

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ
ФЕДЕРАЦИИ

Федеральное государственное автономное образовательное учреждение
высшего образования

«Национальный исследовательский Нижегородский государственный
университет им. Н.И. Лобачевского»

На правах рукописи



ПЕПЛИН Федор Сергеевич

ДИНАМИКА И УСТОЙЧИВОСТЬ СУДОВ НА
ВОЗДУШНОЙ ПОДУШКЕ С ГИБКИМ
ОГРАЖДЕНИЕМ БАЛЛОНЕТНОГО ТИПА

01.02.06 — Динамика, прочность машин, приборов и аппаратуры

Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических
наук

Научный руководитель:

доктор физико-математических наук,
доцент Чекмарев Дмитрий Тимофеевич

Нижний Новгород — 2022

Обозначения

Аббревиатуры

ACV Air cushion vehicle

CFD Computational Fluid Dynamics

RANS Reynolds-averaged Navier–Stokes (equations) — осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье-Стокса

SES Surface Effect Ship

ГО Гибкое ограждение

RHX Расходно-напорная характеристика нагнетателя

СВП Судно на воздушной подушке

СВПА Судно на воздушной подушке амфибийного типа

СВПС Судно на воздушной подушке скегового типа

Греческие буквы

χ Коэффициент истечения

λ_i i -й корень характеристического уравнения

φ Угол отклонения баллонета

φ_i Угол i -й дуги (см. рис. 2.9)

φ_i^{nd} Угол i -й дуги в недеформированном состоянии (см. рис. 2.9)

Математическая нотация

$\left. \frac{\partial f}{\partial x} \right|_0$ Производная f по времени в положении равновесия

$\dot{f}$ Производная по времени от величины f

f_0 значение величины f в положении равновесия

Латинские буквы

g Ускорение свободного падения

H Вертикальная координата центра тяжести судна

H_{init} Вертикальная координата центра тяжести судна в начальный момент времени

I_{phi} Момент инерции эквивалентного стержня

L Длина судна

l Длина эквивалентного стержня

M Момент сопротивления баллонета

m Масса судна

n Показатель политропы

p Избыточное давление в воздушной подушке

p_{bot} Давление в нижнем ярусе баллонета

p_{damp} Демпфирующее давление в воздушной подушке

p_{top} Давление в верхнем ярусе баллонета

p_a Атмосферное давление

$p_{i\text{-th lobe}}$ Давление в i —м ярусе баллонета

$p_{i\text{-th lobe}}^{\text{nd}}$ Давление в i —м ярусе баллонета в недеформированном состоянии

Q_{in} Объемный расход воздуха в воздушную подушки

r_b Радиус нижнего яруса баллонета в недеформируемом состоянии

r_i	Радиус i –й дуги (см. рис. 2.9)
r_t	Радиус верхнего яруса баллонета в недеформированном состоянии
S	Площадь воздушной подушки
S_{gap}	Площадь зазора под гибким ограждением воздушной подушки
$S_{i\text{-th lobe}}$	Площадь поперечного сечения i –го яруса баллонета
$S_{i\text{-th lobe}}^{\text{nd}}$	Площадь поперечного сечения i –го яруса баллонета в недеформированном состоянии
$V_{i\text{-th lobe}}$	Объем i –го яруса баллонета
$V_{i\text{-th lobe}}^{\text{nd}}$	Объем i –го яруса баллонета в недеформированном состоянии
W	Объем воздушной подушки
Y	Демпфирующая сила воздушной подушки

Оглавление

Обозначения	1
Введение	8
1 Методическое состояние проектных работ в обеспечение решения задач динамики и устойчивости СВП	15
1.1 Особенности аэрогидродинамической компоновки судна на воздушной подушке с гибким ограждением баллонетного типа	15
1.1.1 Двухъярусная трехбаллонетная схема ГО	16
1.1.2 Четырехсекционная схема воздушной подушки	18
1.2 Современное состояние теоретических и экспериментальных работ в области моделирования динамики СВП	20
2 Методологические основы разработки математической модели динамики судна на воздушной подушке с гибкими скегами	28
2.1 Основные допущения	28
2.2 Определение давлений в воздушной подушке	32
2.2.1 Вывод уравнения воздушной подушки на основе закона изменения массы воздуха	32
2.2.2 Определение демпфирующих сил, возникающих при вертикальных колебаниях СВП	33
2.2.3 Определение коэффициента истечения воздуха из зоны воздушной подушки	38
2.3 Определение сил на баллонетах	41
2.3.1 Определение деформированной формы баллонета	41
2.3.2 Определение сил на баллонете при движении по твердой и водной поверхности	45

2.4	Определение деформаций водной поверхности	49
2.4.1	Постановка задачи	50
2.4.2	Результаты и их обсуждение	52
2.5	Выводы	57
3	Разработка метода исследования устойчивости функционирования нагнетательного комплекса АСВП	58
3.1	Эквивалентный стержень — математическая модель баллонета . .	58
3.2	Определение момента сопротивления скега	61
3.3	Определение момента демпфирования скега	63
3.4	Математические модели анализа устойчивости	65
3.5	Устойчивость системы «Центр тяжести — ВП — гибкие скеги» . .	66
3.6	Устойчивость системы «ВП — гибкие скеги». Аналитические критерии устойчивости	70
3.7	Алгоритм определения характеристик устойчивости подъемного комплекса	72
3.8	Выводы	74
4	Применение методик к решению актуальных задач проектирования	75
4.1	Валидация модели динамики движения СВП	75
4.1.1	Движение по водной поверхности	75
4.1.2	Движение по твердой поверхности	78
4.2	Валидация модели деформированной формы баллонета на поддуве	83
4.3	Масштабный эффект в задачах динамики СВП	86
4.4	Анализ нагрузок, полученных в соответствии с Правилами РРР и РМРС	92
4.4.1	Сравнение по перегрузкам в центре масс корпуса	92
4.4.2	Сравнение изгибающих моментов	95
4.4.3	Сравнение результатов по максимальному давлению на днище СВП	99
4.5	Рекомендации по выбору проектных параметров для обеспечения устойчивого функционирования подъемного комплекса	101
4.5.1	Исходные данные для расчета	101
4.5.2	Результаты численного анализа	102

4.6 Выводы	109
Заключение	111
Список литературы	113

Введение

Актуальность темы исследования

Диссертация посвящена вопросам математического моделирования динамики амфибийных судов на воздушной подушке (АСВП), гибкое ограждение (ГО) которых выполнено в виде замкнутых надувных гибких оболочек — баллонетов. Такие суда обладают рядом серьезных экономических и эксплуатационных преимуществ перед альтернативными видами транспорта при решении транспортных задач в труднодоступных регионах, таких, как Сибирь, Дальний Восток, Арктическая зона. По проведенным оценкам, авиационный транспорт оказывается в 3 – 5 раз более затратным, причем использование самолетов (нижняя планка оценки) требует еще дополнительно создания дорогостоящей инфраструктуры. Применение же вертолетов ведет к верхней планке оценки. Использование таких судов для решения социальной задачи приближения населения труднодоступных регионов страны к крупным центрам и транспортным развязкам является, в обозримое время, наиболее рациональным с экономической точки зрения. Этот момент находит отражение в «Транспортной стратегии РФ до 2030 года» Государственной программе РФ «Развитие судостроения на 2013 – 2030 годы». Перспективной также представляется возможность использования воздушной подушки в качестве шасси летательного средства [8], также определенные надежды связываются с созданием комбинированных аппаратов, реализующих режимы движения на воздушной подушке и экранного полета [35], [29], [23], [12]. Анализ перспектив использования и классификация скоростных судов, в том числе использующих воздушную подушку, представлен в работе [113].

До недавнего времени интерес к АСВП с ГО баллонетного типа был сконцентрирован главным образом на небольших судах до 2 — 3 тонн для нужд пассажирских перевозок и частных заказчиков. Однако в последние годы на-

блюдается выраженная тенденция к расширению сферы применения судов данного типа, что требует создания судов существенно большего водоизмещения, 40 — 300 тонн.

Тем не менее, существует ряд технических, методологических и организационных вопросов, требующих своего решения для скорейшего применения судов на воздушной подушке к самому широкому классу задач. К таким проблемным вопросам можно отнести недостаточный уровень проходимости и мореходности существующих моделей судов, низкий ресурс конструкций гибкого ограждения, неустойчивые режимы функционирования системы «ВП — ГО» (подлом гибкого ограждения, автоколебания баллонетов, «булыжная мостовая»), вопросы, связанные с масштабированием результатов мореходных испытаний в опытном бассейне, а также несовершенство требований классификационных обществ в части нормирования нагрузок на СВП.

Цель и задачи диссертационной работы

Целью исследования является разработка и апробация математических моделей динамики и устойчивости АСВП с ГО баллонетного типа.

Для достижения данной цели были поставлены следующие задачи:

1. Формирование математической модели динамики движения АСВП с ГО баллонетного типа, учитывающей работу нагнетательного комплекса, истечение воздуха из воздушной подушки, обусловленное вертикальным движением судна демпфирование ВП и динамику гибкого ограждения.
2. Валидация и верификация предложенных методов путем сравнения результатов расчетов по разработанным методикам с результатами модельных экспериментов, а также с результатами применения типовых программных пакетов численного моделирования.
3. Разработка модели устойчивости функционирования подъемного комплекса АСВП с ГО баллонетного типа. Вывод аналитического условия устойчивости АСВП.
4. Применение разработанных методов к решению практических задач динамики СВП, выработка рекомендаций для проектирования АСВП.

Научная новизна

1. Разработана математическая модель зоны воздушной подушки, учитывающая обусловленное вертикальной скоростью демпфирование и зависимость скорости истечения воздуха из ВП от формы ГО и зазора под ГО. Данная математическая модель имеет вид обыкновенного дифференциального уравнения.
2. Разработана методика численного исследования устойчивости подъемного комплекса АСВП с ГО баллонетного типа. Методика учитывает такие параметры АГДК судна, как: давление в ВП, расход воздуха в ВП, наклон РНХ нагнетателя, форма и количество ярусов баллонетов. Также методика принимает во внимание демпфирование ВП и демпфирование баллонета. В такой общей постановке задача решена впервые.
3. Впервые выведено аналитическое условие устойчивости подъемного комплекса АСВП с ГО баллонетного типа (неравенство (3.20)).
4. Численно и аналитически проанализирован масштабный эффект в задачах динамики и устойчивости СВП с ГО баллонетного типа.
5. Сформулированы рекомендации по обеспечению устойчивости подъемного комплекса АСВП с ГО баллонетного типа.
6. Проведен анализ нагрузок, действующих на судно, полученных в соответствии с правилами классификационных обществ в сравнении с результатами расчетов методами прямого численного моделирования.

Теоретическая и практическая значимость

Теоретическая, фундаментальная значимость проведенного исследования заключается в создании метода математического моделирования устойчивости и динамики системы, включающей в себя источник энергии для формирования области повышенного давления (нагнетатели), рабочую область повышенного давления (воздушную подушку), частично удерживаемую гибкими элементами (баллонетами). Гибкие элементы деформируются и отклоняются вследствие повышенного давления в рабочей области.

Такие задачи носят выраженный междисциплинарный характер (аэродинамика, нелинейная теория упругости, методы аэроупругости и теории колебаний) и имеют место в различных разделах машиностроения, в частности, при создании амфибийных транспортных средств, а также в биомеханике: динамике различных артерий, вентиляции легких и т.д.

Практическая значимость работы заключается в применении разработанных методов для определения внешних нагрузок, действующих на судно при различных вариантах движения, для расчета характеристик ходкости, остойчивости, а также для обеспечения устойчивости функционирования подъемного комплекса СВП. Выполнение моделирования по разработанным методикам может способствовать рациональному выбору аэрогидродинамической компоновки перспективных моделей АСВП с ГО баллонетного типа на самых ранних этапах проектирования. Кроме того, результаты диссертации могут использоваться для формирования предложений по корректировке регламентирующих требований классификационных обществ в части определения внешних нагрузок на корпус и гибкое ограждение судна.

Методология и методы исследования

При формировании математической модели динамики движения использовались уравнения движения абсолютно твердого тела (уравнения Эйлера).

Численное интегрирование уравнений динамики СВП осуществлялось с использованием явного метода Эйлера первого порядка.

Численное интегрирование уравнений определения деформированной формы баллонета выполнялось методом установления.

Решение гидро- и аэродинамических задач выполнялось путем интегрирования методом конечных объемов осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса несжимаемой жидкости, замыкаемых полуэмперической моделью турбулентности SST.

При анализе устойчивости работы подъемного комплекса СВП был задействован метод исследования корней характеристического уравнения. При выводе аналитического критерия устойчивости использовался критерий Рауса-Гурвица.

Основные положения, выносимые на защиту

1. Математическая модель эволюции давления в зоне воздушной подушки.
2. Методика численного моделирования устойчивости подъемного комплекса АСВП с ГО баллонетного типа.
3. Аналитическое условие устойчивости АСВП с ГО баллонетного типа.
4. Результаты исследования масштабного эффекта в задачах динамики и устойчивости СВП.
5. Результаты анализа нагрузок, регламентируемых правилами классификационных обществ.
6. Рекомендации по выбору проектных параметров для обеспечения устойчивого функционирования подъемного комплекса.

Достоверность результатов

Достоверность результатов обеспечивается

1. Строгим использованием математического аппарата и основных законов механики.
2. Совпадением полученных результатов в частных случаях с результатами, полученными путем моделирования методами конечного объема и конечного элемента с использованием лицензионных версий широко известных программных продуктов (Ansys CFX, Ansys LS-DYNA, номер лицензии 1069197 от 07.01.2020), а также с аналитическими решениями.
3. Совпадением полученных результатов с результатами натурного и модельного эксперимента.
4. Соответствием выявленных эффектов эффектам, наблюдаемым на практике.

Апробация результатов

Основные результаты диссертации докладывались на следующих конференциях

1. Международная научно-техническая конференция «Пром - Инжиниринг», Санкт-Петербург, 16 – 19 мая 2017 г.
2. XX Юбилейная Международная конференции по вычислительной механике и современным прикладным системам, Алушта, 24 – 31 мая 2017.
3. 14th International Conference on Fast Sea Transportation, Nantes, France, 27 – 29 September 2017.
4. Семинар по быстроходным судам памяти Валентина Константиновича Трешкова, Санкт-Петербург, 17 ноября 2017.
5. XXIII Нижегородская сессия молодых ученых (технические, естественные, математические науки), Нижний Новгород, 22 – 23 мая 2018.
6. XII Международная конференция по прикладной математике и механике в аэрокосмической отрасли (NPNJ'2018), Алушта, 24 – 31 мая 2018.

Результаты диссертации были внедрены в практику проектирования АСВП с ГО баллонетного типа ООО СК «АЭРОХОД» и использовались в процессе проектирования судов пр. А20П, А25ПС, А750.

Автором диссертации опубликованы 3 статьи в журналах, входящие в Перечень российских рецензируемых научных изданий, в которых должны быть опубликованы основные научные результаты диссертаций, либо индексируемых наукометрическими базами Scopus или Web of Science [43], [119] и [120]. Также опубликованы 2 статьи в журнале «Научно-технический сборник Российского морского регистра судоходства» [19], [33], 1 статья в журнале «Научные проблемы водного транспорта» [47], а также 4 доклада в сборниках трудов конференций [32], [114], [45], [46].

Личный вклад автора

Автор диссертации принимал активное участие в постановке задач, технической реализации и анализе всех результатов диссертационной работы. Численное моделирование, программирование вычислительных алгоритмов, вывод аналитических зависимостей выполнены автором диссертации полностью самостоятельно. Соавторы опубликованных работ осуществляли общее руковод-

ство проводимыми исследованиями и оказывали консультативную поддержку на всех этапах работы.

Структура и объем диссертации

Работа состоит из 4 глав, содержит 127 страниц, 51 рисунок, 6 таблиц, список литературы состоит из 148 наименований.

Благодарности

Данная работа была бы невозможной без деятельного участия многих людей. Прежде всего, необходимо отметить роль В.В. Шабарова, светлой памяти которого посвящается данная работа. Идеи В.В. Шабарова оказали определяющее влияние на большинство результатов настоящей работы. Также автор выражает благодарность научному руководителю Д.Т. Чекмареву и П.С. Кальясову за помощь в постановке задач и обсуждении результатов, а также за поддержку на всех этапах работы. Наконец, необходимо отметить роль сотрудников ООО СК «АЭРОХОД», участвовавших в проектировании, натурных, стендовых и модельных испытаниях АСВП с ГО баллонетного типа пр. А8, А20П, А20ПС, А25ПС, А750.

Работа выполнялась при финансовой поддержке следующих программ, а именно:

1. Результаты параграфов 2.3 и 4.2 получены в рамках Государственного задания Минобрнауки России (№ 0729-2020-0054).
2. Результаты параграфа 4.3 получены в рамках Программы стратегического академического лидерства «Приоритет 2030» (внутренний номер Н-496-99-2021-2023).

Глава 1

Методическое состояние проектных работ в обеспечение решения задач динамики и устойчивости СВП

1.1 Особенности аэрогидродинамической компоновки судна на воздушной подушке с гибким ограждением баллонетного типа

Гибкое ограждение баллонетного типа схематично представлено на рисунке 1.1.

Основными компонентами АГДК являются:

- Замкнутые надувные многоярусные пневмооболочки, или баллонеты (по другой терминологии — гибкие скеги). На рисунке 1.1 баллонеты обозначены позицией 1. Изображенная на рис. (1.1) конфигурация включает в себя два бортовых и один центральный баллонет. Геометрия баллонетов подбирается из условий ходкости, значений внешних нагрузок на баллонеты и параметров прочности ткани. На нижних ярусах баллонетов в зави-

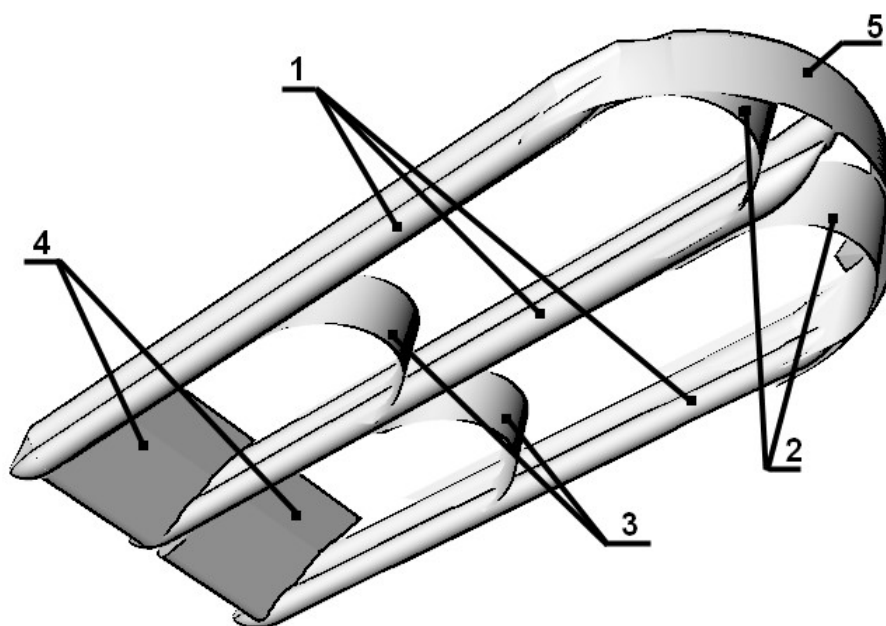


Рисунок 1.1 – Гибкое ограждение СВП с ГО баллонетного типа

симости от предполагаемых условий эксплуатации могут устанавливаться система интерцепторов или съемные защитные элементы;

- четырехсекционная схема воздушной подушки с обеспечением функционирования ВП каждой секции своим нагнетателем (нагнетателями) регулируемого расхода воздуха;
- Носовое, промежуточное, кормовое гибкие ограждения, а также ограждение секции брызгоулавливателя. На рисунке 1.1 позиции 2, 3, 4, 5 соответственно.
- движительно-рулевые комплексы (ДРК), каждый из которых включает в себя маршевый винт, кольцевой насадок, систему рулей направления, спрямляющий аппарат.

Рассмотрим первые два компонента АГДК более подробно.

1.1.1 Двухъярусная трехбаллонетная схема ГО

Первые модели АСВП с ГО баллонетного типа выполнялись по одноярусной двухбаллонетной схеме. В настоящее время такая компоновка АГДК практически не используется ввиду очевидных преимуществ трехбаллонетных многоярусных (чаще всего, двухъярусных) компоновок.

Охарактеризуем кратко преимущества введения дополнительного центрального баллонета. Во-первых, это позволяет снизить нагрузки на гибкое ограждение и жесткий корпус судна при стоянке и движении по препятствиям, что приводит к повышению ресурса ГО, равно как и характеристик мореходности и проходимости.

Кроме того, центральный баллонет создает дополнительное продольное секционирование ВП, что препятствует колебаниям давления в зоне ВП, особенно при движении косыми курсами к волне или по твердой пересеченной местности.

Наконец, введение центрального баллонета позволяет улучшить управляемость судном за счет контакта с опорной поверхностью и за счет перепада давлений в секциях ВП по левому и правому бортам. Таким образом создается дополнительная боковая сила вследствие большего сопротивления на наклоненном баллонете.

Двухъярусное гибкое ограждение обладает двумя основными преимуществами по сравнению с одноярусным.

Во-первых, использование двухъярусной схемы позволяет снизить сопротивление при движении по водной поверхности на режиме парения. Если считать, что клиренс двухъярусной компоновки равен клиренсу судна с одноярусным скегом, то очевидно, что диаметр баллонета одноярусной схемы должен быть больше такового для двухъярусной компоновки. Это приводит к увеличению смоченной поверхности одноярусного скега. Если отношение радиуса одноярусного скега к радиусу нижнего яруса двухъярусного скега составляет 2.4, то по проведенным оценкам сила гидродинамического сопротивления на одноярусном скеге превышает таковую на двухъярусном в два раза [20].

Второе преимущество многоярусных схем ГО заключается в снижении нагрузок на баллонеты и, как следствие, на все судно. Это связано с тем, что непотопляемость судна при использовании такой уязвимой конструкции, как надувные тканевые оболочки, обычно обеспечивается путем секционирования баллонета, что при использовании одноярусного ГО приводит к повышенным нагрузкам на конструкцию при преодолении препятствий или при движении на волне. Если используется двухъярусная схема, то требования непотопляемости можно удовлетворить лишь за счет секционирования верхнего яруса, так что контактирующая с опорной поверхностью пневмооболочка будет испытывать меньшие нагрузки.

1.1.2 Четырехсекционная схема воздушной подушки

Опыт эксплуатации АСВП обнаруживает ярко выраженную зависимость ходовых качеств судна от угла дифферента. Указанная зависимость носит двойственный характер. С одной стороны, уменьшение ходовых углов дифферента до некоторой пороговой величины ведет к повышению скорости движения АСВП при неизменном режиме работы силовой установки.

По проведенным оценкам можно сделать вывод о том, что влияние угла дифферента на аэрогидродинамическое качество и ходовые характеристики оказывается весьма существенным: теоретически качество растет примерно в 1.5 раза при уменьшении дифферента с 1.5° до 1° , практически же это ведет к увеличению скорости АСВП на 10 – 50%.

В то же время дальнейшее уменьшение угла дифферента ведет к выходу на неустойчивый режим, который реализуется разгоном и последующим контактом ГО с опорной поверхностью, что, в свою очередь, приводит к снижению скорости судна. Такое явление на практике чаще всего возникает при движении на близких к максимальным оборотах на попутных и попутно-лаговых курсах к генеральному направлению волн при носовой центровке судна. «Залипание» приводит к резкому торможению судна, однако также может привести и к аварии вследствие больших вертикальных перегрузок.

Таким образом, очевидна необходимость управления дифферентом судна с целью обеспечения устойчивости движения, а также максимизации аэродинамического качества компоновки. Данная задача решается с использованием секционирования ВП, причем одновременно как в продольном (центральный баллонет), так и в поперечном направлениях (промежуточное ГО). Каждая секция обслуживается отдельным нагнетателем (нагнетателями). Четырехсекционная схема воздушной подушки позволяет осуществлять управление дифферентом судна в широких диапазонах его изменения. Отметим, что такая концепция секционирования ВП применяется и в СВП с жесткими скегами [86], [125], [63], [131].

Одной из наиболее актуальных задач в области проектирования СВП с ГО баллонетного типа является проблема обеспечения надлежащего уровня устойчивости системы «воздушная подушка — гибкие скеги». Механизм появления таких колебаний схематично иллюстрирован на рис. 1.2, где показано поперечное сечение судна в три разных момента времени. Процесс образования неста-

бильности на качественном уровне может быть объяснен следующим образом. После того, как вентиляторы начинают нагнетать воздух в зону воздушной подушки, избыточное давление p в ней начинает расти до того момента, когда достигает равновесного значения p_0 . Если предположить, что давление p_0 неизменно на протяжении некоторого времени, то баллонеты принимают положение, изображенное сплошной линией на рисунке 1.2. В то же время при определенных параметрах системы (например, при большом давлении в ВП и недостаточной жесткости скегов) гибкие скеги по инерции продолжают вращаться вокруг зоны крепления к корпусу вовне воздушной подушки, увеличивая таким образом зазор под нижней точкой баллона, до тех пор, пока через образовавшийся зазор не выйдет значительная часть воздуха из зоны ВП, а давление в ВП не упадет до критически низких значений, не способных обеспечить поддержание судна. Наивысшее положение судна на рисунке 1.2 показано пунктирной линией. В результате потери воздушной подушки судно опускается до положения, близкого к первоначальному, при неработающих вентиляторах (точечная линия на рис. 1.2), после чего описанный процесс повторяется заново. Заметим, что в зависимости от особенностей АГДК судна показанный на рисунке 1.2 контакт с опорной поверхностью может и не возникнуть при уменьшении p . Описанные колебания могут как затухать с течением времени, так и не затухать. В последнем случае ускорения, амплитуды и частоты колебаний таковы, что их очень тяжело переносить пассажирам и экипажу судна. Кроме того, они ускоряют износ корпуса судна и его гибкого ограждения и могут привести к повреждению судовых конструкций. Так, для судна водоизмещением 18 тонн длиной 16 метров частоты указанных колебаний составляют 5 – 6 Гц, а перегрузки в центре тяжести доходят до $0.5g$.

Неустойчивость описанного типа практически не возникает на судах небольшого водоизмещения до 10 тонн, однако существенно проявляет себя для более крупных аппаратов водоизмещением 17 – 20 тонн. На уже спроектированных и построенных судах проблема вертикальных автоколебаний решалась оперативными методами, чаще всего путем увеличения давления в надувных скегах, что, однако, существенно увеличивает нагрузки на корпус судна и на материалы гибкого ограждения.

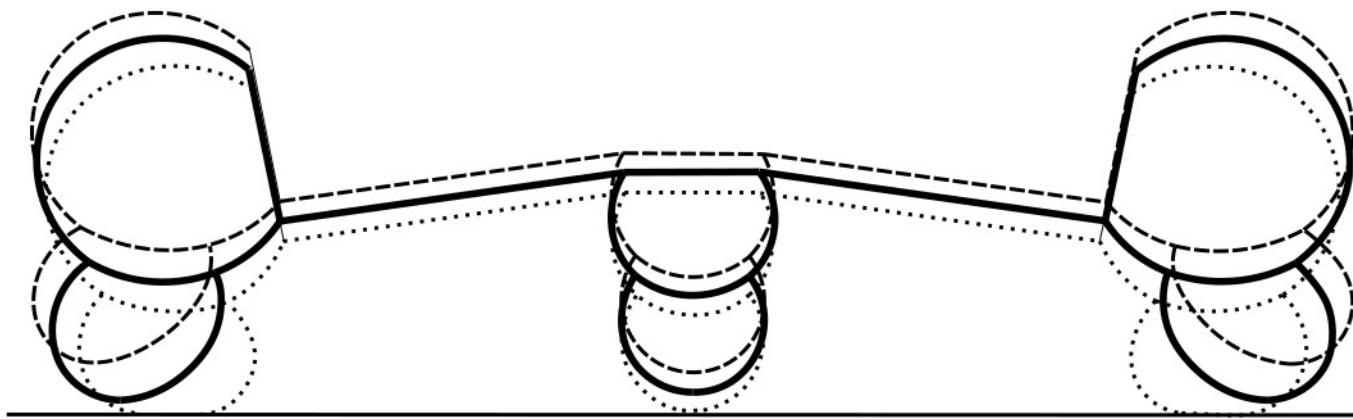


Рисунок 1.2 – Вертикальные колебания СВП с ГО баллонетного типа

1.2 Современное состояние теоретических и экспериментальных работ в области моделирования динамики СВП

Известные подходы к математическому моделированию динамики судов с аэростатической разгрузкой можно условно разделить на три группы. К первой группе можно отнести подходы, напрямую использующие для расчета динамики сеточные методы [96], [103]. Здесь расчет динамики движения должен осуществляться на подвижных сетках совместно с решением аэрогидродинамических задач и контактных задач по определению мгновенного давления воздуха в воздушной подушке, мгновенных аэрогидродинамических сил от внешнего обтекания судна и контактных сил на гибком ограждении. Отметим, что решение задач динамики с помощью таких моделей связано с серьезными проблемами: низкой устойчивостью счета в реальных задачах, а также огромными затратами вычислительных и временных ресурсов на решение подобных задач. Решение реальных задач динамики, мореходности и маневренности судов при нерегулярном волнении с использованием таких методов в настоящий момент не представляется возможным. Поэтому в настоящее время подходы, базирующиеся на прямом использовании сеточных методов, находятся в стадии становления и используются только для решения упрощенных модельных задач, например, для определения сопротивления на тихой воде [102].

Для нужд практических расчетов динамики судов наиболее привлекательна вторая группа подходов [62], [134]. Математическая сторона вопроса при приме-

нении этих методов сводится к решению задачи Коши для системы обыкновенных дифференциальных уравнений. Силы, действующие на судно от воздушной подушки и от контактов скег или же гибкого ограждения с опорной поверхностью, находят для каждого момента времени по упрощенным математическим моделям [28], [71], [73], [92], [108], [138], [139], [143], [144]. Для определения давления в зоне ВП используется уравнение изменения массы воздуха в ВП, для определения гидродинамических сил на гибком ограждении применяются различные упрощенные или полуэмпирические соотношения, например, может применяться метод плоских поперечных сечений [135] и теория быстрого погружения тел в воду [135], [136]. Для реализации этих подходов не требуется мощных ресурсов вычислительной техники: расчеты вполне могут быть проведены даже на бытовом персональном компьютере. В то же время многочисленные упрощения, сделанные при построении математических моделей данного класса, значительно снижают степень достоверности результатов моделирования. Так, гипотеза стационарности давления в секции воздушной подушки препятствует корректному описанию изменения дифферента судна, а, следовательно, и сил сопротивления. Также стоит отметить невозможность учета нелинейного взаимодействия волны и зоны воздушной подушки при таком подходе. Из-за использования приближенных соотношений для определения гидродинамических реакций на скеги проблематично получение достоверных результатов при движении судна косым курсом к волне или маневрировании.

