. – 1980.
54. Грабовец Л.Г., Баскаков И.Я. История создания отечественного пассажирского судна на подводных крыльях "Тайфун" //Морской вестник. – 2011. – №. 4. – С. 15-18.
55. Уваров Г.В., Журавлев Ю.Ф., Цейтлин М.Ю. Гидролыжа с интерцептором для кавитирующих объектов. – А.С. 149437, СССР, 06.09.80
56. Логвинович Г.В. Погружение профилей в жидкость, удар и глиссирование. Тр. ЦАГИ. 1958. Вып. 707.
57. Логвинович Г.В. Гидродинамика течений со свободными границами. - Киев: Наукова думка, 1969. -215с.
58. Юнкерс Г. Пат. № 5139. Поплавки для гидросамолетов; Заявление от 30.04.1928 [G. Junkers, Float for seaplanes, (in Russian), Patent for invention, SU 5139, 1928]
59. Варюхин А.Н., Арилин А.В., Дикий С.В., Овдиенко М.А. Расчётное исследование эффективности применения амортизованных и демпфированных стоек крепления поплавкового шасси для увеличения мореходности поплавкового гидросамолёта // Сборник докладов X международной научной конференции по гидроавиации "Гидроавиасалон-2014", Геленджик, 2014 г
60. Дикий С.В., Веселов В.В., Варюхин А.Н., Овдиенко М.А., Шульман Н.А. Экспериментальное исследование влияния амортизации крепления поплавков на мореходные характеристики гидросамолета // 11-я международная выставка и научная конференция по гидроавиации «Гидроавиасалон-2016», Геленджик, 2016 г.

61. Кобзев В.А., Соколянский В.П. Эволюция летательных аппаратов гидроавиации в XXI веке // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. – 2009. – №. 3. – С. 9-13.
62. Арилин А.В., Варюхин А.Н., Веселов В.В. Амортизованные стойки крепления поплавкового шасси как средство повышения мореходности // XXVI научно-техническая конференция по аэродинамике, Жуковский, 26-27 февраля 2015 г.
63. Шульман Н.А., Варюхин А.Н., Овдиенко М.А. Оценки возможности совершения посадки самолёта-амфибии на снежную поверхность // Сборник докладов X международной научной конференции по гидроавиации "Гидроавиасалон-2014", Геленджик, 2014 г.
64. Варюхин А.Н., Овдиенко М.А. «Глиссирование самолета-амфибии при отказе одного из двигателей», Сборник тезисов 59-ой научной конференция МФТИ, 2016
65. Лукашевский В.А., Отчет по испытаниям вентилируемых крыльев с интерцепторами, инв. №Г725, отчет ЦАГИ, 1970 г.
66. Лукашевский В.А., Цейтлин М.Ю., Шакарвене Е.П. Исследование характеристик подводных крыльев с вентилируемой задней кромкой и распределенным за ней интерцептором в качестве органа управления подъемной силой, отчет филиала ЦАГИ, рег. №Х70371, 1975 г.
67. Пономарев А.В. и др., авторское свидетельство №77975 от 19.03.74, спектема.
68. Пономарев А.В., Маковский А.Г., спектема, сб. «Вопросы судостроения», серия: Проектирование судов, выпуск 61, 1985 г.
69. Испытания моделей крыла с интерцептором в квитанционной трубе, отчет ЦАГИ, инв. №2003, 1971 г.
70. Дополнение к отчету по испытаниям модели №7226 пр.1240 на автоматически управляемых крыльях с интерцепторами, отчет ЦАГИ, инв. №2515, 1974 г.