Промежуточное положение между рассмотренными выше группами занимает семейство подходов, основанных на потенциальных методах. Такие методы хорошо изучены и широко применяются для моделирования динамики водоизмещающих судов [54]. Для быстроходных судов, движущихся со скоростями, соответствующими значениям числа Фруда $Fr > 0.4$, наиболее подходящим считается метод «High-Speed Strip Theory» (HSST, также известный как 2d+t, или 2.5D) [54]. Данный метод был применен для решения однородной задачи Неймана (к которой сводится движение погруженных скегов или глиссирование однокорпусного судна) [101], [70] и неоднородной задачи Дирихле (которая описывает взаимодействие водной поверхности и зоны повышенного давления) [81], [141]. Решение связанной задачи, в которой одновременно присутствуют граничные условия Дирихле и Неймана, приведено в статье [80]. Экспериментальная проверка данных моделей приведена, например, в работах [65], [68],

[66], [64]. Важным является учет деформируемости конструкции ограждения воздушной подушки скегового СВП, который также может быть осуществлен методами потенциальной теории [95], [81], [77].

Соппротивление при движении скеговых судов на воздушной подушке было исследовано, например, в работах [129], [140], [111], где также проведена валидация расчетных методик посредством сравнения с экспериментальными данными.

Наиболее близкими по способу поддержания к судам на воздушной подушке являются суда на воздушной каверне. Гидродинамика корпусов с газовой каверной на днище рассматривается в работах [6], [7], [38], [11].

Во всех указанных работах, однако, рассматриваются только жесткие скеги или борта судна, а не деформируемые замкнутые пневмооболочки, которые часто используются на практике для придания скеговому судну амфибийных качеств.

Задача удара классического гибкого ограждения СВП о воду решалась в работе [93]. Авторы использовали комбинацию метода контрольного объема (включающегося в представлении давления в секции гибкого ограждения как функции объема, массы и температуры воздуха) и метода ALE.

Методика проектирования гибкого ограждения судов на воздушной подушке предложена в работах [41], [146]. Один из возможных подходов к оптимизации геометрии гибкого ограждения амфибийного СВП продемонстрирован в работе [57]. Изучению состояния материала гибкого ограждения в процессе эксплуатации посвящены работы [40], [90].

Одной из важных задач гидродинамики судов с аэростатической разгрузкой является определение характера волнообразования при движении судна. Данная информация требуется для определения нагрузок на гранитные облицовки набережных, опоры мостов, причалы, находящиеся рядом суда. Эти вопросы нашли отражение в публикациях [102], [69], [118]. Значительная часть усилий исследователей направлена на изучение механизмов разрушения льда под действием избыточного давления в воздушной подушке [127], [34], [48], [115], [98], [99], [145], [110], [137]. В прошлом веке интерес к таким вопросам был связан, прежде всего, с обеспечением безопасности транспорта, и разрушение льда трактовалось как нежелательное явление, однако в последнее время рассматривается возможность намеренного разрушения ледового покрытия, в том числе,

с использованием судов на воздушной подушке [24], [27], [26], [25], [148].

Отметим, что традиционные для гидродинамики водоизмещающих судов методы физического эксперимента в опытном бассейне во многих случаях неприменимы для судов с аэростатической разгрузкой [72], [13]. Это связано с немоделируемостью по числу Эйлера атмосферного давления, различием спектров волнения в натурных условиях и в бассейне, с принципиальной проблемой при реализации подобия и невозпроизводимостью пульсаций давления воздушной подушки (эффекты сжимаемости воздуха) [13].

Отметим, что одной из отличительных особенностей данного исследования является учет возможной деформируемости скегов как замкнутых пневмооболочек. Несмотря на широкое применение таких конструкций в существующих и перспективных аппаратах, в опубликованных работах по теме исследования скеги считаются абсолютно жесткими. Вопросы напряженно-деформированного состояния мягкой оболочки экраноплана исследовались А.Н. Поповым [18]. Численное решение задач динамики пневмооболочек разрабатывается главным образом применительно к автомобильным подушкам безопасности [53], [89], [133]. К решению таких задач применяются методы контрольного объема (зависимость между давлением и объемом оболочки), метод ALE (Arbitrary Lagrange-Euler), метод частиц.

Коснемся вопросов, связанных с современным состоянием исследования вертикальных автоколебаний СВП. СВП с классическим юбочным ограждением испытывают неустойчивость, аналогичную показанной на странице 20. Аналитический критерий устойчивости получен в работе [104]:

$$\frac{1}{2} \frac{h_{\text{gap}}}{l} \left(1 + \frac{p_a}{p} \right) \left(1 - \frac{2p/Q_{\text{in}}}{\partial H / \partial Q} \right) > 1 \quad (1.1)$$

Согласно условию (1.1) колебания юбки могут быть снижены путем увеличения расхода вентиляторов в подушку Q_{in} и зазора под гибким ограждением h_{gap} и уменьшения длины скега l , давления в ВП p и наклона кривой расходно-напорной характеристики (рис. 1.3). В то же время условие (1.1) не учитывает собственную динамику юбки, демпфирование воздушной подушки и гибкого ограждения.

Более подробное изучение динамики вертикального движения СВП с пальчиковым ограждением предпринято в работе [58]. Также было проведено тео-

ретическое [87] и экспериментальное [128] исследование нелинейных вертикальных автоколебаний АСВП. Явление автоколебаний применительно к амфибийным СВП исследуется в книге [13] с использованием комбинации упрощенных математических моделей и экспериментов. В [13] показано, что для уменьшения низкочастотных колебаний СВП необходимо увеличение давления в гибком ограждении воздушной подушки (ресивере), что также ведет к увеличению расхода воздуха. Там же отмечается, что практическое применение такой меры существенно ограничено по причине значительного снижения эксплуатационных качеств судна.

Согласно выводам работы [79], вязкоупругие свойства материала гибкого ограждения играют важную роль в картине вертикальных автоколебаний СВП.

Скеговые СВП используют жесткие скеги в качестве бокового ограждения зоны воздушной подушки, поэтому автоколебания системы «воздушная подушка — гибкое ограждение» не могут возникнуть для таких судов. Тем не менее СВПС могут испытывать колебания, известные как «движение по булыжной мостовой» (в англоязычной литературе *cobblestone effect*). Данное явление представляет собой вертикальные колебания, вызванные резонансными эффектами в воздушной подушке. Они обычно возникают при небольшом волнении [72]. Для судна длиной 30 – 35 метров минимальные резонансные частоты составляют 2 Гц и 5 – 6 Гц [88]. Моделирование путем решения уравнений RANS СВПС длиной 30 метров проведено в работе [88], в которой использован МКО на подвижных сетках, а интегрирование по времени осуществлено с помощью схемы Эйлера второго порядка точности. Результаты расчета сравниваются с результатами вычисления по модели невязкой жидкости из [132]. Авторы отмечают, что вязкость среды играет важную роль в моделировании динамики судна.

Методика разработки испытательного стенда для экспериментального исследования неустойчивости типа «булыжная мостовая» приведено в работе [94].

Аналитически явление «движения по булыжной мостовой» для СВПС было исследовано О.М. Фалтинсеном в монографии [72]. Получим условие устойчивости для скегового судна, пользуясь уравнениями Фалтинсена. Перепишем уравнение (5.33) из [72] в предположении отсутствия волнения:

$$A\ddot{H} + B \left(\frac{1}{2}Q_0 - \frac{\partial Q}{\partial p} \Big|_0 p_0 \right) \dot{H} + CH = 0, \quad (1.2)$$

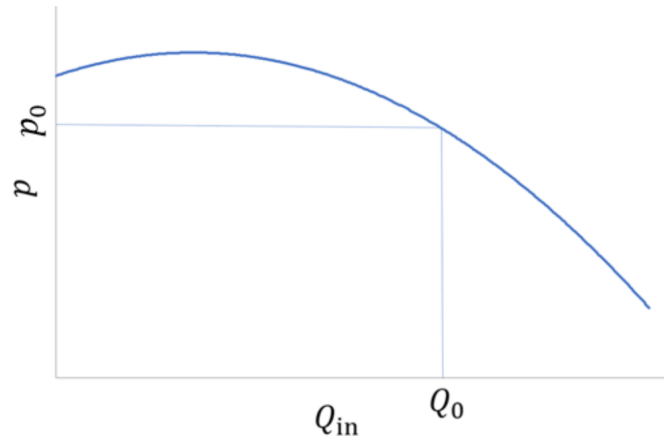


Рисунок 1.3 – Расходно-напорная характеристика центробежного нагнетателя

где A, B, C — положительные константы. Уравнение вертикального движения (1.2) является следствием закона сохранения массы. Движение устойчиво тогда и только тогда, когда действительные части всех корней характеристического уравнения отрицательны. Применительно к уравнению (1.2) это требование сводится к следующему условию:

$$\frac{1}{2}Q_0 - \left. \frac{\partial Q}{\partial p} \right|_0 p_0 > 0 \quad (1.3)$$

Система вентиляторов, которые создают область повышенного давления под днищем судна, характеризуется расходно-напорной характеристикой (рис. 1.3). Условие (1.3) ограничивает форму кривой расходно-напорной характеристики нагнетателя в окрестности рабочей точки на этой диаграмме. В то же время при разумном проектировании нагнетательного комплекса положение равновесия находится на нисходящей ветви РНХ (точка (Q_0, p_0) на рис. 1.3), поэтому производная $\left. \frac{\partial Q}{\partial p} \right|_0$ всегда отрицательная, что обеспечивает выполнение условия (1.3). Поэтому нет нужды рассматривать эффект «движения по булыжной мостовой» на тихой воде, а только при наличии волнения.

Аналитическое исследования описанного явления также было предпринято в докторской диссертации [126]. Отличительной чертой работы является учет автором неоднородности поля давления в зоне ВП.

В отличие от резонансных явлений в воздушной подушке СВПС, неустойчивость системы «воздушная подушка — гибкое ограждение» АСВП может возникнуть как на волнении, так и над ровным твердым экраном или на тихой воде. Условия (1.3) или (1.1) не могут использоваться для моделирования устой-

чивости несущего комплекса АСВП с гибкими скегами, так как не учитывают собственную динамику гибкого ограждения. Представляет интерес попытка применения коммерческого решателя для моделирования связанной динамики классического гибкого ограждения амфибийного СВП [59].

При моделировании контактного взаимодействия гибкого ограждения с водной поверхностью может быть плодотворным применение гибридного подхода, основанного на использовании полуэмпирических соотношений и МКЭ [76]. Отметим, что моделирование взаимодействия воздушной подушки и гибкого ограждения может осуществляться также с использованием методов IBM [107], VOF [100], ALE [56], CEL [91], SPH [112], [78], RANS [60].

Устойчивость движения различных типов высокоскоростных судов является предметом исследования различных авторов. Иродов [21] и Штауфенбиель [124] независимо друг от друга вывели критерий продольной устойчивости экраноплана, который был использован при анализе различных компоновок летательных средств вблизи экрана [97], [55], [121]. Критерий Иродова был обобщен для различных типов скоростных судов в работе [61]. Общий подход к анализу устойчивости судов с аэродинамической разгрузкой был развит Корневым и Матвеевым в работе [105]. Обзор работ по продольной устойчивости экраноплана представлен в статье [117].

С практической точки зрения при проектировании судов на воздушной подушке крайне важно обладать информацией о брызгообразовании при движении судна. Чрезмерное образование брызг снижает обзор судоводителя, приводит к образованию льда на движительно-рулевых устройствах и способствует эрозии конструкции судна. Эти вопросы рассмотрены в [14], [15], [16], [17].

Общий подход к исследованию динамики быстроходных судов представлен в диссертации [31].

Существующие подходы к расчетной оценке характеристик остойчивости СВП в режиме парения основаны, как правило, на понятии начальной остойчивости [13], [39]. Полуэмпирический алгоритм приближенного расчета кривых статической остойчивости приведен в [39]. В [39] восстанавливающий момент при накренивании СВП формируется только за счет гидростатических сил на накренившем скеге. Влияние воздушной подушки учтено опосредовано: через режим работы нагнетателя и действующую ватерлинию, которые, с одной стороны, должны обеспечивать равенство расходов втекающего и вытекающего в

ВП воздуха, а с другой, совместно с гидростатическими силами на скегах, равновесие судна по вертикали. Такой приближенный подход не позволяет учесть ряд особенностей гидродинамики СВП, и, в первую очередь, влияния числа Фруда на остойчивость. Также в [39] принципиально невозможно учесть компоновочные особенности несущего комплекса СВП, а именно продольного и поперечного секционирования ВП.

Вопросы устойчивости бокового движения СВП рассматриваются в [142].

В силу сложности управления судном на воздушной подушке, особенно при маневрировании в условиях ветро-волновых возмущений, представляется актуальной задача разработки систем автоматического управления движением. Вопросам создания систем автоматического управления СВП посвящены работы [123], [147], [109], [116], [122], [74], [75]. Системы автоматического управления демпфированием успешно применяются для снижения вертикальных перегрузок (в десять и более раз) скеговых СВП при движении на волнении. Это направление получило наибольшее развитие в работах норвежских судостроителей [49], [85], [50], [130], [84], [51], [52].

Глава 2

Методологические основы разработки математической модели динамики судна на воздушной подушке с гибкими скегами

2.1 Основные допущения

В дальнейшем изложении предполагается, что корпус судна является абсолютно жестким, следовательно, его динамика описывается шестью уравнениями движения твердого недеформируемого тела (три уравнения для поступательных перемещений и три для вращений), а также тремя кинематическими соотношениями, связывающими компоненты вектора угловой скорости с углами крена, рыскания и дифферента:

$$\begin{aligned}
\frac{d\mathbf{V}}{dt} &= \frac{1}{m} \mathbf{F} \\
\frac{d\omega_x}{dt} &= \frac{M_x - (I_z - I_y)\omega_y\omega_z}{I_x} & \frac{d\gamma}{dt} &= \omega_x - \tan \psi (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) \\
\frac{d\omega_y}{dt} &= \frac{M_y - (I_x - I_z)\omega_x\omega_z}{I_y} & \frac{d\psi}{dt} &= \omega_z \cos \gamma + \omega_y \sin \gamma \\
\frac{d\omega_z}{dt} &= \frac{M_z - (I_y - I_x)\omega_x\omega_y}{I_z} & \frac{d\varphi}{dt} &= \frac{1}{\cos \psi} (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma)
\end{aligned} \tag{2.1}$$

Силы и моменты в (2.1) могут быть представлены в виде

$$\begin{aligned}
\mathbf{F} &= \mathbf{F}_{AC} + \mathbf{F}_{Surf} + \mathbf{F}_{Rudd} + \mathbf{F}_{Prop} \\
\mathbf{M} &= \mathbf{M}_{AC} + \mathbf{M}_{Surf} + \mathbf{M}_{Rudd} + \mathbf{M}_{Prop}
\end{aligned} \tag{2.2}$$

Подстрочный индекс AC в (2.2) означает, что сила или момент действуют на твердое тело со стороны воздушной подушки, Surf — от контакта с опорной поверхностью, Rudd — усилие на рулях управления, Prop — тяговое усилие от винтов. Первые два слагаемых в представлении сил и моментов (2.2) вычисляются на каждом шаге интегрирования по аналитическим или полуэмпирическим закономерностям в соответствии с методикой, изложенной в настоящей главе. Последние два слагаемых определяются из аппроксимированных результатов CFD расчетов. Методика проведения CFD расчетов для определения характеристик движительно-рулевого комплекса изложена в [22], поэтому в настоящей диссертации не рассматривается.

На каждом шаге интегрирования должна быть определена форма свободной поверхности в зоне воздушной подушки. Данная информация необходима для корректного определения замыва баллонета, а также для вычисления объема ВП, что, в свою очередь, оказывает большое влияние на давление воздуха в ВП. Методика определения формы свободной поверхности под действием избыточного давления изложена в разделе 2.4.

В дальнейшем будем полагать, что давление в каждой секции ВП однородно. Будем считать, что давление в ВП состоит из двух компонент: квазистационарной составляющей и составляющей, обусловленной вертикальной скоростью судна (демпфирующее давление). Квазистационарная часть давления будет определяться исходя из предположения о том, что воздух в ВП описыва-

ется моделью сжимаемой жидкости, при этом изменение контрольного объема подчиняется адиабатическому закону.

Считаем, что баллонет изготовлен из невесомого материала и представлен совокупностью не зависящих друг от друга поперечных сечений. При моделировании движения судна по твердой поверхности будем считать баллонет деформируемым, при этом материал гибкого ограждения подразумевается нерастяжимым. При движении по водной поверхности баллонет считается недеформируемым.

Описанный алгоритм расчета динамики движения СВП схематически представлен на рис. 2.1.

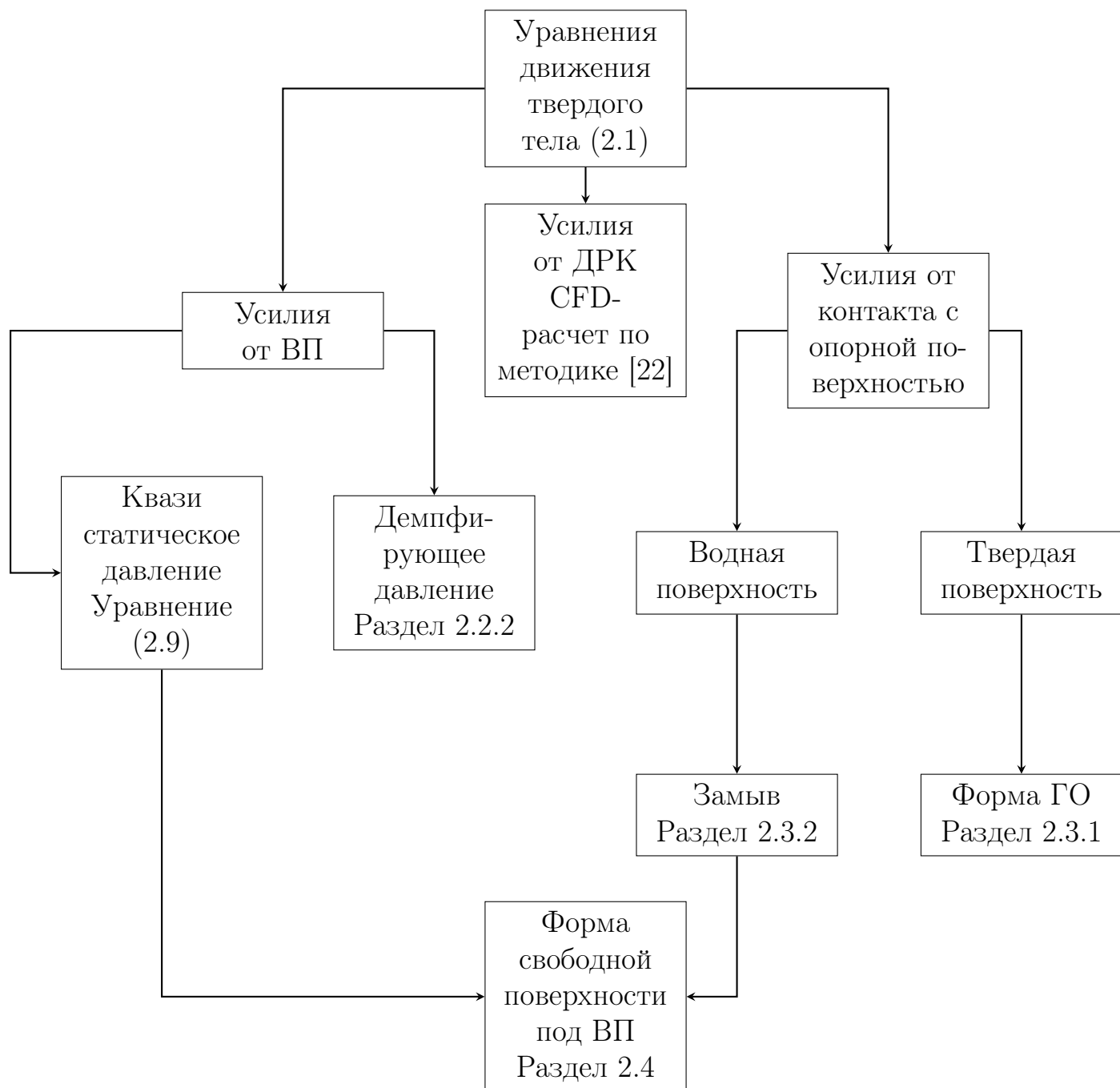


Рисунок 2.1 – Декомпозиция задачи моделирования динамики движения

2.2 Определение давлений в воздушной подушке

2.2.1 Вывод уравнения воздушной подушки на основе закона изменения массы воздуха

Избыточное давление в воздушной подушке p представляется в виде суммы двух компонент:

$$p = p_{qs} + p_{damp}. \quad (2.3)$$

Первый член представляет собой стационарную составляющую давления. Он зависит исключительно от текущего положения судна. Второй член — это демпфирующее давление ВП, отвечающее за изменение давления вследствие наличия вертикальной скорости $\dot{H}$.

Стационарная часть давления p_{qs} может быть определена из закона изменения массы воздуха в зоне ВП. Демпфирующее давление определяется численно путем проведения серии самостоятельных расчетов методами вычислительной гидродинамики жидкости. Рассмотрим обе составляющие давления.

Изменение массы воздуха в зоне воздушной подушки m_{air} может быть описано следующим уравнением:

$$\frac{dm_{air}}{dt} = \rho_a Q_{in} - \rho_a Q_{out}. \quad (2.4)$$

Заметим, что

$$m_{air} = (\rho_a + \rho)W \quad (2.5)$$

В силу предположения об адиабатичности процесса справедливо следующее соотношение:

$$\frac{p_a + p_{qs}}{p_a} = \left(\frac{\rho_a + \rho}{\rho_a} \right)^n. \quad (2.6)$$

Подставляя (2.5) и (2.6) в (2.4), приходим к следующему уравнению:

$$\frac{dp_{qs}}{dt} = \frac{n(p_a + p)}{W} \left(\left(\frac{p_a}{p_a + p_{qs}} \right)^{\frac{1}{n}} (Q_{in} - Q_{out}) - \frac{dW}{dt} \right). \quad (2.7)$$

Считая, что избыточное давление в ВП мало по сравнению с атмосферным

давлением, можно считать:

$$\left(\frac{p_a}{p_a + p}\right)^{\frac{1}{n}} \approx 1 - \frac{p_{qs}}{np_a} \quad (2.8)$$

Подставим (2.8) в (2.7), после чего окончательно получим линейное уравнение, описывающее эволюцию стационарной составляющей давления в зоне ВП:

$$\frac{dp_{qs}}{dt} = \frac{np_a}{W} \left(Q_{in} - Q_{out} - \frac{dW}{dt} \right) \quad (2.9)$$

Объемный расход воздуха, вытекающего из зоны ВП Q_{out} может быть вычислено следующим образом:

$$Q_{out} = \chi \sqrt{\frac{2p_{qs}}{\rho}} S_{gap} \quad (2.10)$$

Объемный расход воздуха Q_{in} , нагнетаемого вентиляторами в зону ВП, вычисляется с помощью расходно-напорной характеристики вентилятора:

$$Q_{in} = Q_{in}(p_{qs}). \quad (2.11)$$

Кривая расходно-напорной характеристики нагнетателя (2.11) для центробежного вентилятора имеет вид, изображенный на рисунке 1.3.

Уравнения (2.9), (2.10) и (2.11) представляют собой модель стационарной части давления в зоне ВП. Аналогичные уравнения используются для моделирования динамики воздушной подушки и другими авторами [86], [134], [62].

2.2.2 Определение демпфирующих сил, возникающих при вертикальных колебаниях СВП

Демпфирующее давление p_{damp} вычисляется следующим образом:

$$p_{damp} = D(S_{gap}) \rho \left(-\frac{Q_{in}}{S} \dot{H} + \frac{1}{2} \dot{H}^2 \right) S, \quad (2.12)$$

где член $D(S_{gap})$ зависит только от зазора под гибким ограждением воздушной подушки.

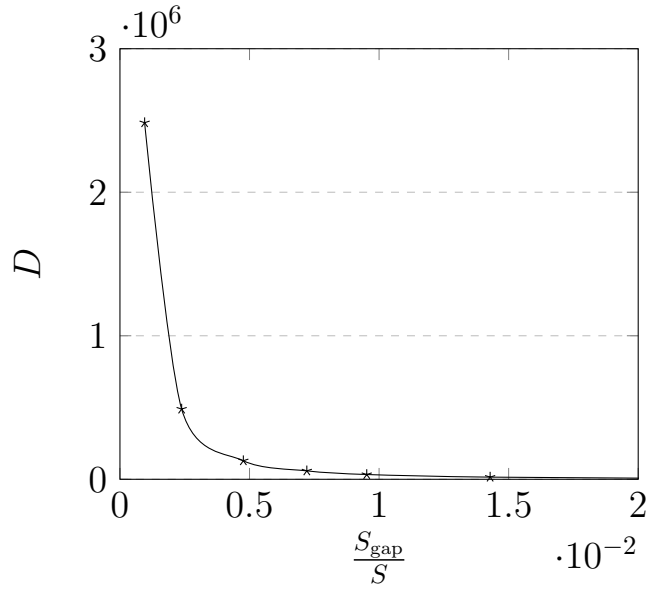


Рисунок 2.2 – Коэффициент демпфирования $D(S_{\text{gap}})$

Значения коэффициента $D(S_{\text{gap}})$ для различных зазоров определяются путем проведения серии самостоятельных CFD расчетов. Функция $D(S_{\text{gap}})$, используемая в настоящей работе, представлена на рис. 2.2.

Опишем процедуру выполнения CFD расчетов для определения коэффициента D формулы (2.12), а также обоснуем корректность представления демпфирующего давления в виде (2.12).

Демпфирующее давление определяется из результатов CFD расчетов как разница между средним давлением в области ВП и стационарной частью давления p_{qs} , полученной по формуле (2.9).

Для определения мгновенных демпфирующих сил, действующих на СВП при его движении с некоторой вертикальной скоростью $\dot{H}$, применим принцип обращения движения. Принцип обращения движения справедлив только в стационарных задачах аэрогидродинамики и именно в стационарной постановке с использованием принципа обращения движения построена известная методология определения демпфирующих сил и моментов в задачах динамики самолетов. Стационарная постановка предполагает неизменность кинематических параметров движения объекта бесконечно долго при фиксированном мгновенном положении объекта и опорной поверхности.

Применим принцип обращения движения к СВП, имеющему только вертикальную скорость $\dot{H}$. Полагая вертикальную скорость СВП переносной скоростью, из теоремы сложения скоростей следует, что частицы воздуха, лежащие на подстилающей поверхности, приобретают относительную скорость $-\dot{H}$. От-

носительная скорость СВП обращается в 0.

Задача решалась методом конечного объема с использованием пакета Ansys CFX. Была задействована модель вязкой несжимаемой жидкости. Для замыкания уравнений RANS использовалась модель турбулентности SST Ментера.

Схематически постановка задачи показана на рисунке 2.3. Моделировалась четверть секции ВП.

Расчетная область задачи представлена на рисунке 2.4. На границах расчетной области заданы следующие граничные условия. Граница AA_1D_1D — входная, на ней нормальная составляющая вектора скорости равна вертикальной скорости СВП, взятой с обратным знаком. На границах AA_1B_1B , $A_1B_1C_1D_1$ и BCC_1B_1 задано нулевое избыточное давление. На гранях $ABCD$ и DCC_1D_1 заданы условия симметрии, обеспечивающие выполнение условий фон Неймана на этих границах и запрещающие перетекание среды через них.

Почти на всех поверхностях модели 1 секции воздушной подушки (см. рис. 2.4, 2.5) ставятся условия непротекания и прилипания (wall). Исключением являются поверхности 3 и 4, с помощью которых моделируется вход воздуха в нагнетатель (поверхность 3) и выход воздуха из нагнетателя в ВП (поверхность 4). Граница, которой является поверхность 3, является выходной (outlet); на этой границе задается массовый расход воздуха, забираемого вентилятором из внешней области в область ВП. Граница, которой является поверхность 4, — входная (inlet) с граничным условием доставляемого вентилятором в ВП массового расхода воздуха, равного по величине расходу воздуха через поверхность 3. Истечение из секции ВП во внешнюю относительно ВП область происходит через поверхности FGG_1F_1 и FEE_1F_1 .

Перед систематическими расчетами демпфирующих сил были проведены численные исследования влияния числа разбиений в сеточной модели на результаты определения демпфирующих сил. Проведено также численное исследование влияния относительных размеров нагнетателя (относительных размеров поверхностей 3 и 4) на изменение демпфирующих сил.

Влияние числа разбиений в сеточной модели на среднее давление в ВП при различных вертикальных скоростях ВП представлено в табл. 2.1. Увеличение числа узлов в четыре раза меняет результат по давлениям в ВП приблизительно на 1%.

Среднее давление в ВП вычисляется как $p = \int_S p_{\text{RANS}} dS / S$, где p_{RANS} —

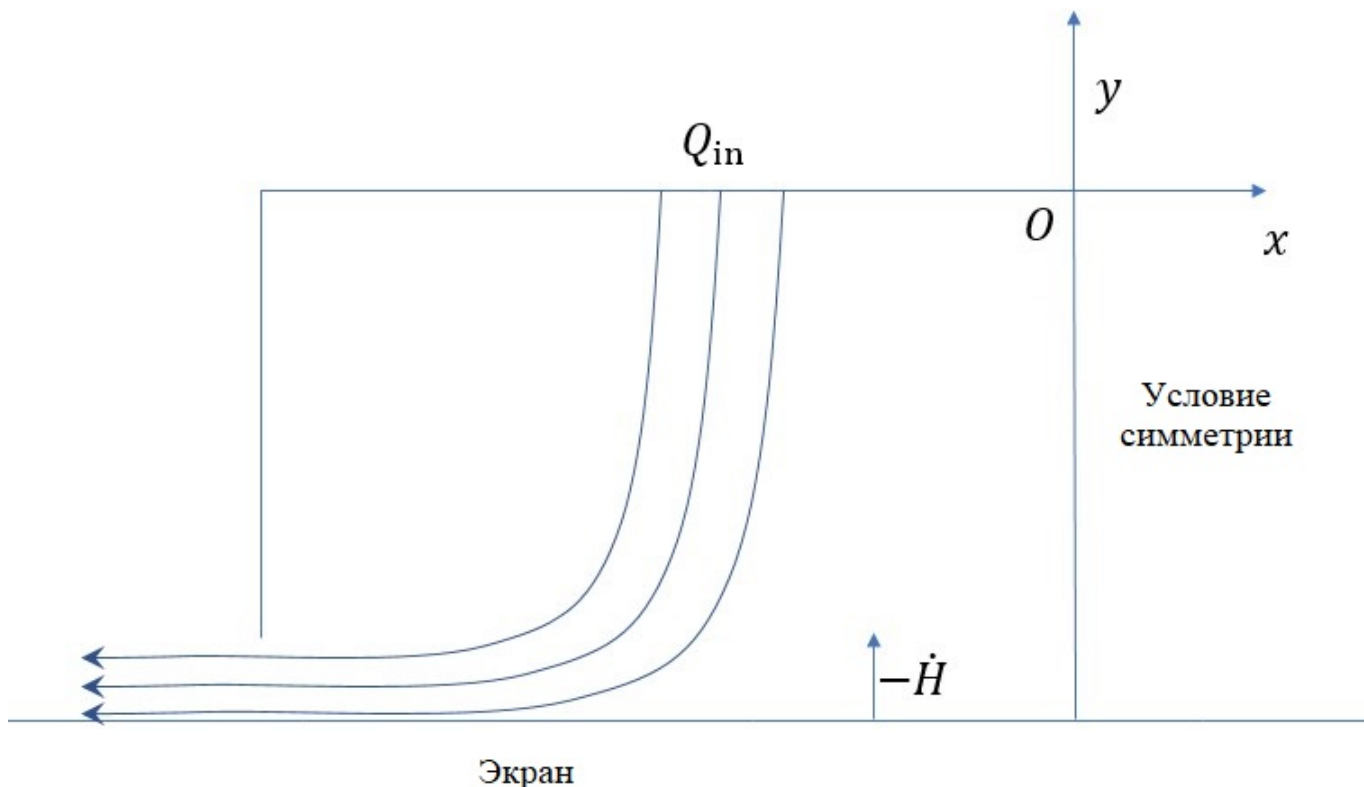


Рисунок 2.3 – Схема определения демпфирования ВП

поле давлений, полученное из результатов CFD-моделирования.

Из данных таблицы 2.2 следует, что коэффициент D зависит только от зазора под юбкой судна, но не зависит от скорости и расхода воздуха. Следовательно, демпфирующее давление может быть представлено в виде (2.12).

Метод определения демпфирования воздушной подушки, предложенный в настоящей работе, аналогичен подходу [119] для определения характеристик демпфирования экраноплана.

$S_{\text{gap}}, \text{м}^2$	$\frac{Q_{\text{in}}}{S}, \text{м/с}$	$\dot{H}, \text{м/с}$	$p, \text{Па}$ (1 миллион элементов)	$p, \text{Па}$ (4 миллиона элементов)
0.012	0.2	0.0	1059.74	1071
0.012	0.2	-0.05	1664.8	1681.68
0.012	0.2	-0.075	2013.96	2034.36
0.012	0.2	0.05	604.86	607.754
0.012	-0.2	0.075	418.78	422.687

Таблица 2.1 – Влияние числа элементов в модели на демпфирующее давление в ВП

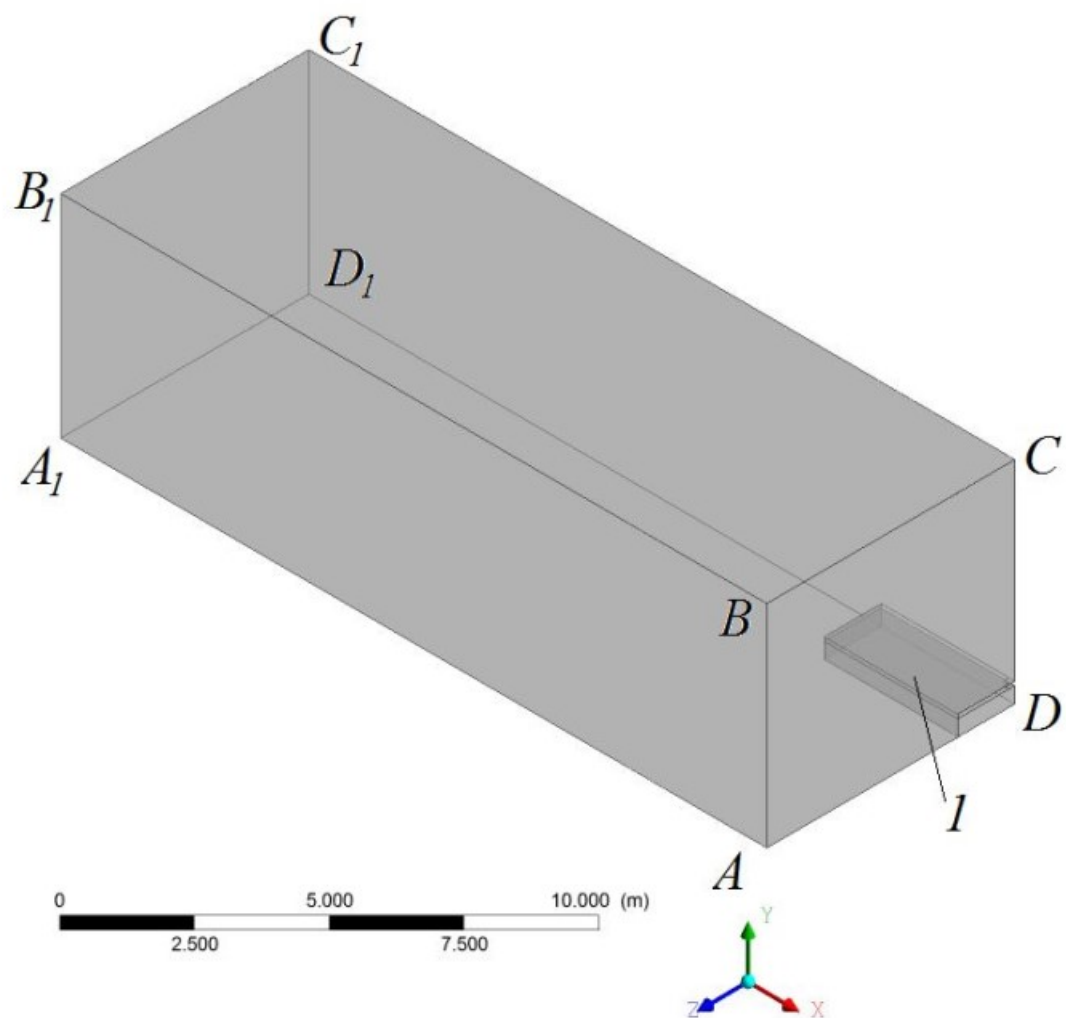


Рисунок 2.4 – Расчетная область задачи определения демпфирования ВП

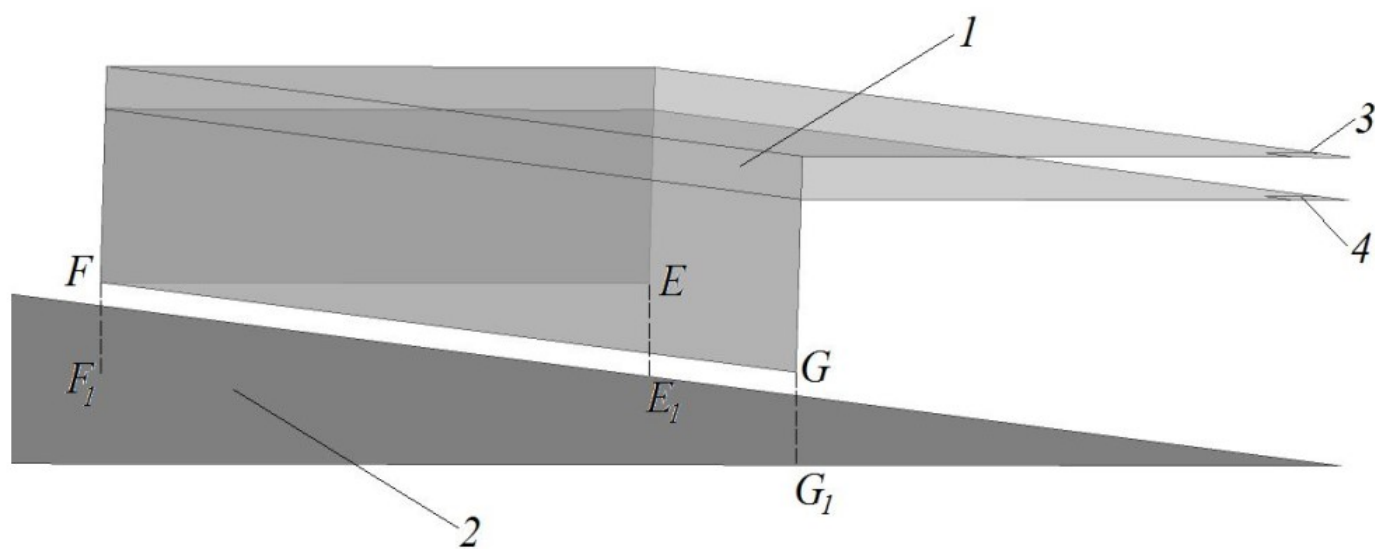


Рисунок 2.5 – Граничные условия задачи определения демпфирования ВП

$S_{\text{gap}},$ m ²	$\frac{Q_{\text{in}}}{S},$ m/s	$\dot{H},$ m/s	$p,$ Pa	$p_{\text{damp}} = p - p _{\dot{H}=0},$ Pa	$= \rho \left(-\frac{Q_{\text{in}}}{S} + \frac{1}{2} \dot{H}^2 \right)$	$= \frac{D}{C}$
0.005	0.2 0	1559.81	-	-	-	
0.005	0.2 -0.05	2416.97	857.16	0.01333125	257188	
0.005	0.2 0.05	889.199	-670.611	-0.0103688	258704	
0.005	0.2 0.075	618.827	-940.983	-0.01444219	260620	
0.005	0.1	0	351.92	-	-	-
0.005	0.1	-0.05	832.90	480.98	0.00740625	259772
0.005	0.1	0.05	67.02	-284.9	-0.00444375	256448
0.037	0.2	0	421.475	-	-	-
0.037	0.2	-0.05	661.59	240.115	0.01333125	72044
0.037	0.2	0.05	238.111	-183.364	-0.0103688	70736
0.037	0.2	0.075	165.588	-255.887	-0.01444219	70872
0.037	0.3	0	1444.03	-	-	-
0.037	0.3	-0.05	1788.0	343.97	0.0192563	71452
0.037	0.3	0.05	1159.80	-284.23	-0.0162938	69776

Таблица 2.2 – Результаты расчета демпфирования ВП

2.2.3 Определение коэффициента истечения воздуха из зоны воздушной подушки

Для определения функции, описывающей истечение воздуха из ВП используются результаты расчетов, выполненных с использованием программного комплекса ANSYS CFX. Постановка задачи по определению функции истечения следующая (рисунок 2.6).

Рассматривается фрагмент ВП, в котором создается избыточное давление.

Во фрагмент 1 воздушной подушки через зазор 2 подается воздух, за счет чего в области 1 создается избыточное давление. Из 1 воздух вытекает под фрагментом бортового ограждения 3 ВП, выполненного в виде цилиндрической части баллонета с продольными реданами. Высота продольных реданов h_{red} , отнесенная к радиусу баллонета R составляла 5%.

Граница 2, через которую воздух подается в ВП — входная. На этой границе задается избыточное давление, величина которого близка к давлению, реализуемому в ВП. Граница $BB_1C_1C_3DD_1$ (за исключением входной поверхности 2) является твердой стенкой. На этой границе задается условие непротекания и прилипания: все компоненты скорости воздуха обращаются в 0. Фронтальная поверхность (Front) $ABCDEF$ и соответствующая ей поверхность (Back)

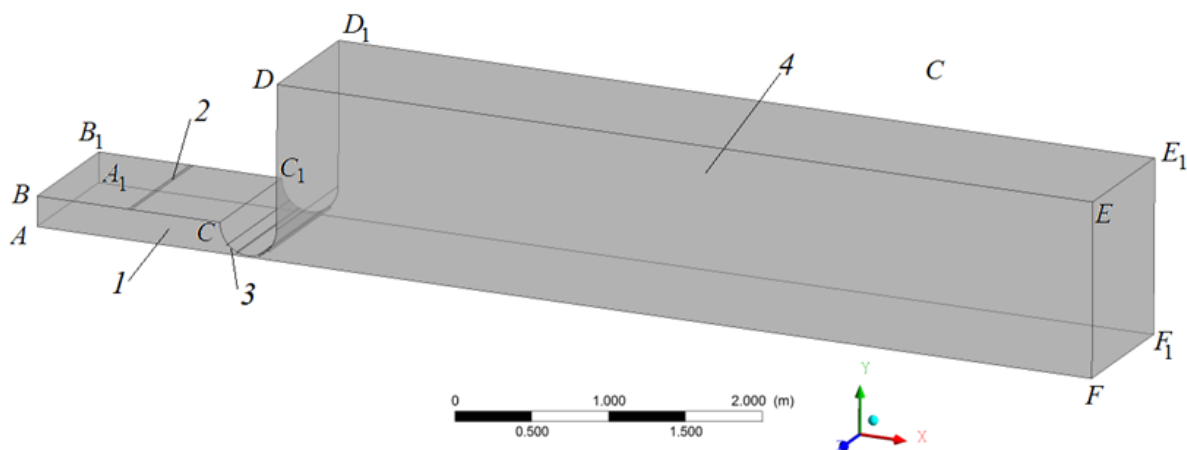


Рисунок 2.6 – Расчетная область задачи для определения истечения воздуха из ВП

$A_1B_1C_1D_1E_1F_1$ и поверхность ABB_1A_1 являются поверхностями симметрии: на этих границах нормальная скорость воздуха обращается в 0 и выставляется естественное условие Неймана по давлению $\frac{\partial p}{\partial n} = 0$.

На внешних границах DD_1E_1E и FEE_1F_1 задается равенство 0 избыточного давления p : эти границы считаются открытыми (Opening). На опорной поверхности AA_1F_1F задаются условия непротекания и прилипания (тип граничного условия wall).

Систематические расчеты проводились при различных давлениях в ВП и различных зазорах h между опорной поверхностью AA_1F_1F и бортовым ограждением 3. Для фиксированного зазора расчеты проводились при различных давлениях в ВП.

Результаты представлены на рисунке 2.7 в виде зависимости коэффициента истечения χ от относительного зазора под бортовым ограждением, представляющим собой отношение расстояния h от нижней точки бортового ограждения до опорной поверхности к радиусу баллонета R . Под коэффициентом истечения понимается величина $\chi = \frac{v_{out}}{\sqrt{2p/\rho}}$, где v_{out} — средняя скорость (м/с) истечения под бортовым ограждением, определенная прямым расчетом с использованием программного комплекса ANSYS CFX, p — среднее избыточное давление (Па) в воздушной подушке, которое имеет место в рассматриваемом расчете, ρ — плотность воздуха в стандартных условиях.

Обращает на себя внимание нелинейный рост коэффициента истечения с уменьшением зазора. Объяснение этому эффекту может быть дано с позиций метода особенностей и моделирования условия непротекания на опорной по-

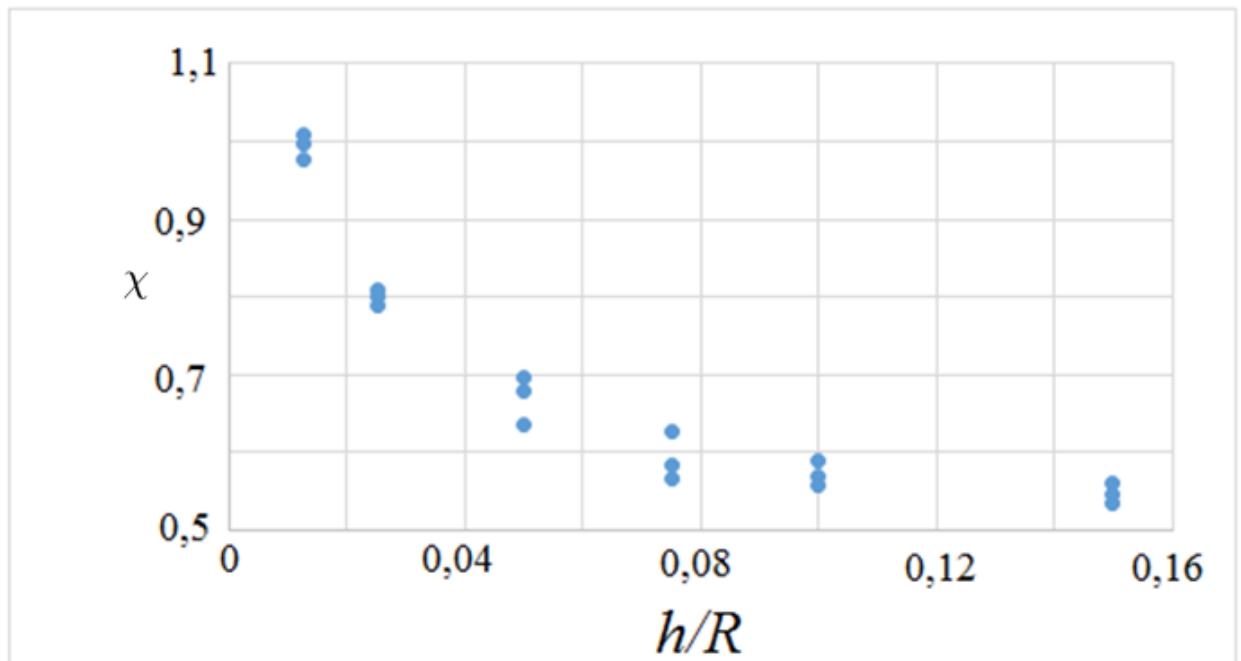


Рисунок 2.7 – Зависимость коэффициента истечения воздуха из воздушной подушки от относительного зазора под бортовым ограждением

верхности зеркальным отображениям особенности: вихря или источника (рис. 2.8).

С учетом структуры вызываемых вихрями и источниками скоростей при равенстве интенсивностей вихрей Γ и источников Q с уменьшением расстояния от места расположения особенности до подстилающей поверхности боковые скорости V_z растут обратно пропорционально этому расстоянию.

Следует отметить, что зависимость коэффициента истечения, представленная на рис. 2.7, получена для конкретных значений радиуса баллонета, высоты продольных реданов и их расположения на баллонете. При изменении этих значений, например, при отсутствии продольных реданов, зависимость коэффициента истечения от величины h/R существенно модифицируется.

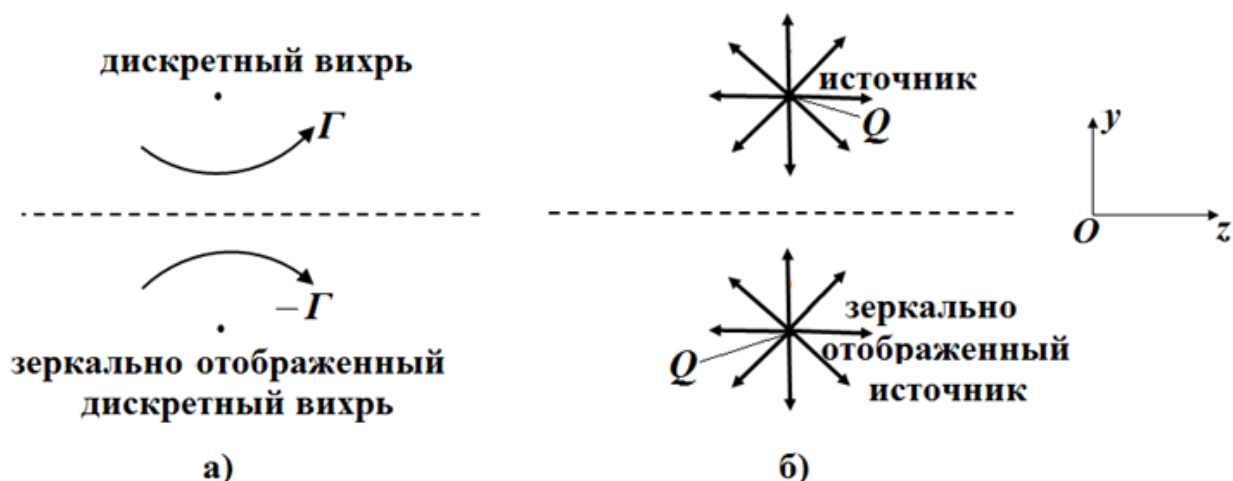


Рисунок 2.8 – Моделирование течения вблизи подстилающей поверхности дискретными вихрями а) и источниками б)

2.3 Определение сил на баллонетах

2.3.1 Определение деформированной формы баллонета

В данном разделе представлен метод, используемый в работе для определения деформированной формы баллонета под действием давления в ВП, а также при контакте с опорной поверхностью. Для краткости будем считать, что баллонет является двухъярусным, однако это ограничение не является существенным и предложенный метод может быть обобщен для любого количества ярусов.

В данной работе используется модель гибкой нерастяжимой нити [30]. В соответствии с этой моделью поперечное сечение баллонета может быть представлено в виде нескольких дуг окружностей. Растягивающие напряжения T вычисляются как $T = p_{\text{lobe}} r_{\text{lobe}}$. Обозначения радиусов и углов дуг окружностей, а также принятое расположение осей координат представлены на рис. 2.9. Угол α_i определен как угол между положительным направлением оси x и радиусом вектором первой конечной точки i -й дуги (против часовой стрелки). Центр i -й дуги обозначается как (x_i, y_i) .

Так как материал ткани считается нерастяжимым, то длины дуг до деформации и после деформации должны быть одними и теми же. Условия сохране-

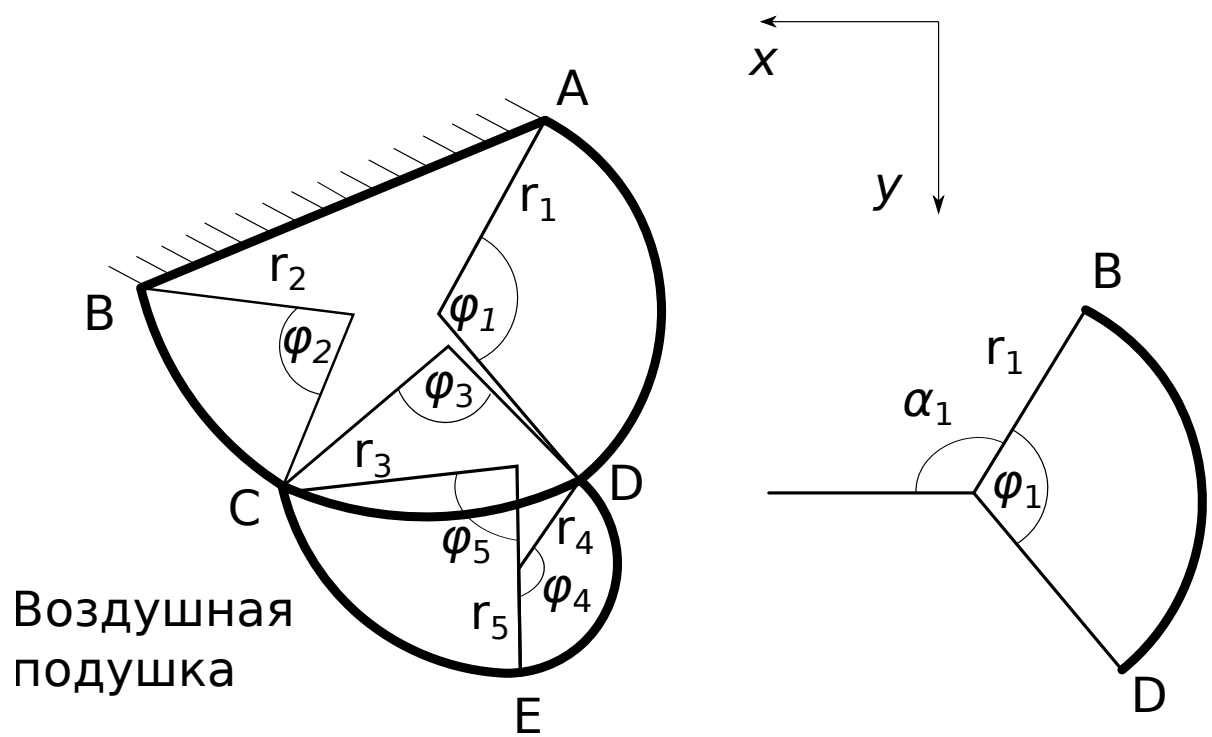


Рисунок 2.9 – Поперечное сечение баллонета

ния длин имеют вид:

$$\begin{aligned}
r_1\varphi_1 &= r_t\varphi_1^{\text{nd}} \\
r_2\varphi_2 &= r_t\varphi_2^{\text{nd}} \\
r_3\varphi_3 &= r_t\varphi_3^{\text{nd}} \\
r_4\varphi_4 + r_5\varphi_5 &= r_b(\varphi_4^{\text{nd}} + \varphi_5^{\text{nd}})
\end{aligned} \tag{2.13}$$

Далее, конечные точки соприкасающихся дуг должны совпадать. Таким образом, должны выполняться условия неразрывности нити:

В точке А

$$r_1 \cos \alpha_1 + x_1 = A_x$$

$$r_1 \sin \alpha_1 + y_1 = A_y$$

В точке В

$$r_2 \cos(\varphi_2 + \alpha_2) + x_2 = B_x$$

$$r_2 \sin(\varphi_2 + \alpha_2) + y_2 = B_y$$

В точке С

$$r_3 \cos(\alpha_3 + \varphi_3) + x_3 = r_2 \cos \alpha_2 + x_2$$

$$r_3 \sin(\alpha_3 + \varphi_3) + y_3 = r_2 \sin \alpha_2 + y_2$$

$$r_3 \cos(\alpha_3 + \varphi_3) + x_3 = r_5 \cos \alpha_5 + x_5 \tag{2.14}$$

$$r_3 \sin(\alpha_3 + \varphi_3) + y_3 = r_5 \sin \alpha_5 + y_5$$

В точке D

$$r_1 \cos(\alpha_1 + \varphi_1) + x_1 = r_3 \cos \alpha_3 + x_3$$

$$r_1 \sin(\alpha_1 + \varphi_1) + y_1 = r_3 \sin \alpha_3 + y_3$$

$$r_1 \cos(\alpha_1 + \varphi_1) + x_1 = r_4 \cos \alpha_4 + x_4$$

$$r_1 \sin(\alpha_1 + \varphi_1) + y_1 = r_4 \sin \alpha_4 + y_4$$

В точке Е

$$x_4 = x_5$$

$$-r_4 + y_4 = -r_5 + y_5$$

Так как нить находится в положении равновесия, то силы, действующие на узлы А, В, С, D и Е должны быть равны нулю. Запишем условия равновесия в

виде:

Точка D

$$\begin{aligned} p_t r_1 \sin(\alpha_1 + \varphi_1) - (p_t - p_b) r_3 \sin \alpha_3 - p_b r_4 \sin \alpha_4 &= 0 \\ -p_t r_1 \cos(\alpha_1 + \varphi_1) + (p_t - p_b) r_3 \cos \alpha_3 + p_b r_4 \cos \alpha_4 &= 0 \end{aligned}$$

Точка C

$$\begin{aligned} -(p_t - p) r_2 \sin \alpha_2 + (p_t - p_b) r_3 \sin(\alpha_3 + \varphi_3) + (p_b - p) r_5 \cos(\alpha_5 + \varphi_5) &= 0 \\ (p_t - p) r_2 \cos \alpha_2 - (p_t - p_b) r_3 \cos(\alpha_3 + \varphi_3) - (p_b - p) r_5 \cos(\alpha_5 + \varphi_5) &= 0 \end{aligned} \quad (2.15)$$

Точка E

$$p_b r_4 = (p_b - p) r_5$$

Согласно адиабатическому закону произведение давления на n -ную степень объема яруса является константой, то есть:

$$(p_a + p_{i\text{-th lobe}}^{\text{nd}}) (V_{i\text{-th lobe}}^{\text{nd}})^n = (p_a + p_{i\text{-th lobe}}) V_{i\text{-th lobe}}^n.$$

Следовательно, избыточное давление подчиняется следующему закону:

$$p_{i\text{-th lobe}} = (p_a + p_{i\text{-th lobe}}^{\text{nd}}) \left(\frac{S_{i\text{-th lobe}}^{\text{nd}}}{S_{i\text{-th lobe}}} \right)^n - p_a, \quad i = 1, 2. \quad (2.16)$$

Совместное решение уравнений (2.13) – (2.16) методом Ньютона позволяет определить форму баллонета, находящуюся под действием давления в ВП. Полученная форма используется при выполнении расчетов методами CFD, при определении нагрузок на ГО в ходе моделирования динамики судна, а также для получения исходных данных расчета устойчивости судна.

Метод, аналогичный описанному выше, применялся для определения формы кормового ГО для СВПС [67].

В случае, когда, помимо давления со стороны ВП, баллонет испытывает также нагрузки от контакта с твердой опорной поверхностью, уравнения (2.13) – (2.16) необходимо модернизировать, добавив в качестве неизвестной величины зону контакта l . Проиллюстрируем идею на простейшем случае обжатого одно-ярусного баллонета постоянного давления без действия давления от ВП. Принятые обозначения показаны на рисунке 2.10, положения точек А и В считаются известными. Система уравнения для определения деформированной формы

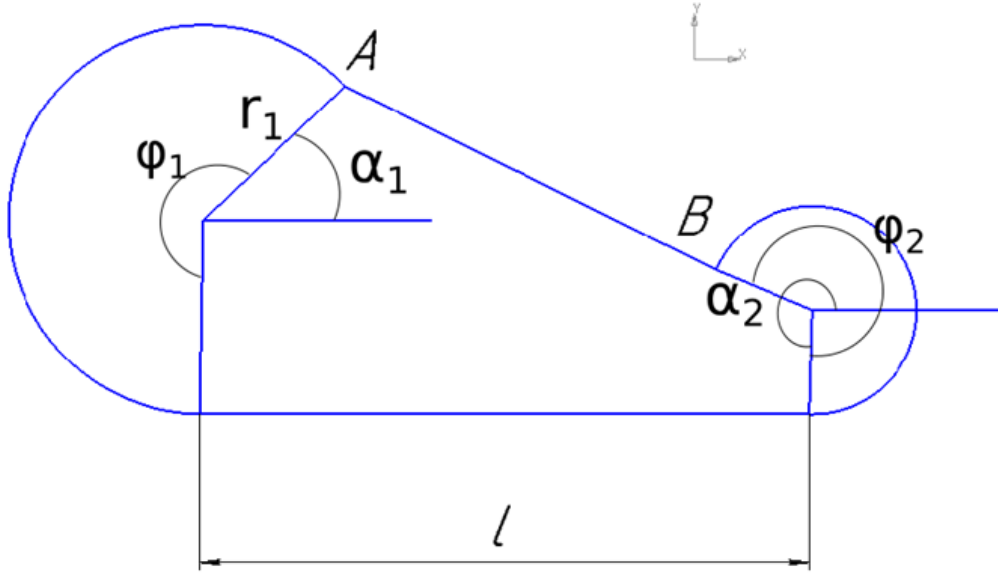


Рисунок 2.10 – К определению обжатой формы баллонета

обжатого баллонета имеет вид:

$$\begin{aligned}
 x_1 - r_1 \sin \varphi_1 &= A_x \\
 r_1 - r_1 \cos \varphi_1 &= A_y \\
 x_2 + r_2 \sin \varphi_2 &= B_x \\
 r_2 - r_2 \cos \varphi_2 &= B_y \\
 \varphi_1 r_1 + x_2 - x_1 + \varphi_2 r_2 &= r_0 \varphi_0 \\
 p_{\text{lobe}} r_1 &= (p_{\text{lobe}} - p)
 \end{aligned} \tag{2.17}$$

2.3.2 Определение сил на баллонете при движении по твердой и водной поверхности

Известно [9], что присоединенная масса для пластинки с шириной $2b$ составляет $\lambda = \rho \pi b^2$. Будем считать, что b — это полуширина смоченной части поперечного сечения баллонета. Учитывая, что $\dot{b} = \dot{H}$, запишем вертикальную силу в виде

$$F_y = \frac{1}{2} \frac{dH}{dt} \frac{d\lambda}{dt} = \frac{1}{2} \frac{dH}{dt} \frac{d\lambda}{db} \frac{db}{dt} = \rho \pi b \dot{H}^2.$$

Таким образом, вертикальная сила, действующая на плоское поперечное сечение баллонета в связанной с судном системе координат, определяется следу-

ющим образом

$$f_y = \begin{cases} \rho\pi b\dot{H}, & \dot{H} < 0 \\ 0, & \dot{H} \geq 0, \end{cases} \quad (2.18)$$

где b — полуширина смоченной части баллонета, определяемая как

$$b = \begin{cases} \sqrt{r^2 - (r - h)^2}, & h < r \\ 0. & h \geq r. \end{cases} \quad (2.19)$$

Действующая на баллонет сила F_y получается интегрированием по всем поперечным сечениям:

$$F_y = \eta \int_L f_y dL, \quad (2.20)$$

где η — теоретико-эмпирическая поправка Пабста, учитывающая растекание жидкости вдоль баллонета:

$$\eta = \frac{\frac{L}{B}}{\sqrt{1 + \left(\frac{L}{B}\right)^2}} \left(1 - \frac{0.425 \frac{L}{B}}{1 + \left(\frac{L}{B}\right)^2}\right), \quad (2.21)$$

где L — длина смоченной части баллонета, B — максимальная ширина смоченной части баллонета. Аналогично вычисляется момент всех элементарных сил в каждом сечении.