71. Журавлев Ю.Ф., Шульман Н.А., Варюхин А.Н. Экспериментальное исследование глиссирования круглого цилиндра с интерцептором // XXII научно-техническая конференция по аэродинамике, г. Жуковский, Московская область, 03-04 марта 2011 г, С. 70-71.
72. Отчет по испытаниям моделей крыльев с интерцепторами, инв. №2156, отчет ЦАГИ, 1972 г.
73. Методика проектирования и расчета профилей крыльев с интерцептором, отчет ЦНИИ им. Крылова, вып. 14781, 1972 г.
74. Разработка методики проектирования несущих и стартовых систем судов с аэrodинамической разгрузкой, отчет ЦНИИ им. Крылова, Л-50545, 1974 г.
75. Баева М.А., Мизина М.Я., Садовников Ю.М., Гидродинамические характеристики кавитирующих профилей с интерцептором, Труды НТО СП, вып. 358, 1981 г.
76. Методика проектирования и расчета профилей с интерцепторами, отчет ЦНИИ им. Крылова, вып. 2024, 1981 г.
77. Сивова А.Г., Соловей С.Б. К расчету гидродинамических характеристик глиссирующих катеров с управляемыми транцевыми плитами, Труды ЦНИИ им. Крылова, вып. 274, 1973 г.
78. Патент РФ №2131822 С1, 20.06.1998, Банников Ю.М., Лукашевский В.А., Породников С.А., Сорокин А.А., Максимов А.Л., Марбашевгин К.Х., Кл А.С., Клягин А.С. Глиссирующее судно
79. Банников Ю.М., Лукашевский В.А. Экспериментальное исследование подъемной силы и сопротивления глиссирующих пластин //Ученые записки ЦАГИ. – 1976. – Т. 7. – №. 1.
80. Wei He, Ping Xu, Jiawen Yan, Honggang Wei, Daxun Zhang The individual and combination effects of stern flap and interceptor on resistance for a fast cargo boat // FAST-2017, Nantes-France, 2017
81. Тарасова А.В. Самолет-амфибия Бериев Be-200 Алтайр //Молодежный научно-технический вестник. – 2014. – №. 12. – С. 4-4. г.

82. Эпштейн Л.А. Методы теории размерностей и подобия в задачах гидромеханики судов //Л.: Судостроение. – 1970.
83. Соколянский В.П. Учет конечности удлинения смоченной поверхности глиссера при определении гидродинамических характеристик методом плоских поперечных сечений // Сб. докл. IV науч. конф. по гидроавиации «Гидроавиасалон-2002». М.: ЦАГИ. 2002.
84. Банников Ю.М., Лукашевский В.А., Лукьянов С.С. Математическая модель движения гидросамолета на волнении // Сб. докл. науч. конф. по гидроавиации «Геленджик-96». М.: изд. ЦАГИ, 1996.
85. Тихонов А.И. Глиссирование двухреданной килеватой пластины // Тр. ЦАГИ. 1996. Вып. 2620.
86. Тихонов А.И., Коврижных Л.Д. Устойчивость глиссирования килеватых пластин на полной ширине // Тр. ЦАГИ. 1982. Вып. 2164.
87. Тихонов А.И. Глиссирование килеватых пластин со сколовыми образованиями // Труды ЦАГИ. 1968. Вып. 968
88. Коврижных Л.Д. Исследование гидродинамических характеристик плоскокилеватых пластин, глиссирующих на режимах без смачивания скул // Тр. ЦАГИ. 1977. Вып. 1861.
89. Тихонов А.И., Малярова Н.Д. Метод расчета формы свободной поверхности жидкости за глиссирующей поверхностью. //Тр. ЦАГИ. 1971. Вып. 1548.
90. Лотов А.Б., Соколянский В.П. Погружение слабокилеватого симметричного профиля в жидкость //Ученые записки ЦАГИ. – 1974. – №. 6.
91. Показеев К.В., Запевалов А.С., Пустовойтенко В. В. Нелинейная модель морских поверхностных волн //Вестник Московского университета. Серия 3. Физика. Астрономия. – 2015. – №. 3.
92. Бородай И.К., Нецеваев Ю.А. Качка судов на морском волнении //Л.: Судостроение. – 1969. – Т. 432.
93. Грузинов В.М., Борисов Е.В., Григорьев А.В. Прикладная океанография. – 2012.

94. Savitsky D. Theoretical and Experimental Wing-tip Accelerations of a Small Flying Boat During Landing Impacts. – 1948.
95. Savitsky D., Brown P.W. Procedures for hydrodynamic evaluation of planing hulls in smooth and rough water //Marine Technology. – 1976. – Т. 13. – №. 4. – С. 381-400.
96. Эпштейн Л.А. Влияние формы поперечного профиля днища лодки гидросамолётов на устойчивость // ЦАГИ – вып.583 – 1946.
97. Эпштейн Л.А. Устойчивость глиссирования гидросамолетов и глиссеров // Тр. ЦАГИ. 1941. Вып. 500.
98. Соколянский В.П., Малярова Н.Д. Физические особенности глиссирования со скольжением // Тр. ЦАГИ. 1980. Вып. 2052.
99. Тихонов А.И., Кольнер З.О. Исследование гидродинамики килеватых пластин глиссирующих со скольжением // Тр. ЦАГИ. – 1980 – Вып. 2052. –С.26-37.