Гидродинамическая сила трения определяется на каждом замытом участке по формуле Прандтля-Шлихтинга турбулентного обтекания пластинки следующим образом [9]:

$$f_{\text{fr}} = \frac{0.455}{(\lg \text{Re})^{2.58}} \frac{\rho_{\text{water}} v^2 A}{2} \frac{\mathbf{v}}{v}, \quad (2.22)$$

где A — площадь замытого участка баллонета, Re — число Рейнольдса на замытом участке, $\mathbf{v}$ — скорость на замытом участке, $v = |\mathbf{v}|$.

При рассмотрении контакта гибкого ограждения с водной поверхностью необходим учет волнения. В настоящей работе применяется модель нерегулярного морского волнения, представляющая собой суперпозицию элементарных волн, распространяющихся под некоторыми углами по отношению к генеральному направлению распространения волны. В работе используются аппроксимации спектров волнения, предложенная в [5].

Определение нагрузок на баллонеты и на корпус со стороны баллонетов

при движении на твердой поверхности осуществляется по модели деформируемого баллонета (2.13) – (2.16) с добавлением обжатия на опорном ярусе (2.17). Действующая на поперечное сечение баллонета элементарная сила (момент) определяются как произведение давления в опорном ярусе на ширину контакта (и на абсциссу сечения в связанной системе координат) (ширина контакта l показана на рисунке 2.10).

Отметим важное обстоятельство, касающееся решения уравнений для определения деформированной формы поперечного сечения баллонета. При моделировании динамики судна уравнения для определения формы плоского сечения пневмооболочки решаются на каждом шаге интегрирования для каждой контрольной точки на всех баллонетах, поэтому применение метода Ньютона интегрирования нелинейных уравнений сопряжено с многочисленными гарантированными случаями отсутствия сходимости метода и, как следствие, остановки расчета.

Можно наметить два пути решения проблемы. Первый подход, изложенный в работе [44], основан на представлении формы поперечного сечения баллонета в виде стержней, соединенных между собой в узлах. Каждый узел находится под действием сил от давления в ВП, от контакта с опорной поверхностью, а также испытывает реакции от двух или трех примыкающих стержней. Уравнения равновесия для каждого узла приводятся к системе обыкновенных дифференциальных уравнений.

К достоинствам такого представления баллонета можно отнести физическую прозрачность формулировки модели, а также принципиальную возможность единообразно учесть самый широкий спектр внешних воздействий (удар о стену, любая комбинация контакта ярусов между собой и с опорной поверхностью, влияние поперечных сечений друг на друга, анизотропию материала и пр.). В то же время использование явной схемы интегрирования по времени приводит к быстрому накоплению численной ошибки округления. Для стабилизации численной схемы вводится фиктивное демпфирование [82], не имеющее под собой реального физического основания, однако оказывающего существенное влияние на результаты расчета, а значит, требующее калибровки серий выверенных физических экспериментов для обоснования корректности применения к каждому достаточно узкому классу задач. Расчеты по данному методу часто приводят к получению форм баллонета и соответствующим им нагрузкам,

которые не могут быть реализованы в реальности в силу физических соображений.

Ввиду сказанного в данной работе применяется метод, основанный на решении уравнений (2.13) – (2.17) методом установления [4], который позволяет заменить стационарную систему нелинейных алгебраических уравнений на нестационарную систему дифференциальных уравнений.

Запишем систему уравнений определения формы баллонета в векторном виде

$$\mathbf{F}(\mathbf{x}) = \mathbf{0}. \quad (2.23)$$

Введем параметр τ («время») и рассмотрим нестационарный процесс, описываемый дифференциальным уравнением

$$\frac{d\mathbf{x}}{d\tau} + \mathbf{F}(\mathbf{x}) = \mathbf{0}. \quad (2.24)$$

Предположим, что поле $\mathbf{F}$ потенциально, то есть $\mathbf{F}(\mathbf{x}) = \nabla\Phi(\mathbf{x})$. Тогда

$$\frac{d\Phi}{d\tau} = \frac{d\Phi}{d\mathbf{x}} \cdot \frac{d\mathbf{x}}{d\tau} = -\nabla\Phi \cdot \nabla\Phi \leq 0. \quad (2.25)$$

Следовательно, при большом $\tau \rightarrow \infty$ решением $\mathbf{x}$ нестационарного уравнения (2.24) будет минимум потенциала Φ , или, что то же, нуль функции $\mathbf{F}(\mathbf{x})$, то есть решение исходного векторного уравнения (2.23).

2.4 Определение деформаций водной поверхности

При движении СВП водная поверхность деформируется главным образом вследствие действия избыточного давления в воздушной подушке (ВП). Форма деформированной поверхности зависит от геометрии ВП, скорости движения и давления. Для ВП прямоугольной формы наибольшее влияние на вид деформации водной поверхности под судном имеет скорость движения. При малых скоростях деформированная поверхность имеет форму, близкую к симметричной. С возрастанием скорости максимальный прогиб поверхности смещается к корме и даже может выйти за пределы судна. Спереди и с бортов судна водная поверхность располагается выше невозмущенного (статического) уровня воды имеет место так называемый передний и боковой подпор.

Деформирование водной поверхности оказывает заметное влияние на ходовые качества и динамику судна. Больше всего оно влияет на дифферент, который, в свою очередь, влияет на силу сопротивления движению судна. Передний подпор также создает дополнительную силу сопротивления движению судна. При деформировании водной поверхности изменяется смоченная поверхность ограждений ВП, а, соответственно и контактные силы взаимодействия ограждений ВП с водой.

В настоящем параграфе деформированная водная поверхность под движущимся СВП определяется для развития методики моделирования динамики этих судов. Форма границы раздела «воздух-вода» определяется в результате серии расчетов в программном комплексе ANSYS CFX деформации водной поверхности вследствие действующего на эту поверхность поля давлений. В расчетах варьировались значения давления в воздушной подушке и скорость движения СВП. Форма деформированной поверхности воды в каждом расчете запоминалась в виде ряда одномерных кривых в сечениях, параллельных оси судна. Полученные таблицы значений (кривые) далее аппроксимировались с помощью конечных сумм ряда Фурье.

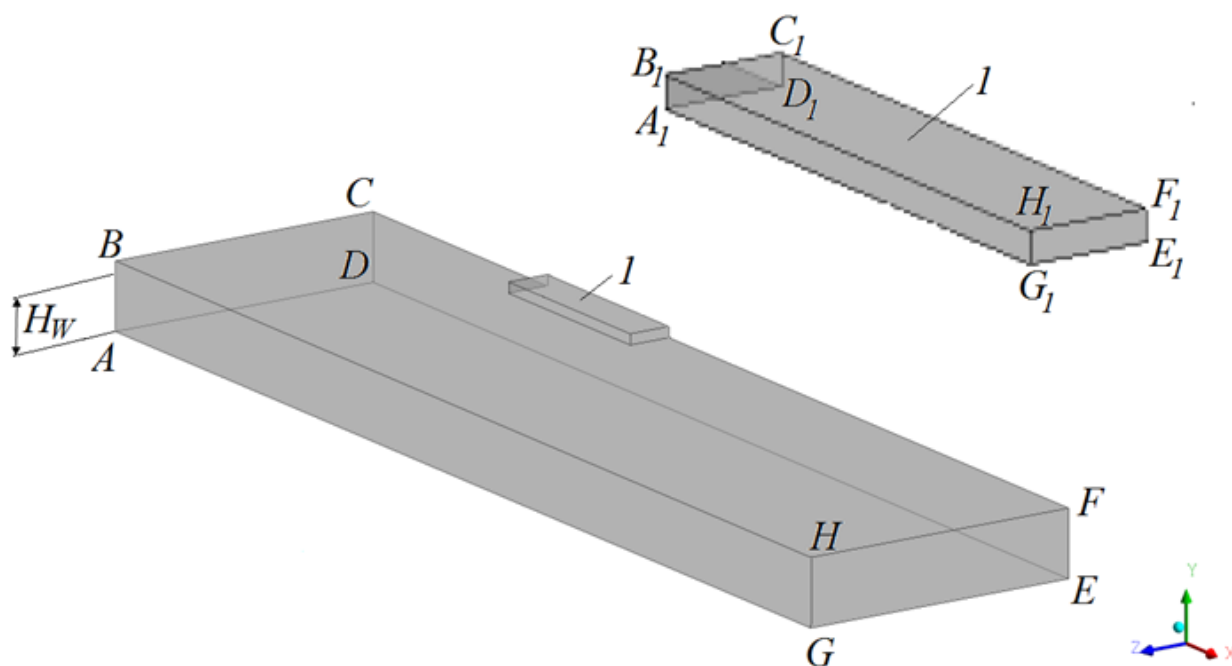


Рисунок 2.11 – Расчетная область задачи для определения деформированной избыточным давлением в ВП водной поверхности

2.4.1 Постановка задачи

Для определения деформаций водной поверхности под СВП используются результаты расчетов, выполненных с использованием программного комплекса ANSYS CFX. Постановка задачи по определению деформированной избыточным давлением в ВП водной поверхности следующая.

Расчетная область задачи представлена на рис. 2.11 и включает в себя основную область течения — параллелепипед ABCDEFGH, а также область воздушной подушки 1 (параллелепипед $A_1B_1C_1D_1E_1F_1G_1H_1$).

В начальный момент времени в параллелепипед ABCDEFGH до уровня H_W залита вода, выше уровня H_W , в том числе в области воздушной подушки 1, находится воздух. В задаче как для воды, так и для воздуха принимаются модели весомой (тяжелой) жидкости, используется принцип обращения движения.

На вход ABCD до уровня H_W поступает вода, выше этого уровня — воздух. Воздух и вода поступают горизонтально с заданной скоростью V , равной скорости движения СВП. На верхней границе BCFH, за исключением зоны воздушной подушки $A_1D_1E_1G_1$, задается равенство нулю избыточного давления. В процессе решения задачи на этой границе находится воздух, который может входить-выходить через рассматриваемую границу в расчетную область

(тип граничного условия Opening). Границы $A_1B_1C_1D_1$, $A_1B_1H_1G_1$, $E_1F_1H_1G_1$ являются твердыми стенками, на которых выполняются условия непротекания и прилипания. Граница $B_1C_1F_1H_1$ зоны воздушной подушки является входной (Inlet), через эту границу поступает воздух под заданным избыточным давлением $p_{\text{под}}$.

На границах CDEF и $C_1D_1E_1F_1$ выставляется условие симметрии: $V_z = 0$, $\frac{\partial p}{\partial z} = 0$. Граница HFEG — выходная (Outlet), на этой границе задаются такие же компоненты скоростей, как и на входной границе ABCD. Скорости на выходной границе в данной задаче задаются вместо обычно указываемого в задачах внешней гидродинамики значения избыточного давления в силу того, что в рассматриваемом случае значения этого давления неизвестны в связи с неизвестной формой границы раздела сред «воздух-вода». Границы ADEG и ABHG считаются подвижными стенками, движущимися в связи с принципом обращения движения с горизонтальной скоростью V , равной скорости движения СВП.

Задача решается с использованием модели несжимаемой жидкости, задаваемой осредненными по Рейнольдсу уравнениями Навье-Стокса (RANS) [42]. Для определения вихревой вязкости используется $k - \omega$ модель Ментора [106].

В численной реализации установление мгновенного положения границы раздела сред осуществлялось методом объемного слежения (VOF) [83].

Размеры расчетной области определялись исходя из их влияния на деформации поверхности воды вблизи области избыточного давления (модели СВП). Можно рекомендовать следующие размеры: входная граница расчетной области ABCD — не менее полутора длин модели СВП от передней кромки модели, выходная граница EFGH — не менее пяти длин от задней кромки модели, боковая граница располагается от боковой кромки модели на расстоянии не менее 6 полуширин модели, нижняя граница расчетной области ADEG находится от нижней части модели на расстоянии не менее полуширины модели.

При выполнении указанных рекомендаций увеличение размеров расчетной области не оказывает практического влияния на результат в диапазоне чисел Фруда по длине L модели $0.06 < Fr = \frac{v}{gL} < 3.0$ и чисел Эйлера $1.08 < Eu = \frac{2p_{\text{под}}}{\rho v^2} < 2785$.

2.4.2 Результаты и их обсуждение

Форма границы раздела «воздух-вода» определяется в результате серии расчетов в программном комплексе ANSYS CFX деформации водной поверхности вследствие действующего на эту поверхность поля давлений. В расчетах варьировались значения давления в воздушной подушке и скорость движения СВП. Форма деформированной поверхности воды в каждом расчете запоминалась в виде ряда одномерных кривых в сечениях, параллельных оси судна. Полученные таблицы значений (кривые) далее аппроксимировались с помощью конечных сумм ряда Фурье.

Предварительные расчеты показали, что для удовлетворительного соответствия (в пределах 5%) достаточно 5 членов ряда Фурье. Далее данные были преобразованы в безразмерный вид и в итоге была построена таблица коэффициентов Фурье аппроксимирующих функций.

При использовании этой таблицы в программе моделирования динамики СВП на каждом шаге по времени в зависимости от скорости судна и давления в воздушной подушке (чисел Фруда и Эйлера) путем линейной интерполяции формируется локальная таблица коэффициентов Фурье и далее с ее помощью вычисляются вертикальные координаты деформированной поверхности воды под движущимся судном. В точках между кривыми используется линейная интерполяция функций. При наличии волнения оба фактора (волнение поверхности и яма под судном) учитываются независимо без учета взаимодействия между ними.

Рассмотрим результаты моделирования деформирования водной поверхности по воздушной подушкой (ВП) прямоугольной формы размерами 7х3 м. Была проведена серия расчетов в ANSYS CFX для скоростей движения судна от 0.5 м/с до 25 м/с и давлений в ВП от 400 до 1650 Па. На рисунках представлены результаты расчетов в зависимости от безразмерных чисел Фруда и Эйлера. Сечения поверхности раздела "воздух-вода" представлены в безразмерном виде $\bar{x} = \frac{x}{L}, \bar{y} = \frac{y}{L}, \bar{z} = \frac{z}{L}$, x, y, z — соответственно абсцисса, ордината и аппликата поверхности раздела сред.

На рис. 2.12 приведены кривые деформированной поверхности в диаметральной плоскости судна, полученные при различных скоростях и давлении 1650 Па.

На рис. 2.13, 2.14 приведены кривые деформированной поверхности в диа-

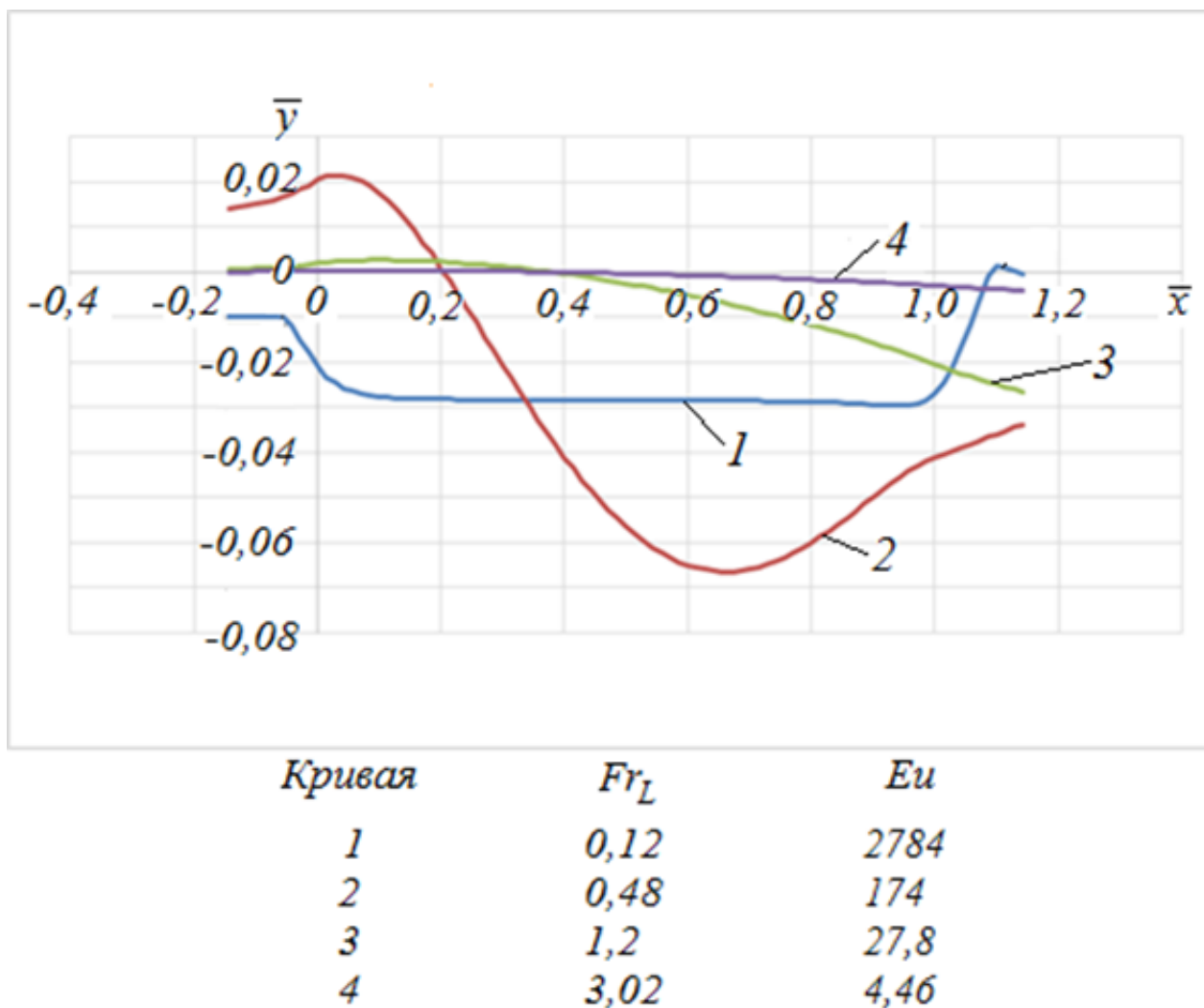
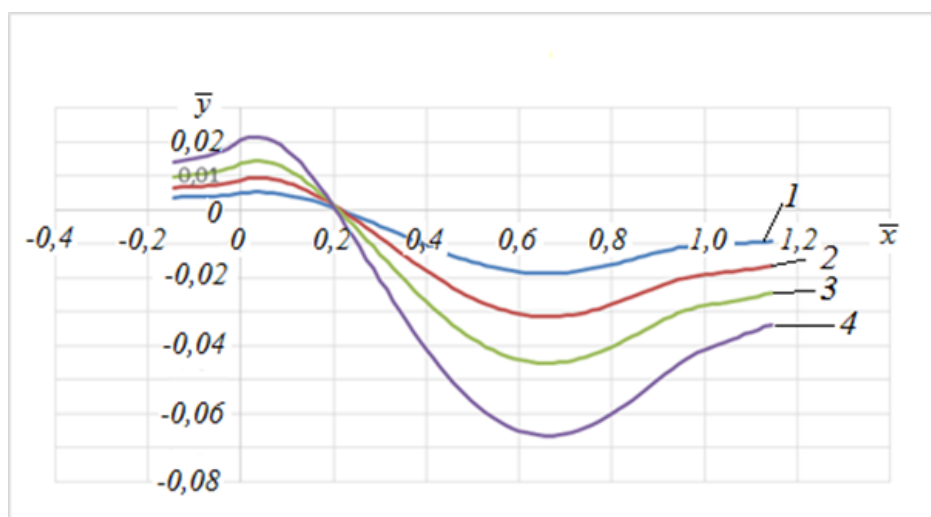


Рисунок 2.12 – Вид деформированной водной поверхности в диаметральной плоскости СВП при различных числах Фруда и Эйлера.

метральной плоскости судна, полученные соответственно, при числах Фруда 0,48 и 1,2 и различных давлениях (числах Эйлера).

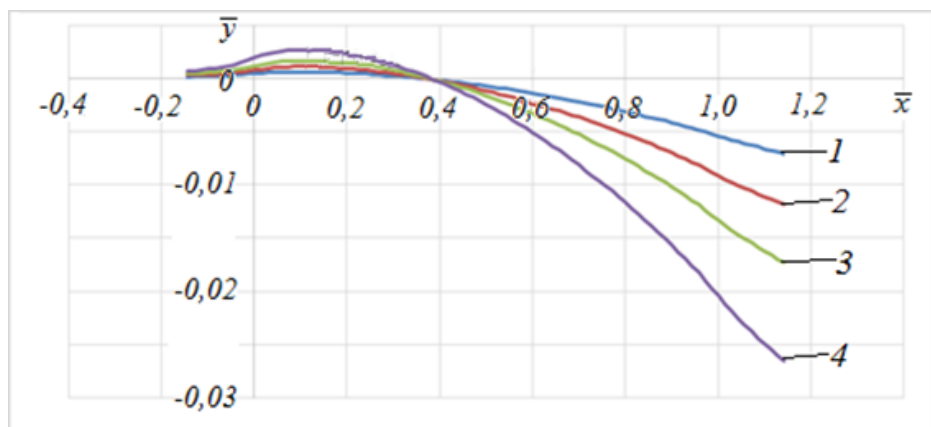
На рис. 2.15 представлены профили деформированной водной поверхности в различных поперечных сечениях — различных безразмерных абсциссах $\bar{x}$, отсчитываемых от носовой кромки воздушной подушки. На рис. 2.15 а) видно формирование так называемого «петуха» — локального резко выраженного подъема воды вблизи диаметральной плоскости за скоростным судном (см. кривые 7, 8, 9, 10).

По результатам математического моделирования выделяется три диапазона скорости движения (чисел Фруда) с заметными качественными различиями свойств деформированной границы раздела сред «воздух — вода». Это $Fr = [0 - 0.3], [0.3 - 1.0], > 1.0$. На первом участке ($Fr < 0.3$) деформиро-



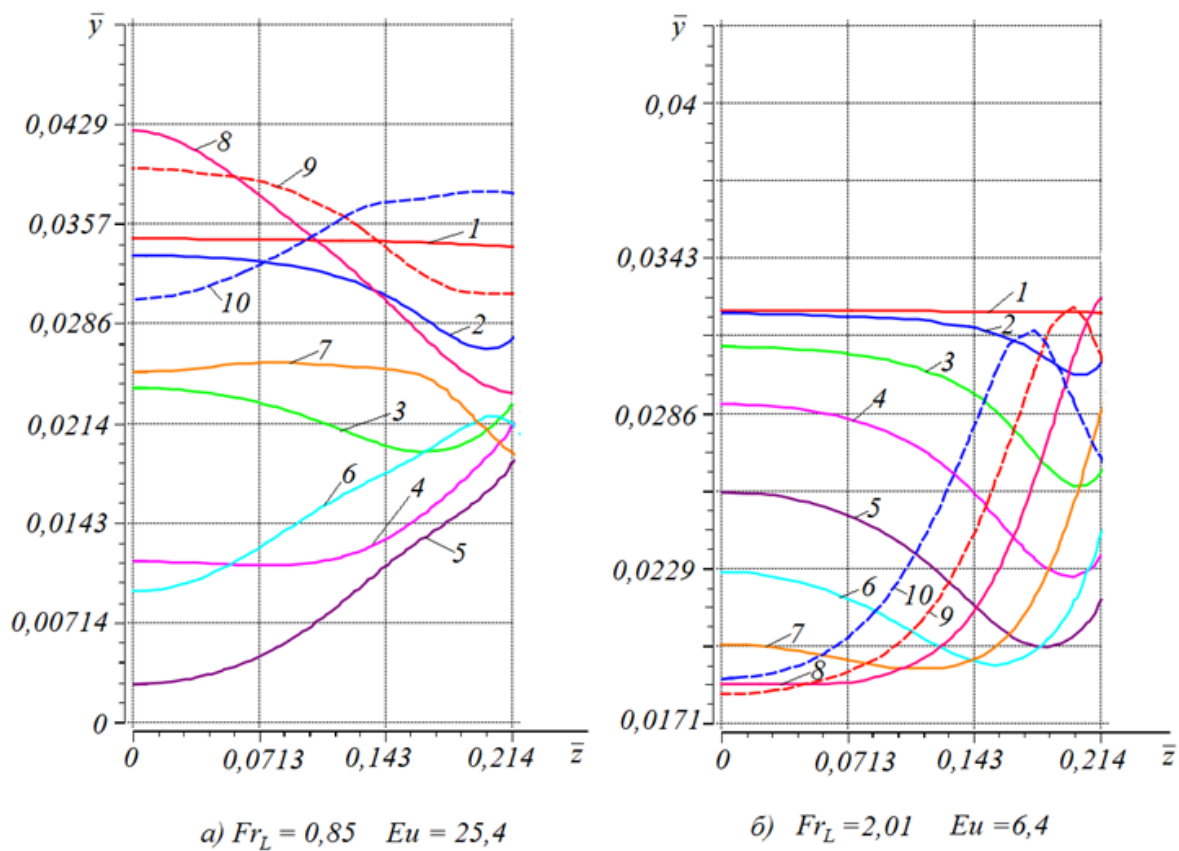
Кривая	Eu
1	42,2
2	73,8
3	105,5
4	174,1

Рисунок 2.13 – Вид деформированной поверхности в диаметральной плоскости СВП для различных чисел Эйлера и числа Фруда $Fr = 0.48$



Кривая	Eu
1	6,75
2	11,81
3	17,72
4	27,85

Рисунок 2.14 – Вид деформированной поверхности в диаметральной плоскости СВП для различных чисел Эйлера и числа Фруда $Fr = 1.2$



$1 - \bar{x} = 0$ $2 - \bar{x} = 0,286$ $3 - \bar{x} = 0,571$ $4 - \bar{x} = 0,857$ $5 - \bar{x} = 1,143$
 $6 - \bar{x} = 1,429$ $7 - \bar{x} = 1,714$ $8 - \bar{x} = 2,0$ $9 - \bar{x} = 2,286$ $10 - \bar{x} = 2,571$

Рисунок 2.15 – Поперечные профили деформированной от возмущений воздушной подушки границы раздела сред "воздух — вода"

ванная под СВП граница раздела сред близка к симметричной и ее влияние на дифферент судна мало. На втором участке $Fr = [0.3 \sim 1.0]$ максимум глубины смещается к корме, наблюдается заметный перепад уровня воды между кормой и носом, что способствует наибольшему дифференту при движении в данном диапазоне скоростей. Отметим, что именно в этом диапазоне скоростей у СВП наблюдается максимум силы сопротивления движению судна. На третьем участке ($Fr > 1.0$) максимум глубины ямы наблюдается за кормой судна, идет постепенное ослабевание влияния ямы на дифферент. Эффект переднего подпора проявляется в полученных результатах и наиболее выражен в среднем диапазоне скоростей с числами Фруда $0.3 - 1.0$.

При фиксированном числе Фруда зависимость изменение прогибов поверхности раздела сред «воздух — вода» от числа Эйлера близко к линейному. Учет данного обстоятельства позволяет заметно сократить число расчетов при формировании базы данных форм деформированной поверхности.

2.5 Выводы

К задачам динамики движения относятся задачи моделирования ходкости, мореходности, проходимости, остойчивости и устойчивости на курсе.

Исходными данными для расчета являются геометрия корпуса судна и его скегов, расходно-напорная характеристика вентилятора, аэродинамические характеристики винтов (зависимость тяги от скорости набегающего потока), аэродинамические коэффициенты. Также перед началом расчета необходимо иметь зависимость, аналогичную изображенной на рис. 2.2 для определения демпфирующего давления по формуле (2.12), аппроксимацию формы свободной поверхности под зоной ВП по методике раздела 2.4.

На каждом шаге интегрирования определяется мгновенное положение судна в соответствие с уравнениями (2.1), замытие баллонетов при движении по водной поверхности или их обжатие при движении по твердой поверхности. С помощью уравнения (2.9) вычисляется давление в каждой секции ВП. Находятся силы и моменты, действующие на корпус судна со стороны ВП, баллонета, движителя, окружающего воздуха (лобовое сопротивление и боковые аэродинамические силы).

Глава 3

Разработка метода исследования устойчивости функционирования нагнетательного комплекса АСВП

3.1 Эквивалентный стержень — математическая модель баллонета

При анализе устойчивости подъемного комплекса СВП будем пользоваться упрощенным представлением гибкого ограждения как жесткого стержня, шарнирно прикрепленного к корпусу судна (рис. 3.1). Будем называть такую модель эквивалентным стержнем. Динамика эквивалентного стержня описывается следующим уравнением:

$$I_{\varphi} \frac{d^2 \varphi}{dt^2} = pL \frac{l^2}{2} + M \left(\varphi, \frac{d\varphi}{dt} \right). \quad (3.1)$$

Первый член в правоч части уравнения (3.1) — это момент, действующий на баллонет со стороны воздушной подушки. Данный момент стремится повернуть скег вовне из ВП, поэтому его значение всегда положительное.

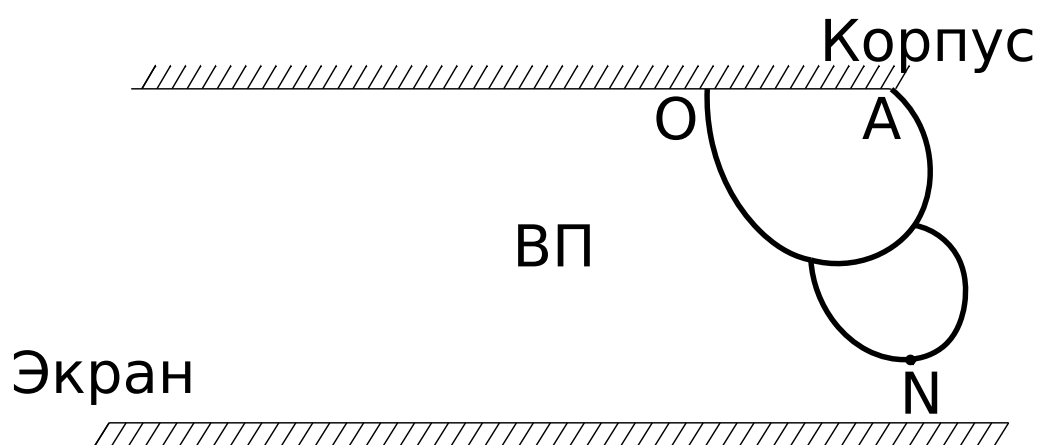
Второй член в (3.1), $M(\varphi, \dot{\varphi})$ — это момент сопротивления скега, возникающий как ответная реакция скега на внешний момент от давления воздушной подушки. Данный момент стремится повернуть баллонет внутрь ВП, следовательно, его значения всегда отрицательные.

В окрестности положения равновесия момент сопротивления скега может быть представлен в виде:

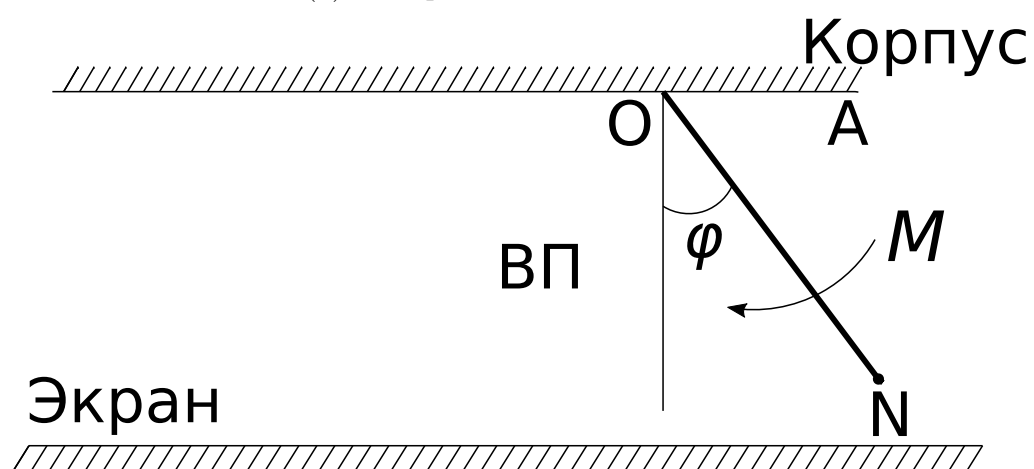
$$M\left(\varphi, \frac{d\varphi}{dt}\right)\bigg|_{\varphi_0} = \frac{\partial M}{\partial \varphi}\bigg|_{\varphi_0} \Delta\varphi + \frac{\partial M}{\partial \dot{\varphi}}\bigg|_{\varphi_0} \Delta\dot{\varphi} + O(\Delta\varphi^2) + O(\Delta\dot{\varphi}^2). \quad (3.2)$$

Первое слагаемое в (3.2) отражает вклад энергии сжатого воздуха внутри баллонета. Второе слагаемое описывает аэродинамическое сопротивление, которое испытывает баллонет при вращении вовне ВП.

Следующие два раздела содержат описание алгоритмов определения $\frac{\partial M}{\partial \varphi}$ и $\frac{\partial M}{\partial \dot{\varphi}}$.



(a) Поперечное сечение баллонета



(b) Математическая модель

Рисунок 3.1 – Эквивалентный стержень — математическая модель баллонета

3.2 Определение момента сопротивления скега

Для определения величины $\partial M/\partial\varphi$ в уравнении (3.2) необходимо вычислить значения момента сопротивления для различных углов отклонения скега φ в положении равновесия. В силу того, что в положении равновесия баллонет не вращается вокруг своей точки крепления к корпусу ($\dot{\varphi} = 0$), определению подлежит функция $M(\varphi, 0)$. Момент сопротивления в положении равновесия равен $pLl^2/2$. Для определения угла отклонения φ_0 , соответствующего данному моменту сопротивления, необходимо определить деформированную форму баллонета при действии давления p . Форма баллонета определяется в результате решения уравнений (2.13) – (2.16). Как только форма баллонета определена, угол φ_0 может быть найден из рисунка 3.1. Далее вычисляется ряд значений M и соответствующих им углов φ в окрестности положения равновесия, что позволяет найти производную $\frac{\partial M}{\partial\varphi}$. Алгоритм определения величины $\frac{\partial M}{\partial\varphi}\Big|_0$ показан на рисунке 3.2.

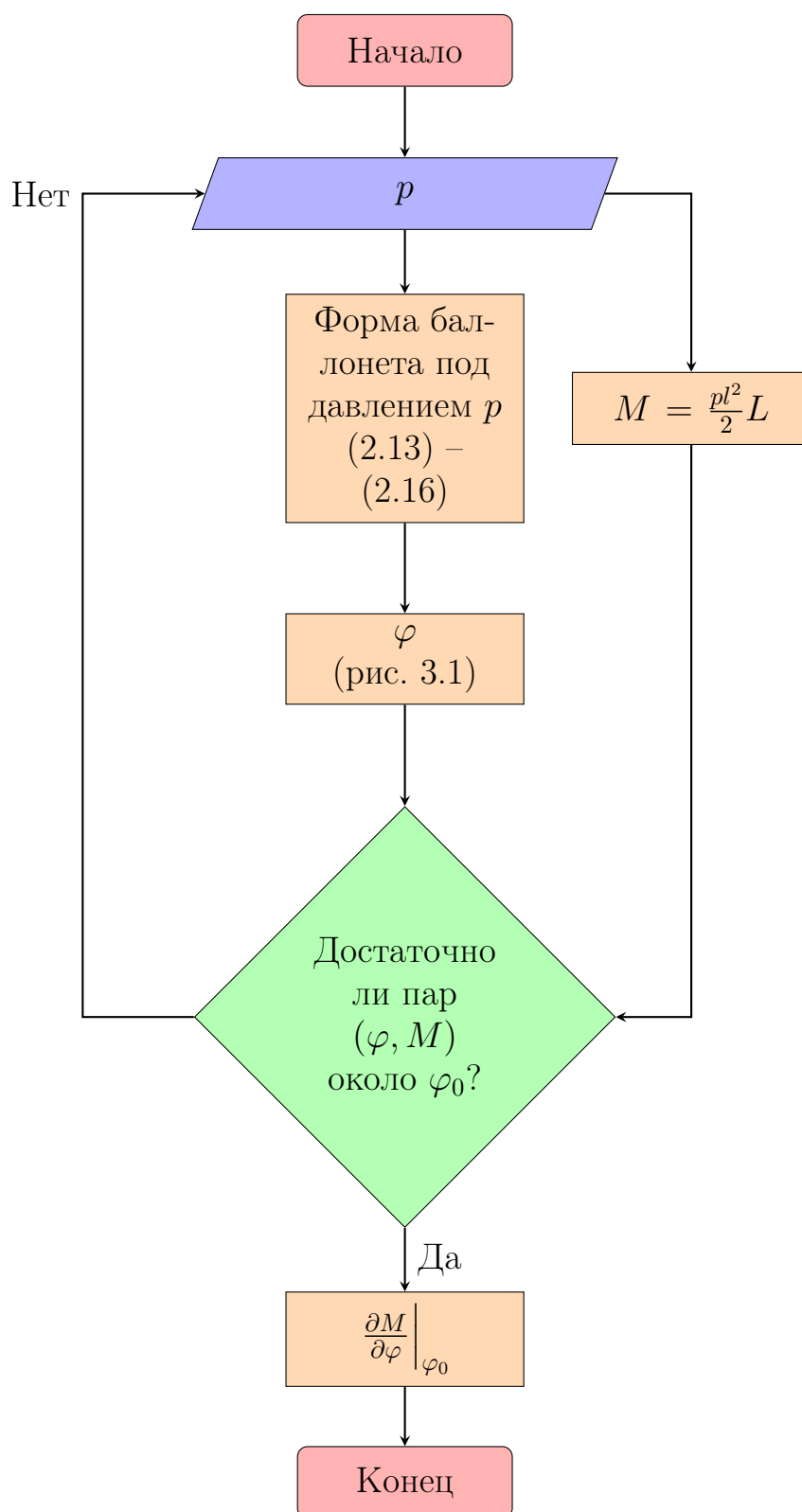


Рисунок 3.2 – Алгоритм определения $\frac{\partial M}{\partial \varphi}$

3.3 Определение момента демпфирования скега

Определение второго слагаемого в разложении (3.2) требует проведения серии самостоятельных CFD расчетов.

Моделируется обращенное движение скега. Уравнения RANS решаются методом конечных объемов с использованием пакета Ansys CFX. Предполагается, что выполняется гипотеза квазистационарности, в соответствии с которой все силы и моменты определяются исключительно своими мгновенными значениями в данный момент времени, а сами кинематические параметры предполагаются неизменными в течении неограниченного времени. Используется модель вязкой несжимаемой жидкости. Уравнений RANS замыкаются SST моделью турбулентности Ментера.

Задача решалась в двумерной постановке. Метод решения аналогичен подходу, который применялся для определения характеристик демпфирования экраноплана [119].

Расчетная область задачи представлена на рисунке 3.3. Использовалась гипотеза искривления потока (Moving Reference Frame). Расчетная область вращается вокруг точки O с постоянной угловой скоростью $\dot{\varphi}$. На границе CD задано нулевое избыточное давление. На грани AB задано равновесное давление в воздушной подушке p_0 . На поверхности скега задано условие неприлипания (все три компоненты скорости равны нулю). При моделировании принято $EC = 2BC$, так как дальнейшее увеличение длины EC не влияет на результат.

Как и в случае с демпфирующим давлением воздушной подушки, значения демпфирующего момента скега зависят от формы и размеров баллонета. Зависимость демпфирующего момента от зазора под гибким ограждением, используемая в настоящей работе, представлена на рисунке 3.4.

Производная $\left. \frac{\partial M}{\partial \dot{\varphi}} \right|_0$ вычисляется следующим образом:

$$\left. \frac{\partial M}{\partial \dot{\varphi}} \right|_0 = \frac{M(\dot{\varphi} \neq 0) - M(\dot{\varphi} = 0)}{\dot{\varphi}} \quad (3.3)$$

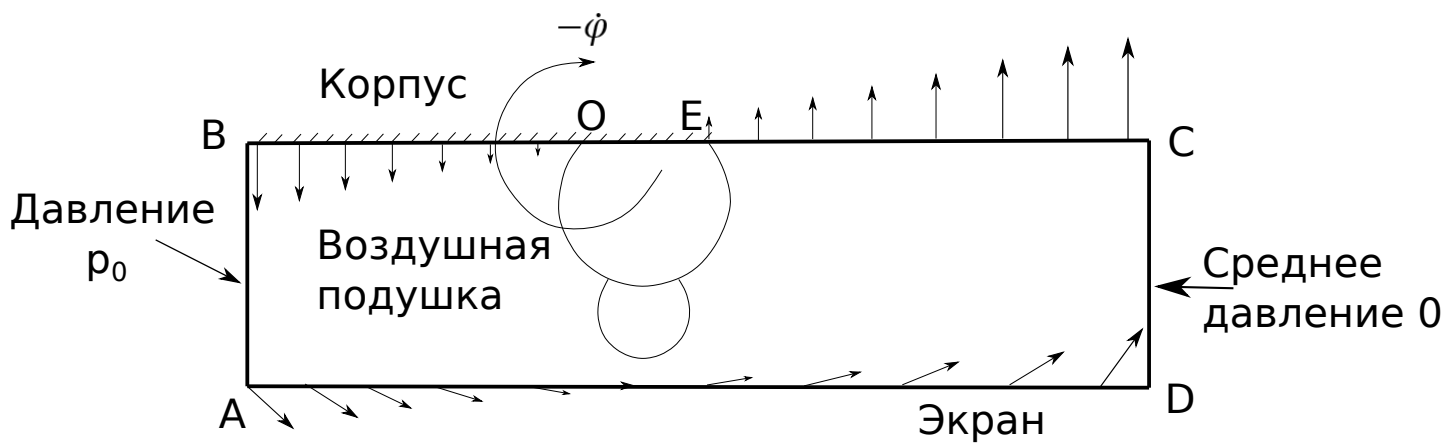


Рисунок 3.3 – Расчетная область задачи определения демпфирующего момента скега

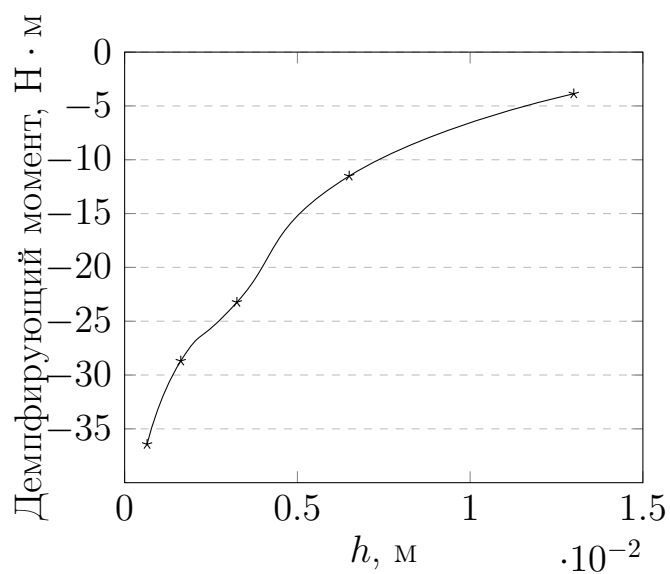


Рисунок 3.4 – Зависимость демпфирующего момента скега от зазора по ГО

3.4 Математические модели анализа устойчивости

Комбинируя уравнения (2.9), (3.1) с уравнением динамики вертикального движения судна может быть получена следующая система:

$$\begin{aligned} m \frac{d^2 H}{dt^2} &= pS - mg + Y(\dot{H}) \\ \frac{dp}{dt} &= \frac{np_a}{W} \left(Q_{\text{in}} - Q_{\text{out}} - S \frac{dH}{dt} - \frac{1}{2} L l^2 \frac{d\varphi}{dt} \right) \\ I_\varphi \frac{d^2 \varphi}{dt^2} &= pL \frac{l^2}{2} + M \left(\varphi, \frac{d\varphi}{dt} \right) \end{aligned} \quad (3.4)$$

Уравнения (3.4) можно упростить, предположив, что все процессы внутри ВП протекают значительно быстрее по сравнению с вертикальным движением судна $\dot{H}$. В таком случае первое уравнение в (3.4) может быть отброшено, равно как и член $\frac{dH}{dt}$ во втором уравнении системы (3.4). Таким образом, получим следующую систему:

$$\begin{aligned} \frac{dp}{dt} &= \frac{np_a}{W} \left(Q_{\text{in}} - Q_{\text{out}} - \frac{1}{2} L l^2 \frac{d\varphi}{dt} \right) \\ I_\varphi \frac{d^2 \varphi}{dt^2} &= pL \frac{l^2}{2} + M \left(\varphi, \frac{d\varphi}{dt} \right) \end{aligned} \quad (3.5)$$

Системы уравнений (3.4) и (3.5) представляют собой две математические модели устойчивости подъемного комплекса СВП с ГО баллонетного типа. В дальнейшем уравнения (3.4) будем называть полной моделью. Уравнения (3.5) будем именовать упрощенной моделью. Так как демпфирующее давление в ВП возникает вследствие наличия вертикальной скорости судна, то в системе (3.5) соответствующее слагаемое не отсутствует.

3.5 Устойчивость системы «Центр тяжести — ВП — гибкие скеги»

Основные динамические параметры СВП с ГО баллонетного типа в окрестности положения равновесия могут быть представлены в виде:

$$\begin{aligned}
 H &= H_0 + \Delta H, & \Delta H &\ll H \\
 \dot{H} &= \Delta \dot{H} \\
 p &= p_0 + \Delta p, & \Delta p &\ll p \\
 \varphi &= \varphi_0 + \Delta \varphi, & \Delta \varphi &\ll \varphi \\
 \dot{\varphi} &= \Delta \dot{\varphi}.
 \end{aligned} \tag{3.6}$$

Подставим (3.6) в (3.4) и соберем члены при величинах первого порядка малости. После преобразований получим:

$$\begin{aligned}
 m \frac{d^2 \Delta H}{dt^2} &= \Delta p S + \left. \frac{\partial Y}{\partial \dot{H}} \right|_0 \Delta \dot{H} \\
 \frac{d \Delta p}{dt} &= \frac{n p_a}{W_0} \left(\left. \frac{\partial Q_{\text{in}}}{\partial p} \right|_0 \Delta p - \left. \frac{\partial Q_{\text{out}}}{\partial p} \right|_0 \Delta p - \left. \frac{\partial Q_{\text{out}}}{\partial H} \right|_0 \Delta H - \left. \frac{\partial Q_{\text{out}}}{\partial \varphi} \right|_0 \Delta \varphi - \frac{1}{2} L l^2 \frac{\Delta \varphi}{dt} - S \frac{d \Delta H}{dt} \right) \\
 I_\varphi \frac{d^2 \Delta \varphi}{dt^2} &= \Delta p L \frac{l^2}{2} + \left. \frac{\partial M}{\partial \varphi} \right|_0 \Delta \varphi + \frac{\partial M}{\partial \dot{\varphi}} \Delta \dot{\varphi}
 \end{aligned} \tag{3.7}$$

При выводе (3.7) было учтено, что Q_{in} и Q_{out} не зависят от $H, \dot{H}, \varphi$ и $\dot{\varphi}$.

Заметим, что $h_{\text{gap}} = H - H_{\text{init}} + l(1 - \cos \varphi)$ (см. рис. 3.5). Тогда объемный расход вытекающего из ВП воздуха Q_{out} может быть записан в виде:

$$Q_{\text{out}} = \chi \sqrt{\frac{2p}{\rho}} L h_{\text{gap}} = \chi \sqrt{\frac{2p}{\rho}} L (H - H_{\text{init}} + l(1 - \cos \varphi)). \tag{3.8}$$

Так как в положении равновесия $Q_{\text{in}} = Q_{\text{out}}$, то обозначим обе величины как

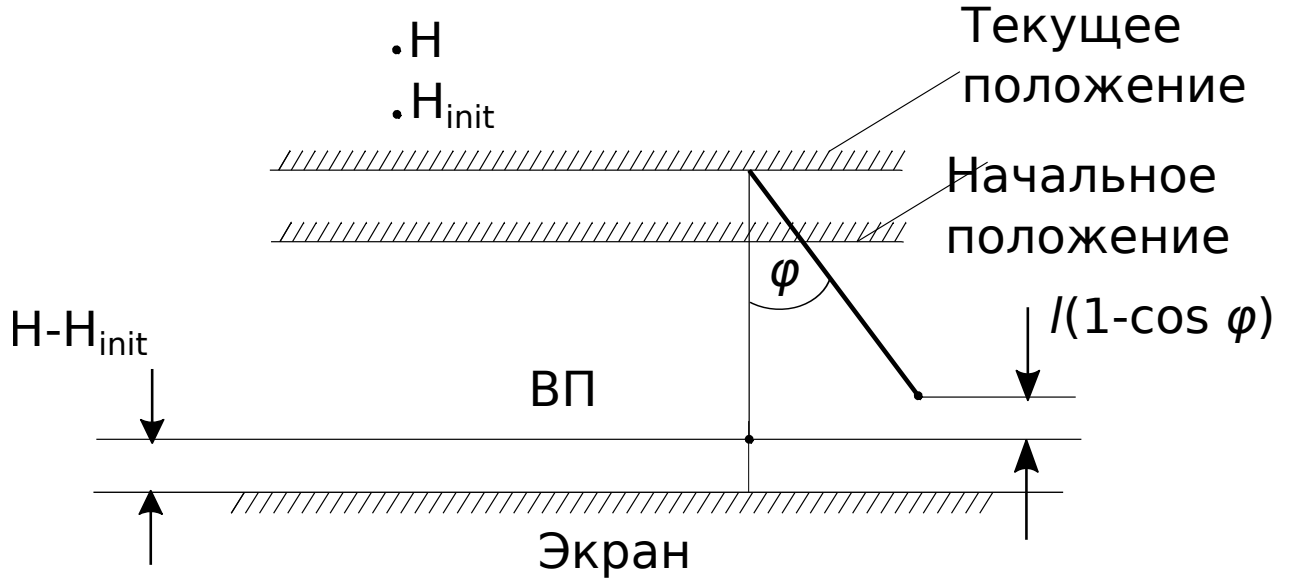


Рисунок 3.5 – Две составляющих зазора под ГО

Q_0 . Следовательно, из (3.8) следуют выражения для производных в виде:

$$\begin{aligned} \left. \frac{\partial Q_{\text{out}}}{\partial p} \right|_0 &= \chi \sqrt{\frac{1}{2p\rho}} L h_{\text{gap}} = \frac{Q_0}{2p_0} \\ \left. \frac{\partial Q_{\text{out}}}{\partial H} \right|_0 &= \chi_0 \sqrt{\frac{2p_0}{\rho}} L \\ \left. \frac{\partial Q_{\text{out}}}{\partial \varphi} \right|_0 &= \chi_0 \sqrt{\frac{2p_0}{\rho}} L l \sin \varphi \end{aligned} \quad (3.9)$$

Решение системы (3.7) будем искать в следующем виде:

$$\begin{aligned} \Delta H &= C_1 \exp(\lambda t) \\ \Delta p &= C_2 \exp(\lambda t) \\ \Delta \varphi &= C_3 \exp(\lambda t) \end{aligned} \quad (3.10)$$

Подставляя соотношения (3.9) и (3.10) в (3.7), получим систему линейных

алгебраических уравнений:

$$\begin{aligned}
& \left(m\lambda^2 - \frac{\partial Y}{\partial \dot{H}} \Big|_0 \right) C_1 - SC_2 = 0 \\
& \left(S\lambda + \chi_0 \sqrt{\frac{2p_0}{\rho}} L \right) C_1 + \left(\lambda \frac{W_0}{np_a} - \frac{\partial Q}{\partial p} \Big|_0 + \frac{Q_0}{2p_0} \right) C_2 + \\
& \left(\chi_0 \sqrt{\frac{2p_0}{\rho}} Ll \sin \varphi_0 + \frac{1}{2} L l^2 \lambda \right) C_3 = 0 \\
& L \frac{l^2}{2} C_2 + \left(\frac{\partial M}{\partial \varphi} \Big|_0 + \frac{\partial M}{\partial \dot{\varphi}} \Big|_0 \lambda - I_\varphi \lambda^2 \right) C_3 = 0.
\end{aligned} \tag{3.11}$$

Характеристическое уравнение системы (3.11) имеет вид:

$$\begin{aligned}
& a_5 \lambda^5 + a_4 \lambda^4 + a_3 \lambda^3 + a_2 \lambda^2 + a_1 \lambda + a_0 = 0, \\
& a_5 = m I_\varphi \frac{W_0}{np_a} \\
& a_4 = - \left(\frac{\partial Q_{\text{in}}}{\partial p} \Big|_0 - \frac{Q_0}{2p_0} \right) I_\varphi m - \frac{W_0}{np_a} \frac{\partial M}{\partial \dot{\varphi}} \Big|_0 m - \frac{W_0}{np_a} \frac{\partial Y}{\partial \dot{H}} \Big|_0 I_\varphi \\
& a_3 = \frac{\partial M}{\partial \dot{\varphi}} \Big|_0 \frac{\partial Y}{\partial \dot{H}} \Big|_0 \frac{W_0}{np_a} + \left(\frac{\partial M}{\partial \dot{\varphi}} \Big|_0 m + I_\varphi \frac{\partial Y}{\partial \dot{H}} \Big|_0 \right) \left(\frac{\partial Q_{\text{in}}}{\partial p} \Big|_0 - \frac{Q_0}{2p_0} \right) \\
& \quad - \frac{W_0}{np_a} \frac{\partial M}{\partial \varphi} \Big|_0 m + I_\varphi S^2 + m \frac{1}{4} L^2 l^4 \\
& a_2 = \frac{\partial M}{\partial \varphi} \Big|_0 \left(\frac{\partial Q_{\text{in}}}{\partial p} \Big|_0 - \frac{Q_0}{2p_0} \right) m + \chi_0 \sqrt{\frac{2p_0}{\rho}} L S I_\varphi - \frac{\partial M}{\partial \dot{\varphi}} \Big|_0 S^2 + \chi_0 \sqrt{\frac{2p_0}{\rho}} \frac{L^2 l^3}{2} m \sin \varphi_0 \\
& \quad + \frac{\partial Y}{\partial \dot{H}} \Big|_0 \left(- \frac{\partial M}{\partial \dot{\varphi}} \Big|_0 \left(\frac{\partial Q_{\text{in}}}{\partial p} \Big|_0 - \frac{Q_0}{2p_0} \right) + \frac{\partial M}{\partial \varphi} \Big|_0 \frac{W_0}{np_a} - \frac{1}{4} L^2 l^4 \right) \\
& a_1 = - \frac{\partial Y}{\partial \dot{H}} \Big|_0 \left(\frac{\partial M}{\partial \varphi} \Big|_0 \left(\frac{\partial Q_{\text{in}}}{\partial p} \Big|_0 - \frac{Q_0}{2p_0} \right) + \chi_0 \sqrt{\frac{2p_0}{\rho}} \frac{L^2 l^3}{2} \sin \varphi_0 \right) \\
& \quad - \frac{\partial M}{\partial \varphi} \Big|_0 S^2 - \chi_0 \sqrt{\frac{2p_0}{\rho}} \frac{\partial M}{\partial \dot{\varphi}} \Big|_0 L S \\
& a_0 = - \chi_0 \sqrt{\frac{2p_0}{\rho}} \frac{\partial M}{\partial \varphi} \Big|_0 S L.
\end{aligned} \tag{3.12}$$

Вертикальное движение судна устойчиво тогда и только тогда, когда вещественные части всех корней характеристического уравнения отрицательны. Так как $\frac{\partial M}{\partial \varphi} < 0$ для всех φ , то коэффициент a_0 всегда положительный. В соответствии с критерием Рауса-Гурвица [10], устойчивость судна будет обеспечена

тогда и только тогда, когда

$$\begin{aligned}
& a_1 > 0 \\
& D_2 = \begin{vmatrix} a_1 & a_0 \\ a_3 & a_2 \end{vmatrix} = a_1 a_2 - a_3 a_0 > 0 \\
& D_3 = \begin{vmatrix} a_1 & a_0 & 0 \\ a_3 & a_2 & a_1 \\ a_5 & a_4 & a_3 \end{vmatrix} = a_3 D_2 - a_1 \begin{vmatrix} a_1 & a_0 \\ a_5 & a_4 \end{vmatrix} > 0 \\
& D_4 = \begin{vmatrix} a_1 & a_0 & 0 & 0 \\ a_3 & a_2 & a_1 & a_0 \\ a_5 & a_4 & a_3 & a_2 \\ 0 & 0 & a_5 & a_4 \end{vmatrix} = a_4 D_3 - a_2 a_5 D_2 + a_5 a_0 (a_1 a_4 - a_5 a_0) > 0 \\
& a_5 > 0
\end{aligned} \tag{3.13}$$

Следующие неравенства выполняются всегда:

$$\left. \frac{\partial M}{\partial \varphi} \right|_0 < 0, \quad \left. \frac{\partial M}{\partial \dot{\varphi}} \right|_0 < 0, \quad \left. \frac{\partial Q_{\text{in}}}{\partial p} \right|_0 < 0, \quad \left. \frac{\partial Y}{\partial \dot{H}} \right|_0 < 0. \tag{3.14}$$

Следовательно, все коэффициенты в характеристическом уравнении (3.12) положительны, равно как и определители D_2 и D_3 . аналитически исследовать знак D_4 нелегко, так как входящие в него слагаемые имеют разные знаки и близкие абсолютные значения. Соответствующий анализ может быть выполнен лишь численно.

3.6 Устойчивость системы «ВП — гибкие скеги».

Аналитические критерии устойчивости

В данном разделе проводится анализ упрощенной модели (3.5). Линеаризованная система имеет вид:

$$\begin{aligned} \frac{d\Delta p}{dt} &= \frac{np_a}{W_0} \left(\left(\frac{\partial Q_{\text{in}}}{\partial p} \Big|_0 - \frac{Q_0}{2p_0} \right) \Delta p - \chi_0 \sqrt{\frac{2p_0}{\rho}} L l \sin \varphi_0 \Delta \varphi - \frac{1}{2} L l^2 \Delta \dot{\varphi} \right) \\ I_\varphi \frac{d^2 \Delta \varphi}{dt^2} &= \Delta p L \frac{l^2}{2} + \frac{\partial M}{\partial \varphi} \Big|_0 \Delta \varphi + \frac{\partial M}{\partial \dot{\varphi}} \Big|_0 \Delta \dot{\varphi}. \end{aligned} \quad (3.15)$$

Характеристическое уравнение системы (3.15) имеет вид:

$$\begin{aligned} a_3 \lambda^3 + a_2 \lambda^2 + a_1 \lambda + a_0 &= 0, \\ a_3 &= I_\varphi \\ a_2 &= - \frac{\partial M}{\partial \dot{\varphi}} \Big|_0 - I_\varphi \frac{np_a}{W_0} \left(\frac{\partial Q_{\text{in}}}{\partial p} \Big|_0 - \frac{Q_0}{2p_0} \right), \\ a_1 &= \frac{np_a}{W_0} \left(\frac{\partial Q_{\text{in}}}{\partial p} \Big|_0 - \frac{Q_0}{2p_0} \right) \frac{\partial M}{\partial \dot{\varphi}} \Big|_0 + \frac{np_a}{W_0} \frac{L^2 l^4}{4} - \frac{\partial M}{\partial \varphi} \Big|_0 \\ a_0 &= \frac{np_a}{W_0} \left(\left(\frac{\partial Q_{\text{in}}}{\partial p} \Big|_0 - \frac{Q_0}{2p_0} \right) \frac{\partial M}{\partial \varphi} \Big|_0 + \chi_0 \sqrt{\frac{2p_0}{\rho}} \frac{L^2 l^3}{2} \frac{np_a}{W_0} \sin \varphi_0 \right). \end{aligned} \quad (3.16)$$

В силу того, что $\left(\frac{\partial Q_{\text{in}}}{\partial p} \Big|_0 - \frac{Q_0}{2p_0} \right) < 0$, все коэффициенты уравнения (3.16) являются положительными. Применяя критерий Рауса-Гурвица к (3.16), получим условия устойчивости:

$$a_1 > 0, \quad D = \begin{vmatrix} a_1 & a_0 \\ a_3 & a_2 \end{vmatrix} > 0, \quad a_3 > 0. \quad (3.17)$$

Следовательно, устойчивость судна определяется знаком D :

$$\begin{aligned} D &= - \frac{\partial M}{\partial \dot{\varphi}} \Big|_0 \frac{np_a}{W_0} \left(\frac{\partial Q_{\text{in}}}{\partial p} \Big|_0 - \frac{Q_0}{2p_0} \right) \left(\frac{\partial M}{\partial \dot{\varphi}} \Big|_0 + \frac{np_a}{W_0} \left(\frac{\partial Q_{\text{in}}}{\partial p} \Big|_0 - \frac{Q_0}{2p_0} \right) I_\varphi \right) \\ &+ \frac{\partial M}{\partial \dot{\varphi}} \Big|_0 \left(\frac{\partial M}{\partial \varphi} \Big|_0 - \frac{np_a}{W_0} \frac{L^2 l^4}{4} \right) - I_\varphi \frac{L^2 l^4}{4} \left(\frac{np_a}{W_0} \right)^2 \left(\frac{\partial Q_{\text{in}}}{\partial p} \Big|_0 - \frac{Q_0}{2p_0} \right) \\ &- I_\varphi \chi_0 \sqrt{\frac{2p_0}{\rho}} \frac{L^2 l^3}{2} \frac{np_a}{W_0} \sin \varphi_0. \end{aligned} \quad (3.18)$$

Считая $\left. \frac{\partial M}{\partial \varphi} \right|_0$ малым, упростим выражение (3.18):

$$D \approx \tilde{D} = -I_\varphi \frac{L^2 l^4}{4} \left(\frac{np_a}{W_0} \right)^2 \left(\left. \frac{\partial Q_{\text{in}}}{\partial p} \right|_0 - \frac{Q_0}{2p_0} \right) - I_\varphi \chi_0 \sqrt{\frac{2p_0}{\rho}} \frac{L^2 l^3}{2} \frac{np_a}{W} \sin \varphi_0 = I_\varphi \frac{L^2 l^3}{2} \tilde{\tilde{D}}$$

$$\tilde{\tilde{D}} = -\frac{l}{2} \frac{np_a}{W_0} \left(\left. \frac{\partial Q_{\text{in}}}{\partial p} \right|_0 - \frac{Q_0}{2p_0} \right) - \chi_0 \sqrt{\frac{2p_0}{\rho}} \sin \varphi_0. \quad (3.19)$$

Отброшенные члены в $\tilde{\tilde{D}}$ положительны. Тогда достаточное условие устойчивости имеет вид:

$$\frac{l}{2} \left(\left. \frac{\partial Q_{\text{in}}}{\partial p} \right|_0 - \frac{Q_0}{2p_0} \right) + \chi_0 \sqrt{\frac{2p_0}{\rho}} \sin \varphi_0 < 0. \quad (3.20)$$

Для СВПС $\varphi_0 = 0$, а условие устойчивости (3.20) примет форму неравенства (1.3).

3.7 Алгоритм определения характеристик устойчивости подъемного комплекса

Определение характеристик устойчивости СВП осуществляется в три этапа.

Первый шаг посвящен сбору необходимых для расчета исходных данных, к которым относятся главные размерения судна, водоизмещение, расходно-напорная характеристика вентилятора $Q(p)$ и количество вентиляторов. Также необходимо вычислить момент сопротивления скега $M(\varphi)$, демпфирование скега и демпфирование ВП.

Целью второго этапа является нахождение положения равновесия путем решения уравнения (3.4) с приравненными нулю временными производными:

$$\begin{aligned} pS &= mg \\ Q_{\text{in}}(p) &= \sqrt{\frac{2p}{\rho}} L (H - H_{\text{init}} + l(1 - \cos \varphi)) \\ pL \frac{l^2}{2} &= -M(\varphi, 0) \end{aligned} \quad (3.21)$$

Результатом второго шага являются величины зазора под ГО и угол отклонения скега φ_0 . С этих величин определяется демпфирующий момент $\left. \frac{\partial M}{\partial \varphi} \right|_0$, демпфирующая сила ВП $\left. \frac{\partial Y}{\partial H} \right|_0$ и момент сопротивления скега $M(\varphi_0)$.

На третьем шаге решается характеристическое уравнение (3.12). Если вещественные части всех корней характеристического уравнения отрицательные, то движение устойчивое, в противном случае неустойчивое. Период и декремент колебаний, соответствующие различным парам комплексно сопряженных корней, вычисляются как $T = \frac{2\pi}{\Im(\lambda)}$, $K = \exp(\chi)$, где χ — логарифмический декремент колебаний:

$$\chi = \ln \frac{\Re(\lambda)t}{\Re(\lambda)(t + T)} = -\Re(\lambda)T = -2\frac{\Re(\lambda)}{\Im(\lambda)}\pi \quad (3.22)$$

Схематически описанный выше алгоритм представлен на рисунке 3.6.

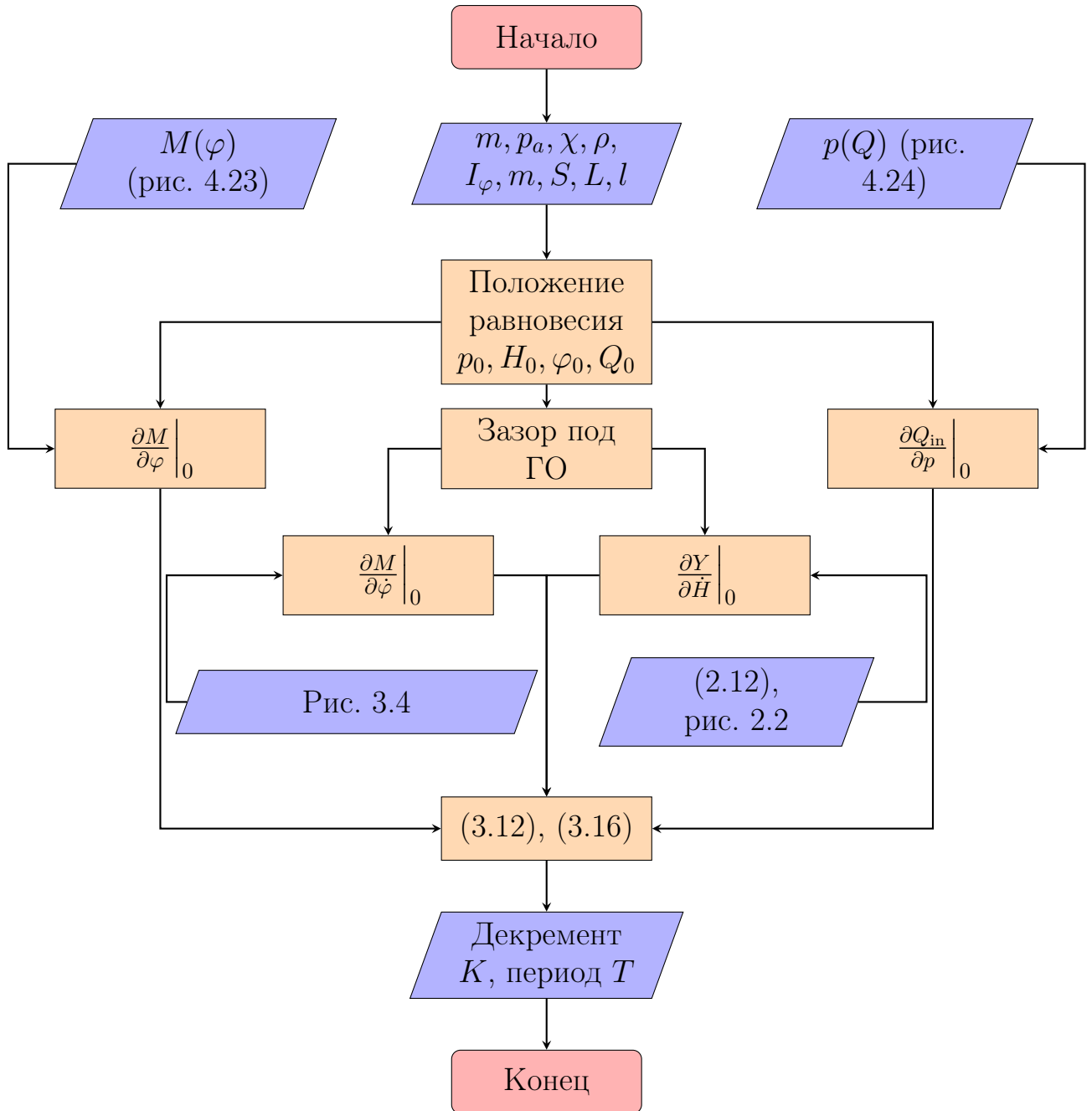


Рисунок 3.6 – Алгоритм расчета характеристик устойчивости подъемного комплекса СВП

3.8 Выводы

В настоящей главе построена линеаризованная теория устойчивости подъемного комплекса СВП. В основе анализа лежит уравнение эволюции давления в воздушной подушке (2.9) и представление баллонета в виде стержня, шарнирно прикрепленного к корпусу судна.

Получены две математические модели движения СВП. Обе модели используют одно и то же представление воздушной подушки и гибкого скега, однако отличаются наличием или отсутствием вертикальной степени свободы: в более простой модели считается, что корпус судна жестко фиксировано в пространстве и лишь его скеги могут вращаться вокруг точки крепления к корпусу, в то время как более полная модель допускает наличие вертикальной скорости у корабля.

Выяснение устойчивости обеих моделей сводится к определению знака корней характеристических уравнений: третьей степени для упрощенной модели и пятой степени для полной модели.

Путем применения к характеристическому уравнению для упрощенной модели критерия Рауса-Гурвица получено аналитическое условие устойчивости (3.20), связывающее между собой давление в ВП, расход вентиляторов в ВП, наклон расходно-напорной характеристики вентиляторов, высоту и угол отклонения скега, а также коэффициент истечения воздуха из-под скега. Показано, что в предположении жесткости скегов полученное условие (3.20) совпадает с критерием устойчивости скегового СВП (1.3).

Глава 4

Применение методик к решению актуальных задач проектирования

4.1 Валидация модели динамики движения СВП

4.1.1 Движение по водной поверхности

Представим результаты валидации методики моделирования динамики движения СВП, изложенной в главе 2. Физической моделью является уменьшенная в четыре раза модель АСВП с аэродинамической разгрузкой «Тунгус» (см. рис. 4.1). Испытания проводились в опытном бассейне Крыловского государственного научного центра.

Испытания проводились со свободным подвесом, допускающим изменение осадки и дифферента модели. Испытания проводились на тихой воде и на волнении. Использовалась модель регулярной волны. Высота волны составляла 40 мм, длина волны 2 м.

Сравнение результатов моделирования с экспериментальными данными представлено на рис. 4.3.

Рассмотрим задачу определения буксировочной кривой судна проекта А25ПС, спроектированного и построенного ООО СК «АЭРОХОД» (см. рис. 4.4).

Предполагается, что судно движется с постоянной скоростью над тихой водой. Таким образом, в уравнениях (2.1) горизонтальная составляющая скорости



Рисунок 4.1 – Самоходная модель «Тунгус»



Рисунок 4.2 – Буксируемая модель АСВП с аэродинамической разгрузкой

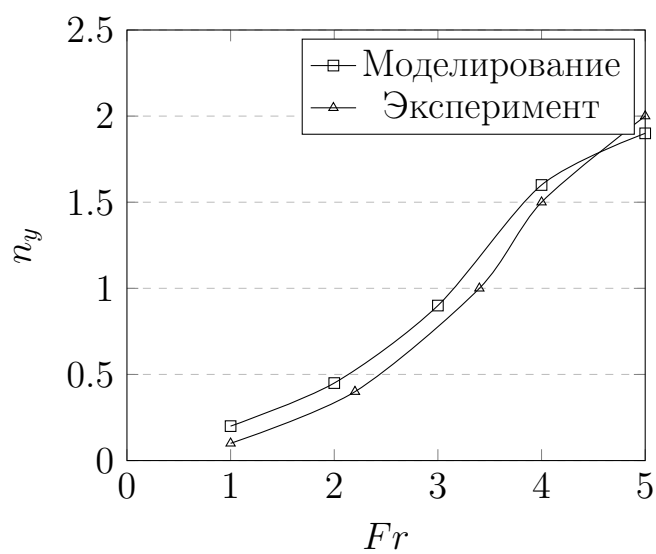
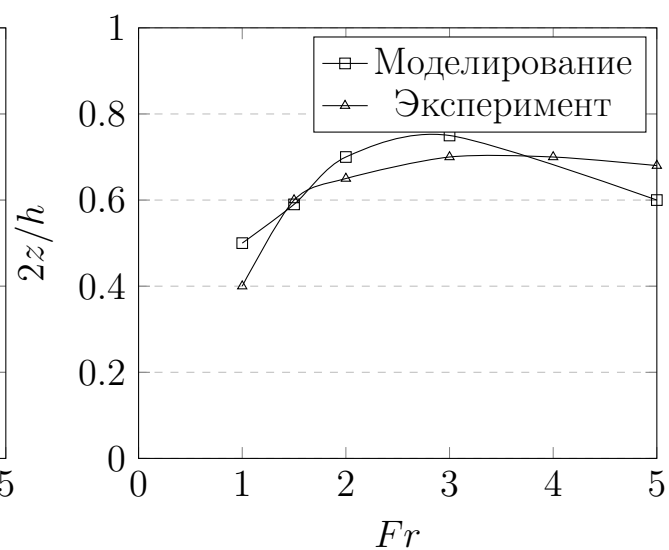
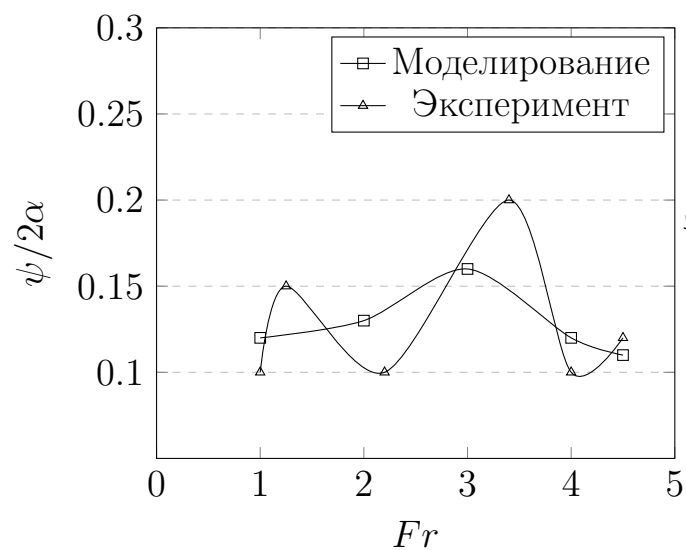
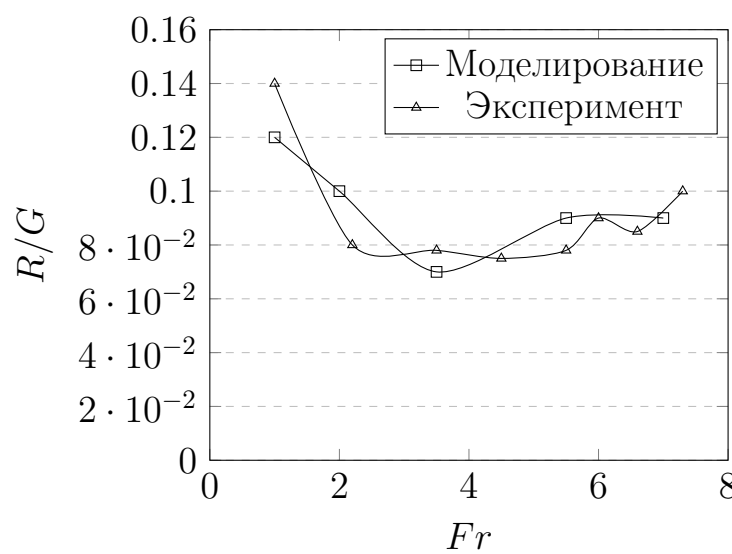
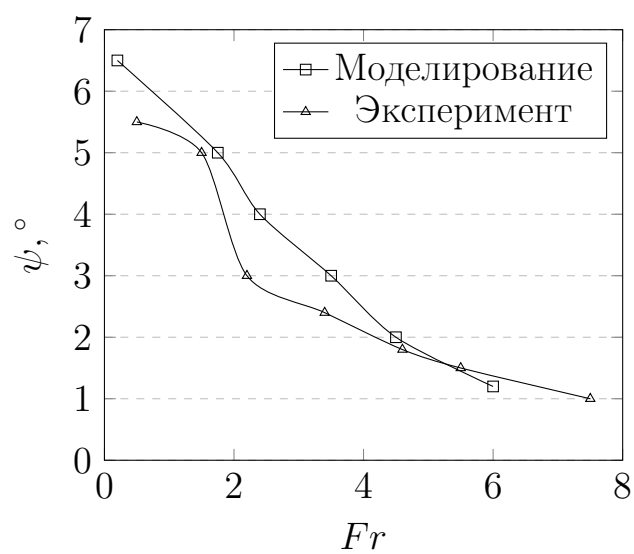


Рисунок 4.3 – Движение по воде



Рисунок 4.4 – Судно проекта А25ПС (фото взято с youtube-канала ООО СК «АЭРОХОД»)

V_x в каждом конкретном расчете считается фиксированной, а силы и моменты от движительно-рулевого комплекса игнорируются.

Вдоль каждого баллонета было размещено 50 контрольных плоских сечений. На каждом сечении баллонета расположено 30 контрольных точек для отслеживания замыва сечения. Шаг по времени для всех задач составлял 0.001 с.

Сравнение результатов расчета с результатами эксперимента представлено на рисунке 4.5.

4.1.2 Движение по твердой поверхности

Валидация модели движения СВП по твердой опорной поверхности основана на сравнении результатов моделирования по методике главы 2 с результатами расчета методом конечных элементов с использованием пакета Ls-Dyna. Конечноэлементное моделирование проводилось по методике, изложенной в [40], с использованием инструментария для моделирования автомобильных подушек безопасности (airbag).

Рассматривается задача схода судна с уступа с постоянной горизонтальной скоростью 10 м/с. Водоизмещение судна составляет 135 тонн, длина — 29 м, ши-

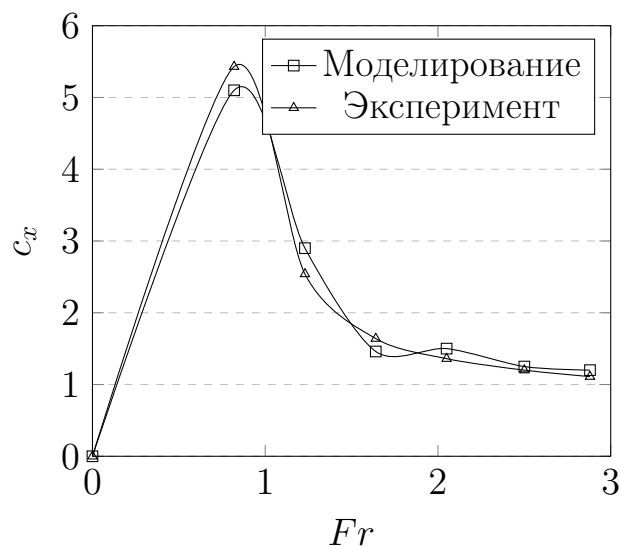


Рисунок 4.5 – Кривая сопротивления

рина — 10 м, клиренс — 1.7 м. Начальное избыточное давление (на режиме ВП) 10 кПа и 30 кПа в нижнем и верхнем ярусах соответственно. Предполагается, что движение совершается без воздушной подушки.

Сеточная модель построена в программе ICEM CFD и состоит из 210 000 конечных элементов.

Для задания закона изменения давления при деформировании баллонета использована команда

***AIRBAG_SIMPLE_PRESSURE_VOLUME,**

принимаящая в качестве аргумента кривую зависимости давления от расхода. Данная функция в расчете имеет вид (2.16) и задается с помощью команды

***DEFINE_CURVE**

Визуализация результатов конечноэлементного моделирования представлена на рисунке 4.6. Сопоставление результатов моделирования по методике главы 2 и с результатами конечноэлементного моделирования представлены на рисунке 4.7. Вертикальные перегрузки, полученные с помощью модели динамики движения СВП, заметно превышают значения, полученные с использованием программы ls-dyna для всех размеров преодолеваемого препятствия. Это связано, по-видимому, с применением фиктивного демпфирования баллонета при конечноэлементном решении задач мягких надувных оболочек с использованием явных схем интегрирования по времени.

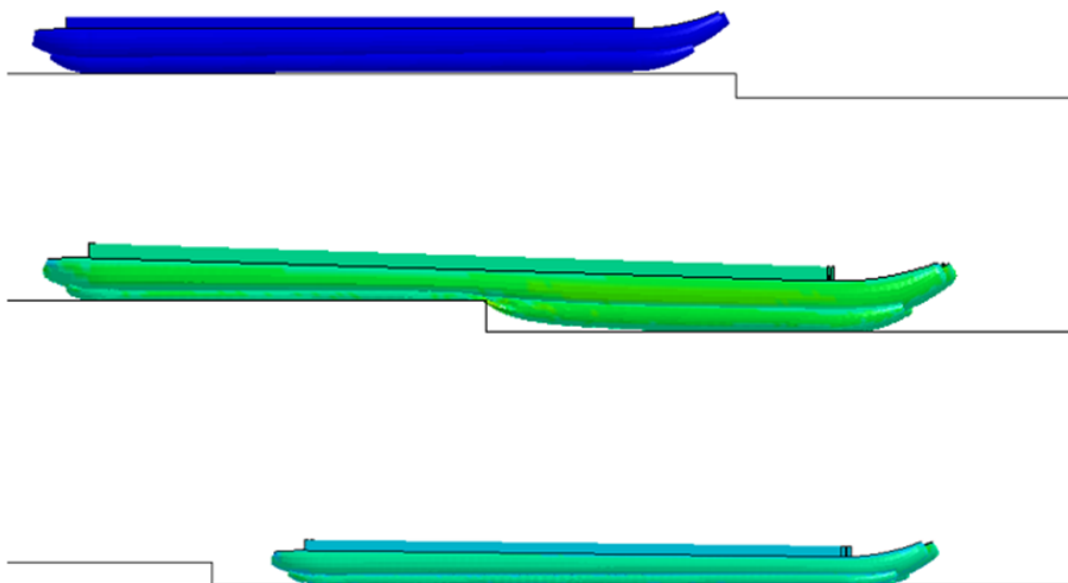


Рисунок 4.6 – Сход судна с уступа (конечноэлементное моделирование)

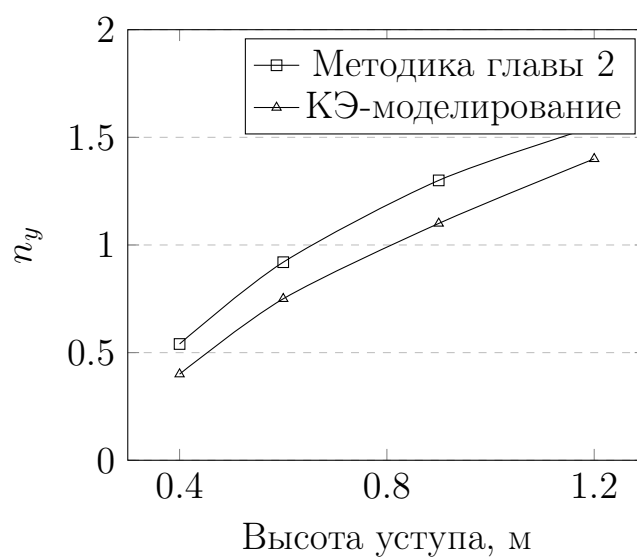


Рисунок 4.7 – Движение по твердой поверхности



Рисунок 4.8 – Поворот судна

Рассмотрим задачу моделирования разворота судна при движении над твердым ровным экраном при наличии встречного или попутного ветра и сравним результаты расчетов по методике главы 2 с результатами натурных испытаний.

В качестве физической модели выбрано судно проекта А8 (см. рис. 4.8). Испытания проводились на острове в акватории реки Волга на участке с относительно ровной поверхностью. Координаты судна фиксировались с помощью GPS навигатора.

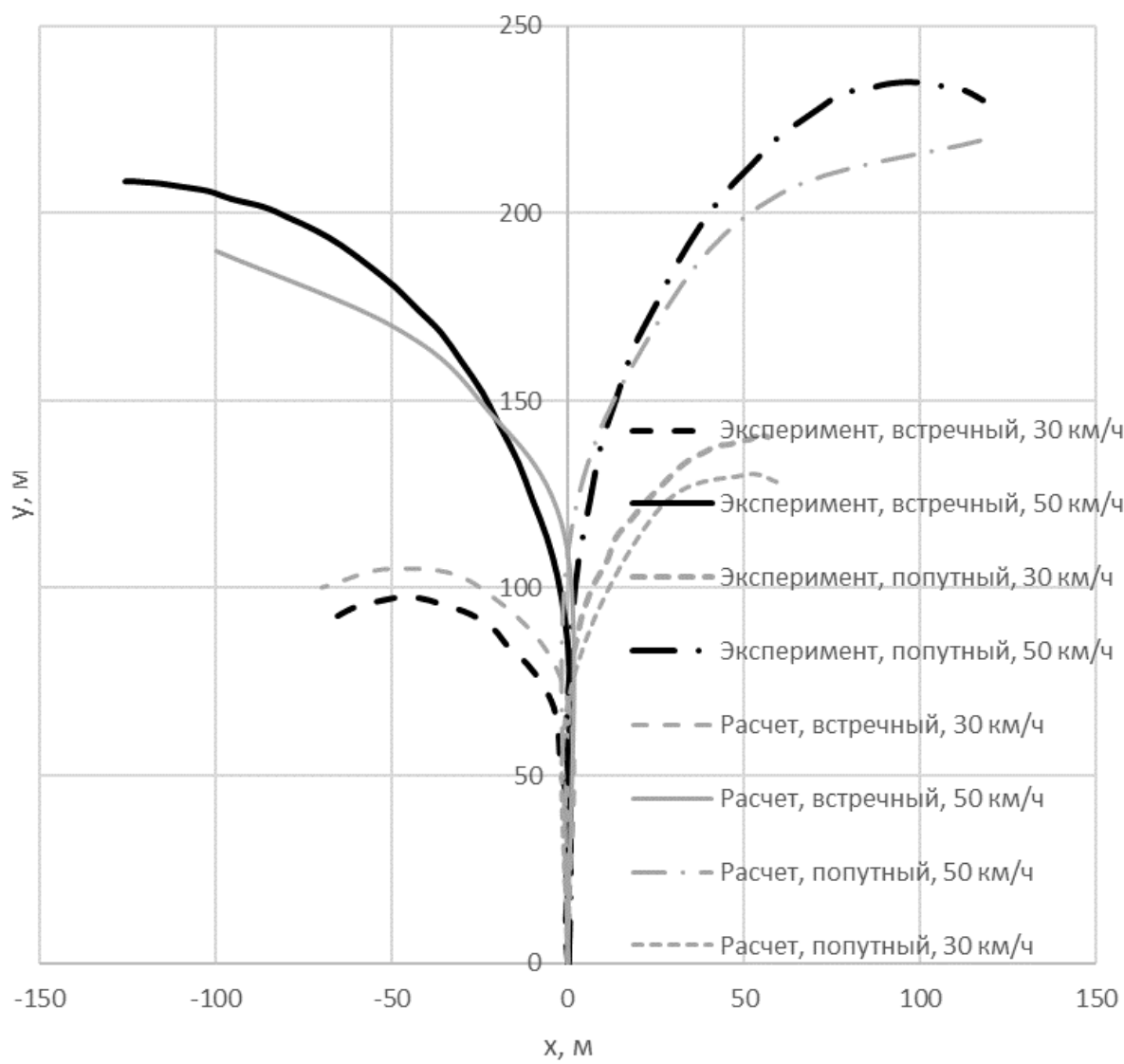


Рисунок 4.9 – Поворот судна

4.2 Валидация модели деформированной формы баллонета на поддуве

Уравнения (2.13) – (2.16) описывают деформированную форму баллонета на поддуве. Данные уравнения играют исключительно важную роль в формировании математических моделей, представленных в настоящей работе. Во-первых, они участвуют в описании деформации баллонета под действием избыточного давления в ВП и при контакте с опорной поверхностью в случае движения по твердой поверхности. Во-вторых, эти уравнения используются при определении геометрии судна в CFD расчетах и при моделировании динамики судна на волнении. В-третьих, уравнения (2.13) – (2.16) используются для определения момента сопротивления скега при определении характеристик устойчивости подъемного комплекса СВП. Таким образом, от достоверности математической модели деформирования скега зависит надежность всех результатов данной работы.

Проверка уравнений (2.13) – (2.16) осуществляется путем сравнения результатов их решения с результатами моделирования методом конечных элементов с использованием программы Ls-Dyna по методике [40]. Отметим, что в [40] содержится также валидация данной методики по результатам натурного эксперимента, таким образом, для валидации модели (2.13) – (2.16) достаточно показать удовлетворительное соответствие между результатами конечноэлементного моделирования и решения плоской задачи с использованием модели гибкой нити.

Также, как и в разделе 4.1.2, использована команда

***AIRBAG_SIMPLE_PRESSURE_VOLUME**

с функцией зависимости давления от объема по закону (2.16). К частям баллонетов, расположенным внутри воздушной подушки, приложено статическое давление с помощью команды

***LOAD_SEGMENT_SET**

Данная команда в качестве аргумента получает функциональную зависимость давления от времени. В данном расчете давление растет по линейному закону от 0 до максимального значения за 0.2 с.

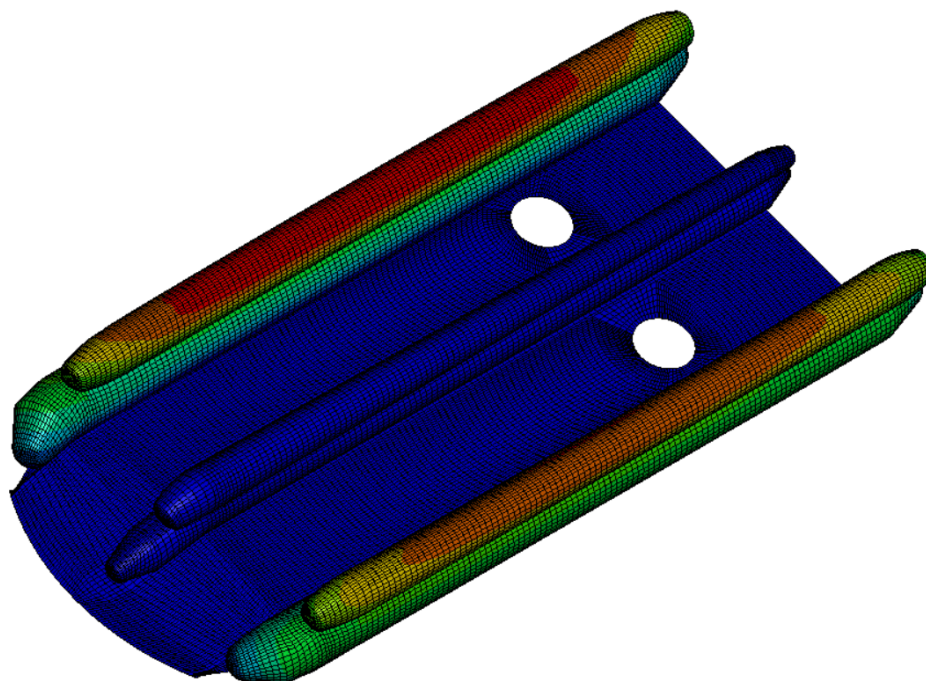


Рисунок 4.10 – Моделирование поддува в LS-DYNA

Визуализация поля перемещений конечноэлементного решения показана на рисунке 4.10. Наибольшие деформации возникают в нижней точке нижнего яруса баллонета.

Результаты сравнения конечноэлементного решения задачи с моделированием по теории гибкой нити показаны на рисунке 4.11. В качестве сечения сравнения выбрано миделевое сечение судна. Для концевых сечений ошибка достигает 20%. Результаты представлены в безразмерном виде. Координаты отнесены к диаметру верхнего яруса баллона.

Определим безразмерное давление $\bar{p}$ в верхнем или в нижнем ярусе баллонета как $\bar{p} = \frac{p}{\rho g r_t}$, где под p понимается давление в верхнем или в нижнем ярусе скега. В недеформированном состоянии безразмерное давление в верхнем ярусе составляет 2600, в нижнем 520. В деформированном состоянии давление в нижнем ярусе по результатам применения модели гибкой нити 640, в верхнем — 3000. В соответствии с результатами моделирования методом конечных элементов давления составляют 620 и 2950 соответственно.

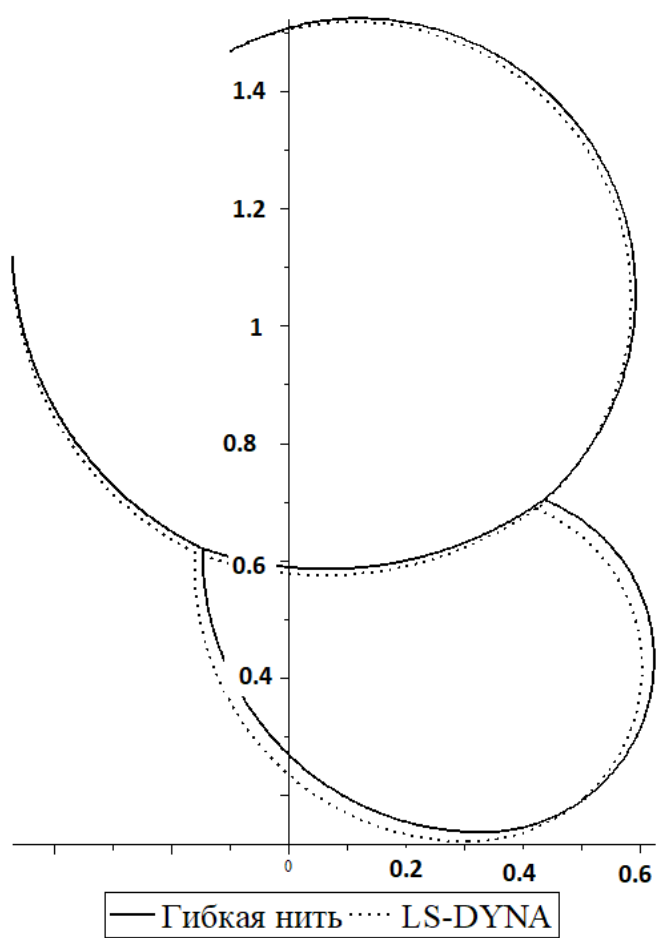


Рисунок 4.11 – Поперечное сечение СВП на поддуве

4.3 Масштабный эффект в задачах динамики СВП

В практике проектирования СВП формирование и отработка аэрогидродинамической компоновки традиционно базируется на физическом эксперименте, который проводится на масштабных моделях в опытовом бассейне или на открытой воде. Проектирование и испытание модели проводятся из условия равенства чисел Фруда натуры и модели. Это условие регламентируется также как Правилами Российского морского регистра судоходства (РМРС) [36] так и Правилами Российского Речного Регистра (РРР) [37] для определения перегрузок, потребных для расчета изгибающих моментов, действующих на СВП при его ходе на волнении.

Анализ уравнений для давления в воздушной подушке (ВП) показывает, что равенство чисел Фруда натуры и модели не являются гарантией подобия динамических процессов по общекорабельным параметрам, таким как всплытие, дифферент, вертикальная и угловая скорости СВП, перегрузка и т.д. Оказывается, что если скорость изменения давления в ВП на мерном участке в модельном эксперименте равна нулю, то общекорабельные параметры модели и натуры полностью подобны и совпадают при пересчете по числу Фруда. Этот случай имеет место, например, при буксировочных испытаниях на тихой воде. В тех же случаях, когда давление в ВП в модельном эксперименте переменное, непосредственный пересчет по числу Фруда результатов испытаний модели на натуру ведет к ошибке, причем величина этой ошибки растет с ростом скорости изменения давления в ВП при движении СВП в режиме парения.

В этом разделе будет проведено теоретическое и численное исследование масштабного эффекта, будут даны методические рекомендации по учету масштабного эффекта при пересчете результатов модельных испытаний на натуру.

Входящие в (2.9) размерные величины могут быть представлены в следующем виде:

$$p = P\bar{p}, \quad t = T\bar{t}, \quad W = l^3\bar{W}, \quad Q = \frac{l^3}{T}\bar{Q}, \quad (4.1)$$

где P, T — характерные величины соответственно давления и времени, $\bar{p}, \bar{t}, \bar{W}, \bar{Q}$ — безразмерные значения давления, времени, объема и расхода. Тогда уравне-

ние (2.9) может быть переписано в виде

$$\frac{P}{T} \frac{d\bar{p}}{dt} = \frac{np_a}{l^3 \bar{W}} \frac{l^3}{T} \left(\overline{Q_{\text{in}}} - \overline{Q_{\text{out}}} - \frac{d\bar{W}}{dt} \right), \quad (4.2)$$

или

$$\frac{d\bar{p}}{dt} = \frac{np_a}{P \cdot \bar{W}} \left(\overline{Q_{\text{in}}} - \overline{Q_{\text{out}}} - \frac{d\bar{W}}{dt} \right), \quad (4.3)$$

Если, как это обычно принято при анализе подобия гидродинамики натуры и модели, выполнены геометрические и кинематические условия подобия, т.е. безразмерные величины и безразмерные производные совпадают, то для подобия необходимо выполнение условия

$$\left. \frac{np_a}{P} \right|_{\text{модель}} = \left. \frac{np_a}{P} \right|_{\text{натура}} \quad (4.4)$$

При моделировании по числу Фруда $P_{\text{модель}} = \frac{P_{\text{натура}}}{\lambda}$, где λ — отношение характерных линейных размеров натуры и модели. Таким образом, если модельный эксперимент проводится в одинаковой среде ($n_{\text{модель}} = n_{\text{натура}}$), внешние давления p_{atm} одинаковы, что реально имеет место при испытаниях моделей в бассейне или же на открытой воде, аэрогидродинамика и динамика модели и натуры будут различна. Следует иметь в виду, что этот вывод имеет место только для динамических задач, в частности задач мореходности и проходимости СВП. Для статических задач, например определения буксировочной кривой на тихой воде все производные по времени равны нулю и имеет место выполнение условия

$$\overline{Q_{\text{in}}} - \overline{Q_{\text{out}}} = 0, \quad (4.5)$$

т.е. буксировочная кривая и посадка СВП вполне могут быть определены в модельном эксперименте.

На необходимость исследования влияния эффектов сжимаемости воздуха в ВП на динамику движения СВП и действующие на СВП нагрузки указывается в [3], [1], [2].

Численное исследование масштабного эффекта проводилось на модели гипотетического СВП, массово-инерционные и геометрические характеристики которого представлены в таблице 4.1, распределение масс дано на рис. 4.13.

Принятая при моделировании натуры расходно-напорная характеристика

Характеристика	Значение
Масса СВП, кг	13000
Момент инерции СВП относительно главной поперечной оси, кг м ²	205000
Длина СВП между перпендикулярами, м	16.5
Ширина СВП, м	6.5
Длина воздушной подушки, м	14
Ширина воздушной подушки, м	6.25
Расстояние от центра масс до транца СВП, м	8.1
Рабочая высота гибкого ограждения, м	1.0

Таблица 4.1 – Принятые в моделировании основные массово-инерционные и геометрические характеристики гипотетического СВП

показана на рис. 4.12.

На рис. 4.14, 4.15 представлены результаты расчетов динамики движения натуре и модели на трехмерной нерегулярной волне. Следует отметить, что частота встречи СВП с волной для результатов рис. 4.14 примерно в два раза выше, чем для результатов рис. 4.15.

Для натуре высота волны принималась равной $h_{вз\%} = 0.75$ м, скорость хода фиксировалась на галсе и составляла $V = 10$ м/с и $V = 16$ м/с. Моделирование динамики движения натурального СВП проводилось на галсах с длительностью физического времени 400 секунд. Для модели принят масштаб $1:m = 1:10$; в соответствии с этим масштабом проводился пересчет с натуре на модель массово-инерционных, геометрических характеристик, скорости, высот и длин волн, расходно-напорной характеристики, характерного времени и т.д. После проведения расчетов динамики движения модели проводился обратный пересчет зависимостей общекорабельных параметров от времени на натуре.

Сравнение результатов для модели и натуре показывает:

- на высоких частотах встречи с волной размахи вертикальной качки натуре в несколько раз превышают пересчитанные на натуре размахи качки модели;
- с ростом частоты встречи с волной средние углы дифферента модели и натуре различны;
- аксимальные значения избыточных перегрузок натуре существенно меньше избыточных перегрузок модели, причем это различие становится более выраженным с уменьшением частоты встречи с волной;

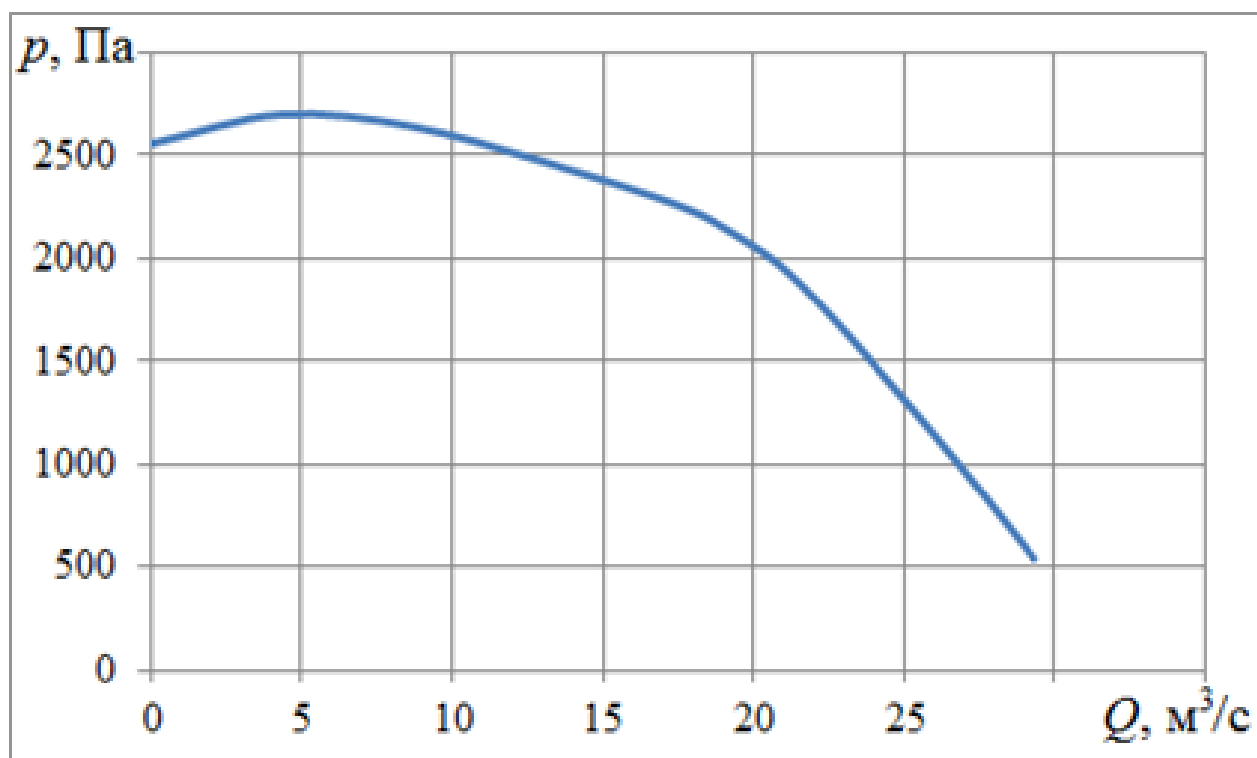


Рисунок 4.12 – Расходно-напорная характеристика СВП

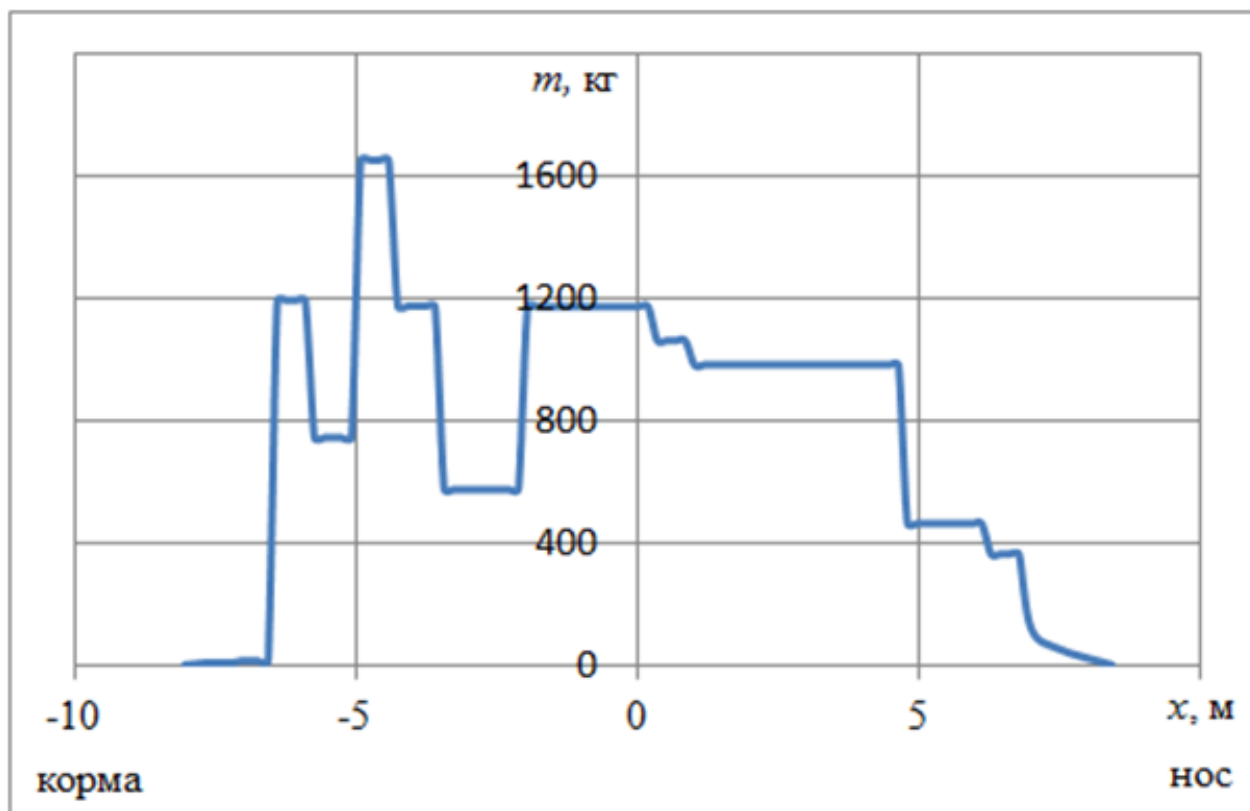


Рисунок 4.13 – Распределение масс по длине СВП

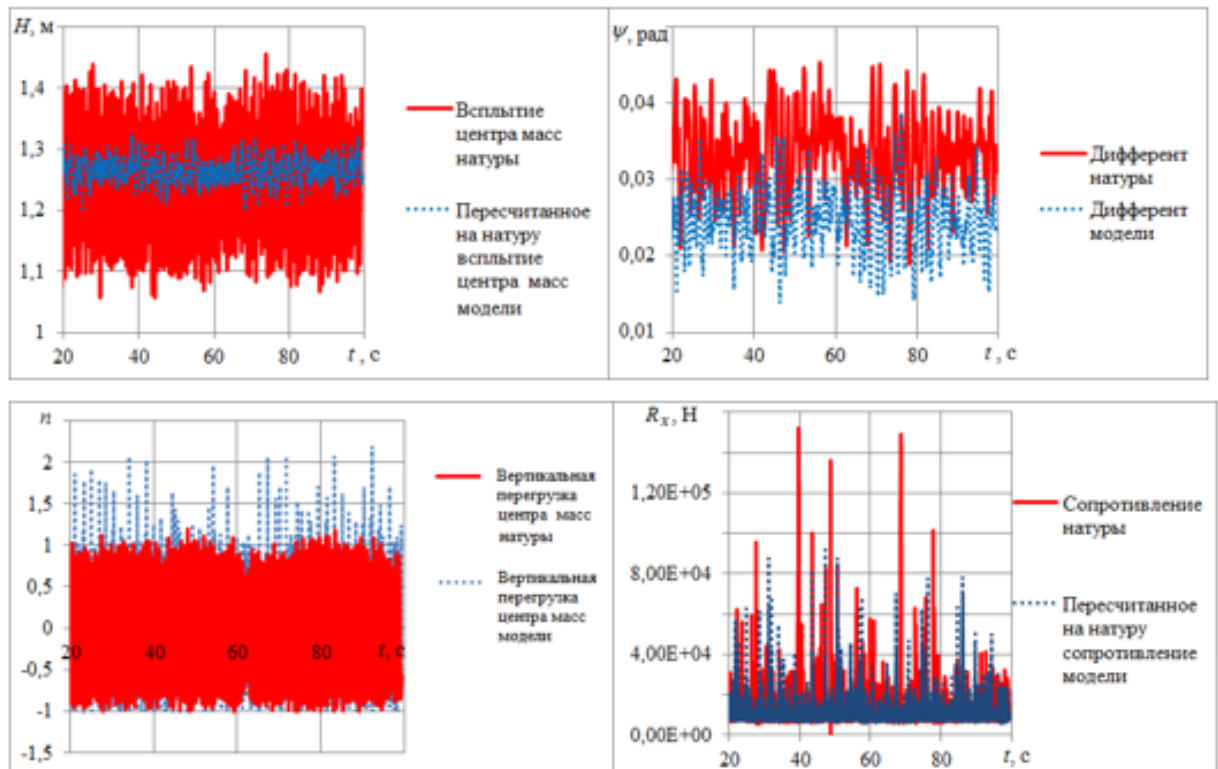


Рисунок 4.14 – Сравнение результатов расчетов динамики движения натуры и модели; встречный курс, скорость натуры $V=16$ м/с

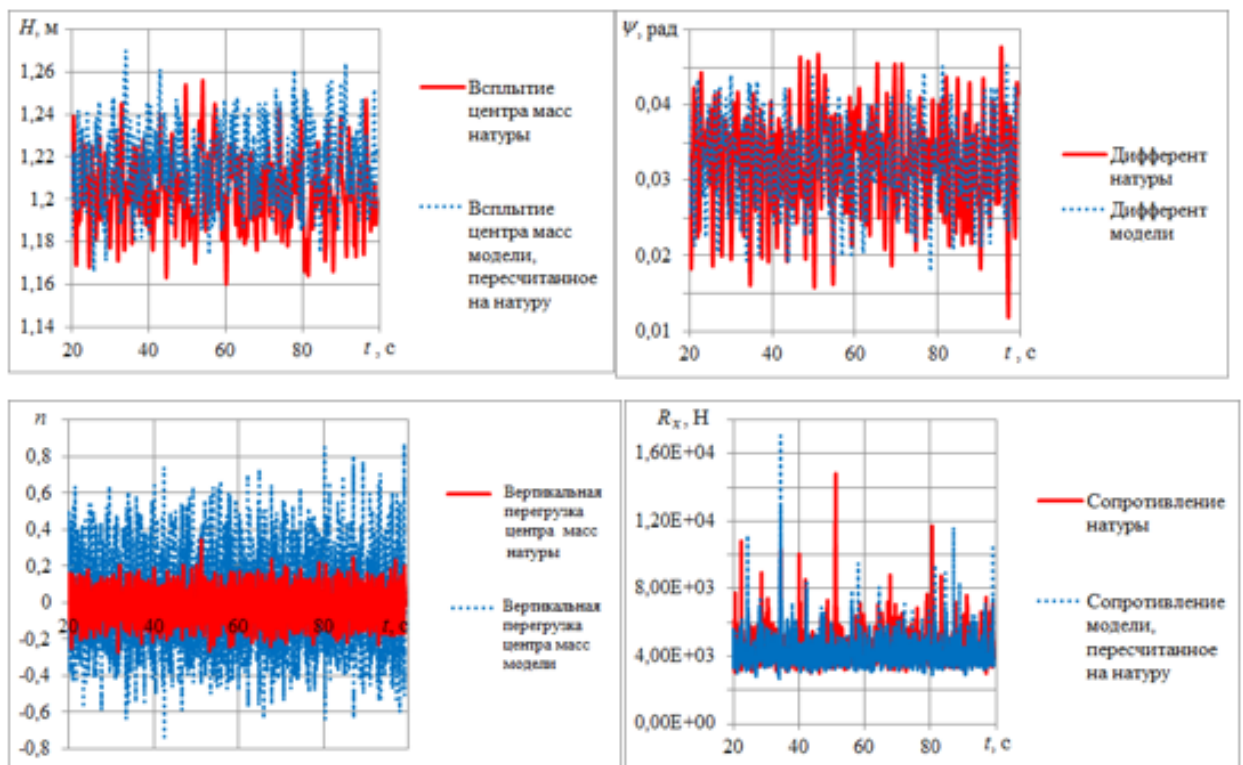


Рисунок 4.15 – Сравнение результатов расчетов динамики движения натуры и модели; попутный курс, скорость натуры $V=10$ м/с

- сопротивление натуре на высоких частотах встречи с волной заметно больше пересчитанного на натуре сопротивления модели; с уменьшением частоты встречи с волной разница в сопротивлениях падает.

В целом, результаты натуре по общекорабельным параметрам имеют значимое для скоростных судов расхождение с результатами модели. При этом прогнозирование сопротивления на волне дает заниженную величину, т. е. ходкость натуре на волнении будет ниже прогноза по результатам модельных испытаний. В то же время перегрузки на модели значительно выше натуральных. Использование перегрузок, полученных в модельных испытаниях, в качестве исходных данных по принятым РМРС и РРР методикам ведет к необоснованно высоким величинам нормируемых Правилами РМРС и РРР изгибающих моментов и, следовательно, к ухудшению весовых характеристик проектируемых по этим Правилам СВП.

Для повышения точности прогноза мореходных характеристик натурального СВП можно использовать расчетные поправки к результатам испытаний модели СВП на волнении. Для каждого практически важного варианта нагрузки СВП и актуальных условий движения можно по рассмотренной выше методике провести расчеты динамики движения модели и натуре и получить на основании этих расчетов значения поправочных коэффициентов к результатам модельных испытаний по каждому общекорабельному параметру. В заключение отметим, что факты несоответствия прогнозу по ходовым характеристикам и перегрузкам при движении на волнении подтверждаются натурными испытаниями СВП пр. А8 и А25 компании «Аэроход».

4.4 Анализ нагрузок, полученных в соответствии с Правилами РРР и РМРС

В позиции 6.2.3 Правил РРР [37] указывается:

«Значения перегрузок при движении СВП на волнении должны определяться по результатам модельных испытаний проектируемого судна или по прототипу (раздельно для каждого режима движения и каждого вида общей деформации корпуса)»

Аналогично, в позиции 5.3.5.1 применительно к СВП амфибийного типа (СВПА) говорится:

«Значение относительного ускорения $n_g^{(sag,hog)}$ должно быть определено по результатам испытаний динамически подобной модели судна в соответствии с 5.3.1.9. и 5.3.1.11»,

а в позиции 5.3.1.9 прямо указывается:

«Моделирование должно осуществляться по критерию подобия Фруда».

Как было показано в предыдущем параграфе, эти указания Правил РРР и РМРС применительно к режимам движения на ВП ведут к ошибкам в определении перегрузок и размахов качки в связи с некорректной реализацией эффектов сжимаемости воздуха в ВП в модельных испытаниях. Ошибки в определении перегрузок и размахов качки ведут к ошибкам в определении внутренних силовых факторов СВП. В настоящем параграфе сделана попытка получить количественные оценки указанных ошибок.

4.4.1 Сравнение по перегрузкам в центре масс корпуса

Сравним вертикальные перегрузки в центре масс судна, полученные для амфибийного и скегового СВП по методике главы 2 с результатами расчетов по Правилам РМРС [36] и РРР [37]. Правила РМРС и РРР не учитывают влияния ширины скега СВПС на перегрузки. В таблице 4.2 значения перегрузок по методике 2 определялись как максимальные во временной реализации значения для данного СВП.

Анализ материалов, представленных в табл. 4.2 показывает, что три методики дают результаты, значительно отличающиеся друг от друга.

Перегрузки, полученные по Правилам РРР, минимальны, что объясняется

Методика	Перегрузка
РМРС для СВПА	0.136
РРР для СВПА	0.088
Методика гл. 2 для СВПА	0.406
РМРС для СВПС	0.388
РРР для СВПС	0.088
Методика гл. 2 для СВПС с шириной скега 0.165	1.367
Методика гл. 2 для СВПС с шириной скега 0.333	1.062
Методика гл. 2 для СВПС с шириной скега 0.165	0.414

Таблица 4.2 – Перегрузки для СВПА и СВПС в режиме плавания, определенные по Правилам РМРС, РРР и методике гл. 2

игнорированием в методике РРР вертикальных гидродинамических сил, возникающих при взаимодействии понтона СВПА и моста СВПС с волной. В Правилах РРР это взаимодействие учитывается только в части местных гидродинамических давлений, действующих на корпус судна на волнении.

Существенное различие имеется в результатах методики РМРС и численного моделирования по перегрузкам на СВПА. Это различие объясняется оценочным характером формулы 5.3.4.3-10 Правил РМРС, в которых не учтена собственная динамика судна на волнении. Кроме того, по 5.3.4.3-10 перегрузка не зависит от ширины судна или смоченного удлинения, что не стыкуется с теорией быстрого входа тел в воду. Интересно также сопоставление результатов в части СВПС, полученных по методике РМРС и в результате численного моделирования. Численный анализ выявляет важную роль ширины скега на вертикальные и угловые скорости СВПС в режиме плавания. Эти скорости, наряду с орбитальными скоростями частиц воды в их волновом движении, определяют действующие на СВПС перегрузки.

Для случая движения СВП на волнении в режиме парения результаты по избыточным вертикальным перегрузкам в центре масс, полученные по Правилам РМРС и РРР и по методике численного моделирования, представлены на рис. 4.16 для СВПА и рис. 4.17 для СВПС. Избыточные вертикальные перегрузки представлены как функции числа Фруда по длине СВП.

Обращает на себя внимание разница в значениях перегрузки по Правилам РМРС и РРР в сравнении с методикой численного моделирования при относительно малых и умеренных числах Фруда. Здесь вновь, как и для режима плавания СВП, собственная динамика судна в Правилах РМРС и РРР учтена

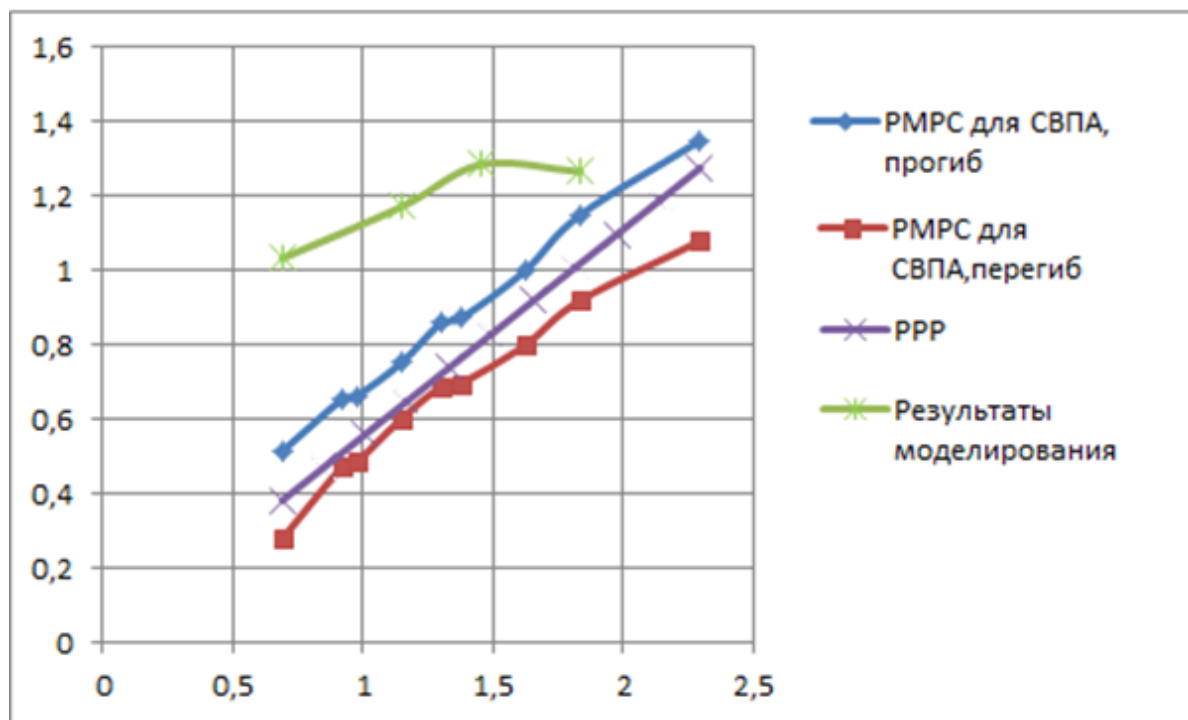


Рисунок 4.16 – Сравнение результатов различных методик по вертикальным избыточным перегрузкам в центре масс СВПА при его ходе на ВП

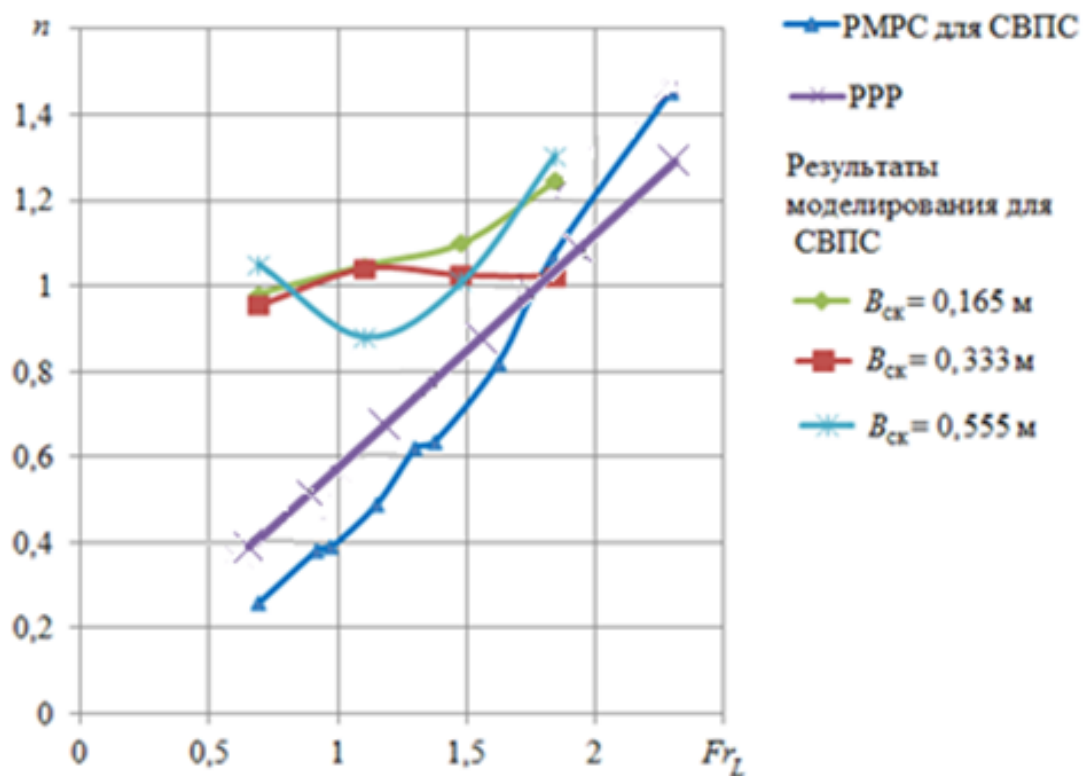


Рисунок 4.17 – Сравнение результатов различных методик по вертикальным избыточным перегрузкам в центре масс СВПС при его ходе на ВП

не в полной мере. Это ведет к занижению перегрузок на режимах хода с $Fr < 1$.

В заключение следует отметить, что движение на волнении с числами Фруда $Fr > 1$ для рассмотренного СВП требует значительных запасов тяги и проблематично. Относительная тяга современных СВП на стопе не превышает значения 0.1; примерно такая же относительная тяга должна реализовываться на волнении для рассматриваемых СВП, но на числе $Fr = 1.5$. Фактически это означает, что относительная тяговооруженность на стопе должна быть выше 0.15.

4.4.2 Сравнение изгибающих моментов

Ниже представлены результаты по продольным изгибающим моментам, полученным по указаниям Правил РМРС и Правил РРР, а также по результатам численного моделирования динамики движения. Распределение продольных изгибающих моментов по методике численного моделирования дано для момента времени, соответствующего максимальному значению продольного изгибающего момента во всей временной реализации движения на рассматриваемом галсе СВПА или СВПС. Результаты для режима плавания СВП получены на регламентированной РМРС скорости хода водоизмещающего режима $V = 1.543$ м/с, результаты для режима парения на ВП представлены для скорости хода $V = 16$ м/с; для рассматриваемых СВПА и СВПС эта скорость соответствует числу Фруда по длине судна 1.3.

На рис. 4.18, 4.19 представлены результаты по продольному изгибающему моменту на режиме плавания СВПА и СВПС в условиях волнения $h_{в3\%} = 1.25$. Применительно к СВПС результаты даны для СВПС с шириной скега 0.333 м. Обращает на себя внимание удовлетворительное согласование величин продольного изгибающего момента, определенных по Правилам РРР и по методике численного моделирования динамики. Это согласование имеет место несмотря на значительную разницу перегрузок в центре масс (см. табл. 4.2).

Что касается Правил РМРС, то они дают в несколько раз завышенные значения изгибающего момента. Это связано с неудачным учетом движения по дифференту (угловых скоростей и ускорений) при определении продольных изгибающих моментов по Правилам РМРС. Формулы 5.3.4.3-4, 5.3.4.3-5 для СВПА и в формулы 5.3.6.2-5, 5.3.6.2-6 для СВПС приняты, скорее всего, по аналогии с водоизмещающими судами, у которых смоченное гидродинамическое

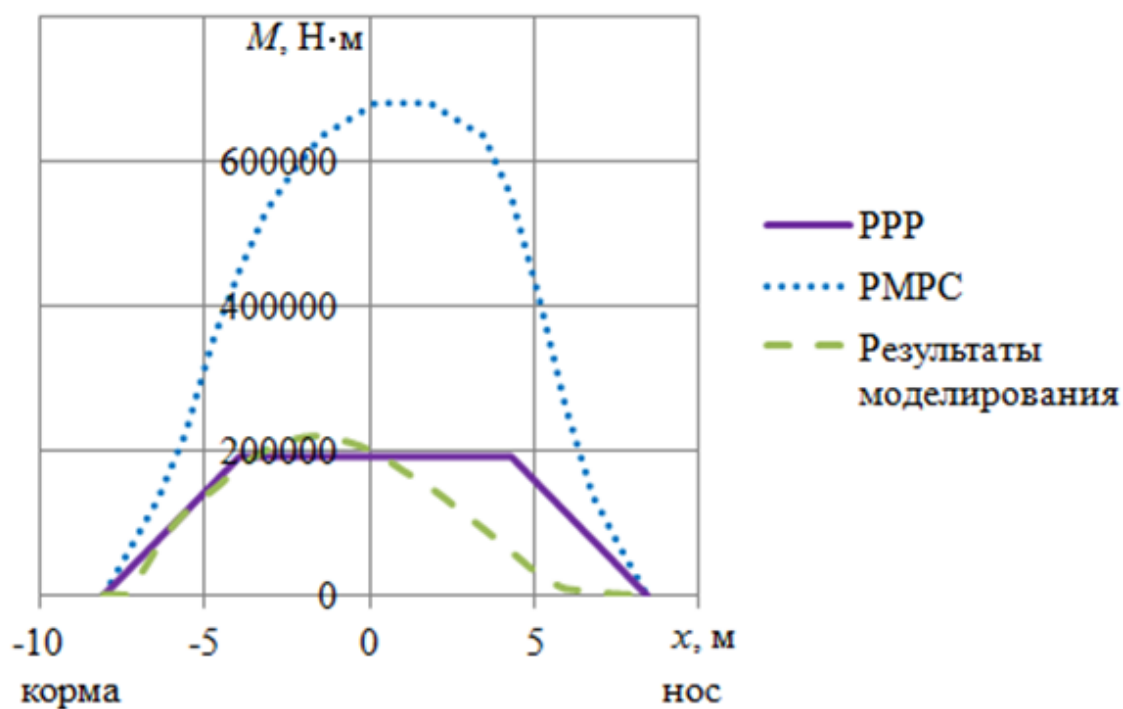


Рисунок 4.18 – Сравнение результатов различных методик по распределению продольного изгибающего момента СВПА при его плавании на волнении

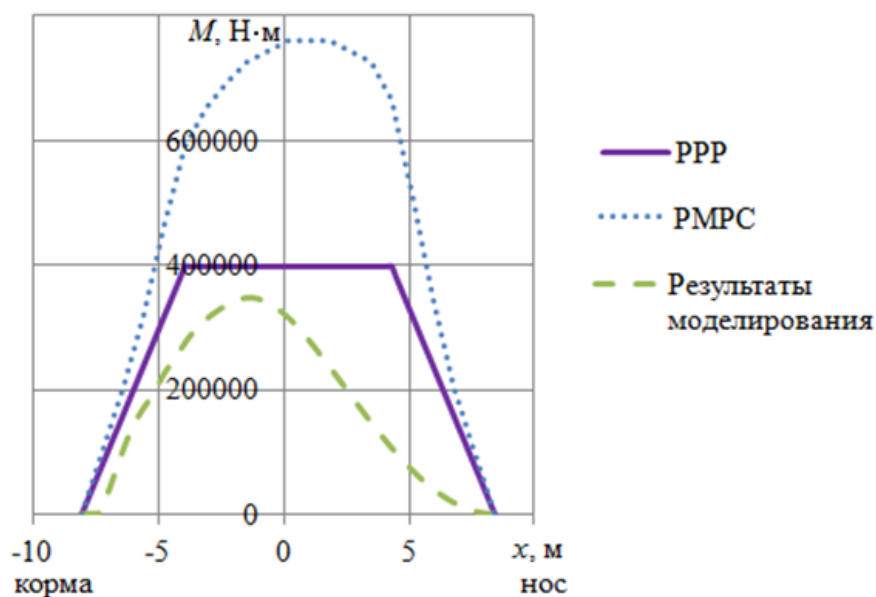


Рисунок 4.19 – Сравнение результатов различных методик по распределению продольного изгибающего момента СВПС при его плавании на волнении

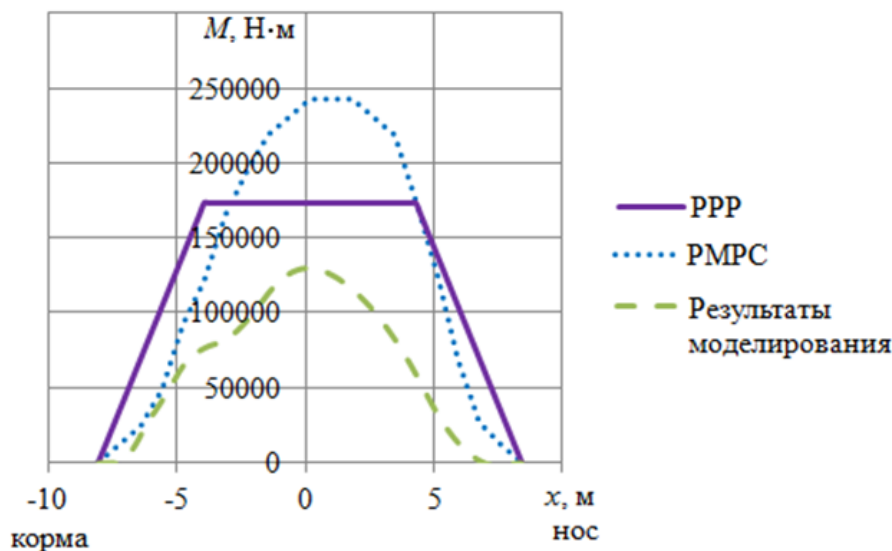


Рисунок 4.20 – Сравнение результатов различных методик по распределению продольного изгибающего момента СВПА при его ходе на ВП на волнении

удлинение многократно (в три и более раз) больше удлинения СВП. Следует отметить, что в Правилах РРР движение по дифференту вообще игнорируется и ошибка при этом получается гораздо меньше, чем при работе по Правилам РМРС.

Для хода СВПА на волнении в режиме парения на ВП (см. рис. 4.20) имеет место удовлетворительное согласование продольных изгибающих моментов, определенных по Правилам РМРС и РРР. Несмотря на максимальную в сравнении с Правилами РМРС и РРР перегрузку в методике численного моделирования динамики, продольные изгибающие моменты, определенные по этой методике, оказываются минимальны. С ростом числа Фруда растут угловые ускорения при ходе СВП на волнении. Величины этих ускорений при $Fr = 1.3$ достигают $5 - 7 \text{ рад/с}^2$. Такие величины угловых ускорений фактически определяют распределение инерционных сил, которое учитывается в методике моделирования динамики.

Для СВПС при их парении на волнении распределение продольных изгибающих моментов приведено на рис. 4.21. Здесь можно отметить два момента.

Во-первых, вновь, как и для СВПА, в Правилах РМРС некорректно учтено движение СВП по дифференту при его парении на ВП. На рис. 4.21 это заметно, хотя бы по смещению максимума эпюры изгибающих моментов: в нос по Правилам РМРС, в корму по методике численного моделирования динамики. В Правилах РРР это движение по дифференту игнорируется.

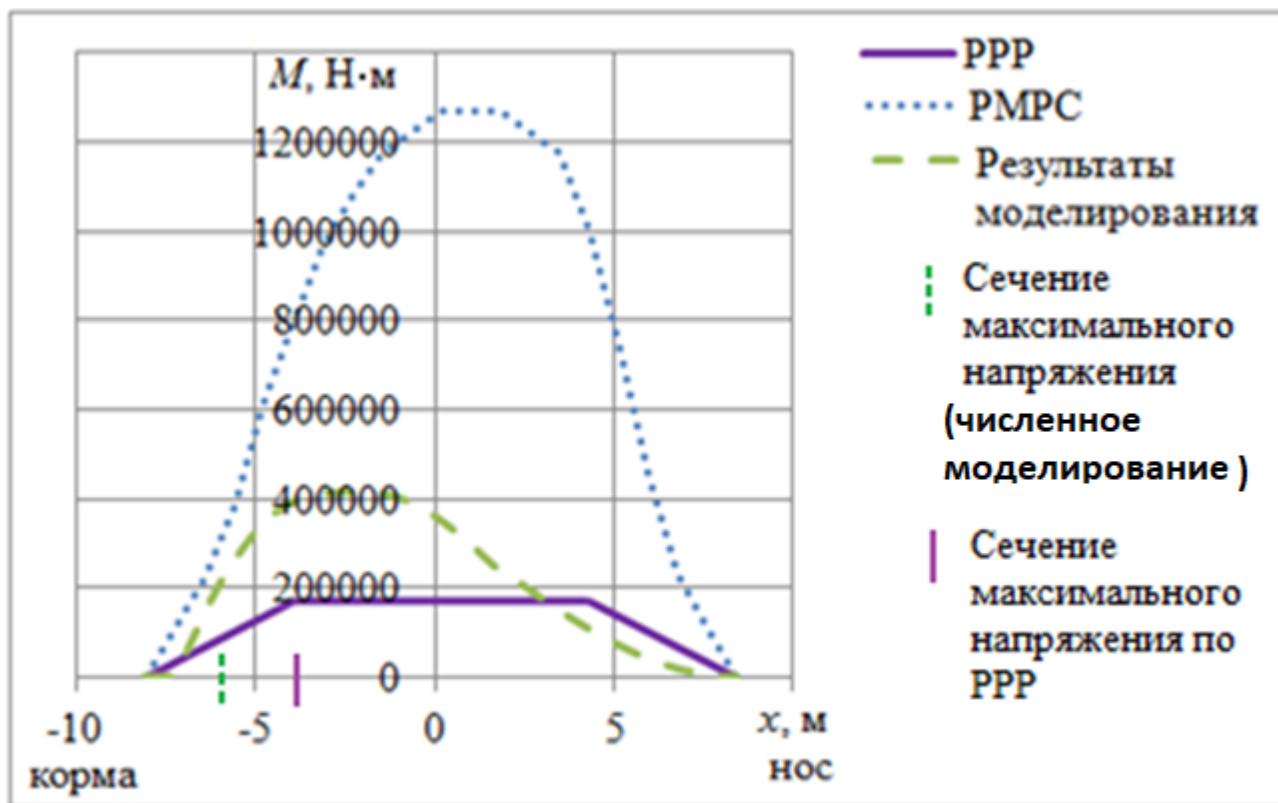


Рисунок 4.21 – Сравнение результатов различных методик по распределению продольного изгибающего момента СВПС при его ходе на ВП на волнении

Во-вторых, в Правилах РМРС имеется составляющая изгибающего момента от контакта корпуса (моста СВПС) с волной. При этом не оговаривается высота скега, что нелогично. В Правилах РРР контакт корпуса с водой при ходе на ВП игнорируется в определении изгибающих моментов. Прямое моделирование динамики показывает, что при высоте скега 1 м контакт моста при движении СВПС на волне трехпроцентной обеспеченности 0.75 м отсутствует.

Именно поэтому, максимальные значения продольного изгибающего момента, определенного по Правилам РМРС, в 4 — 8 раз превосходят значения моментов, полученных по иным методикам.

Результаты математического моделирования для различных проектов СВП показывают, что максимальные в конструкции напряжения возникают не в зоне максимальных изгибающих моментов. Максимальные напряжения возникают в зоне, где момент сопротивления либо минимален, либо близок к минимальному. Кроме того, для СВП максимальные напряжения далеко не в полной мере коррелируют с максимальными перегрузками в центре масс. Скорее, максимальные напряжения коррелируют с максимальными угловыми ускорениями, когда силы поддержания в корме велики, а в носовой части малы. Особенно ярко это

выражено для СВПС. Для СВПА роль перегрузки в центре масс выражена в большей степени, однако и для этих судов она не является определяющей.

Из сказанного следует актуальность не только определения максимального изгибающего момента, но и его распределения по длине судна. На рис. 4.21 показаны сечения максимальных напряжений, полученных с использованием численного моделирования и Правил РРР. Максимальные напряжения реализуются в разных сечениях, их величины также различны: по результатам численного моделирования 190 МПа, по правилам РРР 110 МПа. Поэтому загробление эпюры продольных изгибающих моментов с нулевого по пятый и с пятнадцатого по двадцатый теоретические шпангоуты, как это принято в Правилах РРР несет в себе потенциальную возможность проектной ошибки в опасную сторону. В то же время, завышение максимальных значений в эпюре продольного изгибающего момента, принятое в Правилах РМРС, ведет к ошибке в безопасную, с точки зрения прочности конструкции сторону. Это завышение, однако, заведомо ухудшает весовые, а, следовательно, эксплуатационно-экономические характеристики скоростного судна.

4.4.3 Сравнение результатов по максимальному давлению на днище СВП

Оценивались только максимальные давления на днище СВП. Для расчета по Правилам РРР использовалась формула Правил 6.2.15-1, коэффициент k в этой формуле принимался равным максимально возможному по Правилам значению: $k = 1$. Для расчета по Правилам РМРС использовалась формула 5.4.3.3, в которой коэффициенты k_0 и k_x принимались равными максимально возможным согласно Правилам значениям: $k_0 = 1, k_x = 0.6$.

И та, и другая формулы — эмпирические, в этих формулах давление на днище прямо пропорционально перегрузке. В Правилах РМРС для определения давлений на днище должны рассматриваться режим плавания и режим парения на ВП, в режиме парения на ВП перегрузка выше, поэтому этот случай принят расчетным. Согласно Правилам РРР, давление должно определяться для случая удара конструкции о воду. Такая постановка неконкретна, поскольку не указано на каком режиме плавания или парения должен рассматриваться удар конструкции о воду. Здесь директивно рассмотрен случай удара конструк-

Тип СВП	Давление по РРР	Давление по РМРС	Численное моделирование
СВПА	8.4 кПа	9.27 кПа	12.78 кПа
СВПС	8.4 кПа	6.18 кПа	10.73 кПа

Таблица 4.3 – Результаты расчетов максимальных гидродинамических давлений на днище, выполненных по различным методикам

ции о воду на режиме парения, поскольку перегрузка на этом режиме больше. Результаты представлены в таблице 4.3.

4.5 Рекомендации по выбору проектных параметров для обеспечения устойчивого функционирования подъемного комплекса

4.5.1 Исходные данные для расчета

Предложенный метод анализа устойчивости подъемного комплекса СВП с ГО баллонетного типа был применен к трем моделям судов с водоизмещениями 4.1, 32.8 и 110.7 тонн, которые в дальнейшем будут называться судами А, В и С соответственно. Все характеристики судов являются вымышленными и не соответствуют ни одному известному нам проекту. Исходные данные представлены лишь для иллюстрации предложенного алгоритма расчета, а также для демонстрации масштабного эффекта.

Исходные данные, используемые при моделировании, приведены в таблице 4.4. Все значения указаны в расчете на половинку судна. Моменты сопротивления скегов, а также расходно-напорная характеристика, используемые для получения данных таблицы 4.4, представлены на рисунках 4.23 и 4.24. На рисунке 4.24 показана кривая расходно-напорной характеристики лишь для судна А. Расходно-напорные характеристики для судов большего водоизмещения В и С получены масштабированием по Фруду из кривой для судна А. Момент сопротивления M был посчитан в соответствии с алгоритмом, блок-схема которого представлена на рис. 3.2. Исходными данными для этого алгоритма являются деформированные состояния баллонета под действием различных значений избыточного давления в ВП p . Деформированные состояния баллонетов для судов А, В и С представлены на рисунке 4.22.

Параметры судов В и С m, L, l, S, W_0 были получены из соответствующих характеристик судна А путем масштабирования по числу Фруда. Линейные масштабы при этом следующие: $\sqrt[3]{\frac{m_{\text{VehicleB}}}{m_{\text{VehicleA}}}} = 2$ и $\sqrt[3]{\frac{m_{\text{VehicleC}}}{m_{\text{VehicleB}}}} = 1.5$. В то же время моменты демпфирования скега и демпфирующие силы не масштабировались. Указанные величины были вычислены с помощью уравнений (2.12) и рисунка Figures 2.2, а также рисунка 3.4 с использованием зазора под ГО h_0 , вычисленного как решение уравнений (3.21).

Углы отклонения баллонетов, равно как и производные $\left. \frac{\partial M}{\partial \varphi} \right|_0$ были получены из кривых $M(\varphi)$, вычисленных для различных значений давлений в нижнем

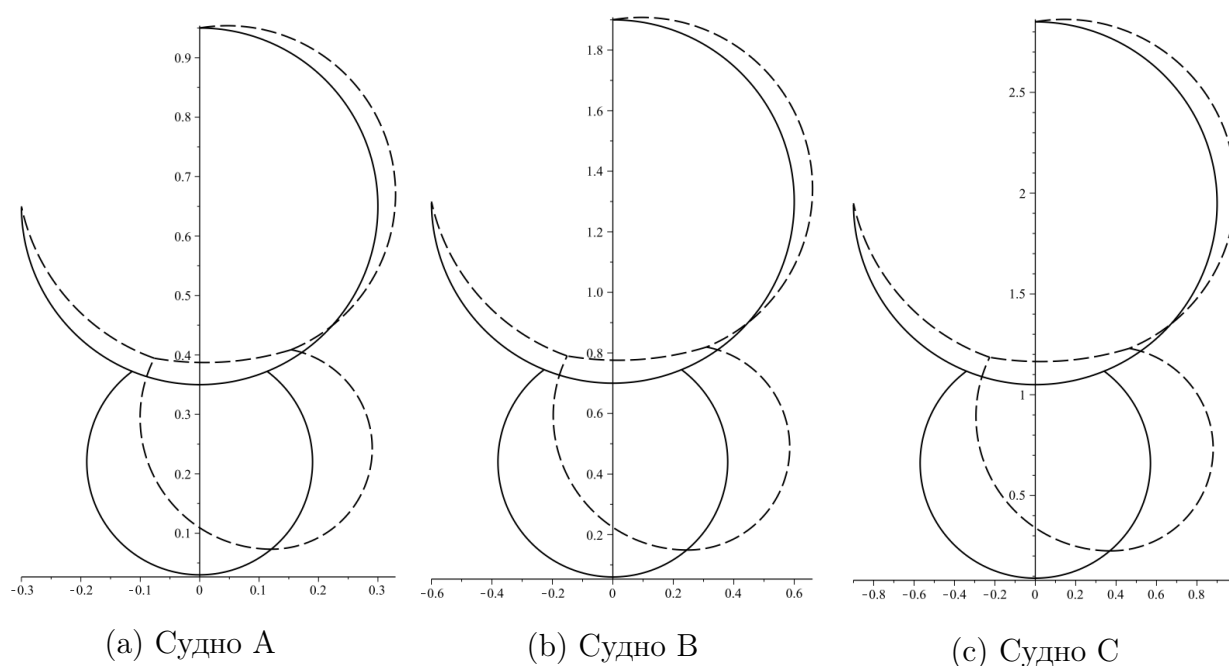


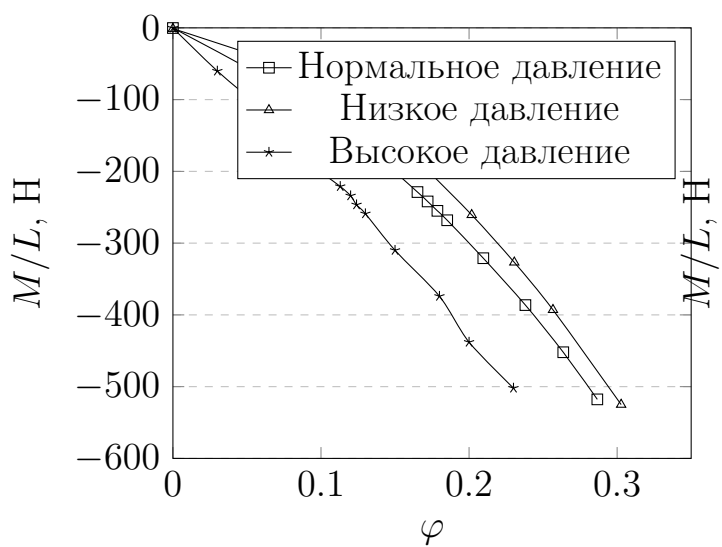
Рисунок 4.22 – Деформированные состояния баллонетов

ярусе баллонетов. Для каждого судна был получен набор из трех кривых моментов сопротивления, которые соответствуют базовому давлению, увеличенному давлению и уменьшенному давлению. Давления в верхних ярусах баллонетов менялись мало и составляли примерно 12 кПа для судна А, 24 кПа для судна В и 36 кПа для судна С.

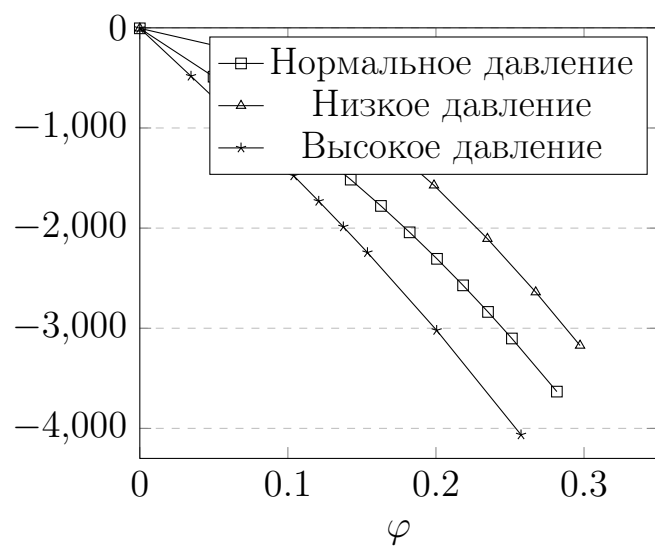
4.5.2 Результаты численного анализа

Для всех расчетных случаев решением характеристического уравнения (3.12) является один вещественный корень λ_1 и пара комплексно сопряженных корней $\lambda_{2,3}$ и $\lambda_{4,5}$. Для всех рассмотренных случаев движение, соответствующее вещественному корню λ_1 является быстро затухающим и поэтому не представляет интереса. Первая пара комплексно сопряженных корней соответствует длиннопериодическому движению, которое также быстро затухает. Таким образом устойчивость системы «воздушная подушка — центр тяжести — гибкое ограждение» определяется второй парой комплексно сопряженных корней $\lambda_{4,5}$. Действительные части этих корней могут быть как положительными, так и отрицательными.

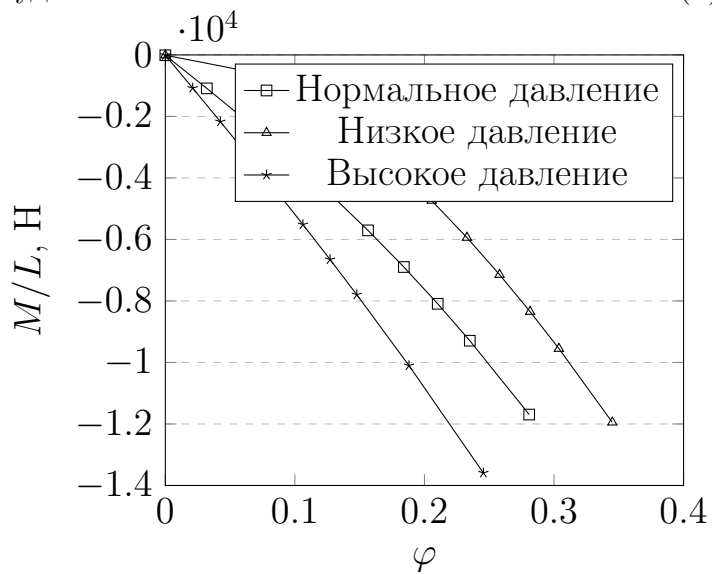
Решением характеристического уравнения упрощенной модели устойчивости (3.16) является один большой отрицательный действительный корень λ_1 и пара комплексно сопряженных корней, вещественная часть которых может



(a) Судно А



(b) Судно В



(c) Судно С

Рисунок 4.23 – Удельные моменты сопротивления (на единицу длины)

Свойство	Судно А	Судно В	Судно С
m	$\frac{4100}{2}$	$\frac{32800}{2}$	$\frac{110700}{2}$
L	10.5	21	31.5
l	0.7	1.4	2.1
S	20	80	180
W_0	14	112	378
p_0	1005.5	2011	3016
Q_0	5.71	32.79	88.38
$\left. \frac{\partial Q}{\partial p} \right _0$	-0.002	-0.005	-0.009
φ_0	0.19 для $p_{\text{bot}} = 3.1$ кПа	0.23 для $p_{\text{bot}} = 5.3$ кПа	0.31 для $p_{\text{bot}} = 7.25$ кПа
	0.17 для $p_{\text{bot}} = 4.25$ кПа	0.2 для $p_{\text{bot}} = 8.4$ кПа	0.18 для $p_{\text{bot}} = 12.4$ кПа
	0.12 для $p_{\text{bot}} = 8.2$ кПа	0.16 для $p_{\text{bot}} = 13.7$ кПа	0.12 для $p_{\text{bot}} = 24.6$ кПа
$\left. \frac{1}{L} \frac{\partial M}{\partial \varphi} \right _0$	-2178 для $p_{\text{bot}} = 3.1$ кПа	-15 570 для $p_{\text{bot}} = 5.3$ кПа	-37 405 для $p_{\text{bot}} = 7.25$ кПа
	-1980 для $p_{\text{bot}} = 4.25$ кПа	-13 967 для $p_{\text{bot}} = 8.4$ кПа	-44 418 для $p_{\text{bot}} = 12.4$ кПа
	-2500 для $p_{\text{bot}} = 8.2$ кПа	-15 577 для $p_{\text{bot}} = 13.7$ кПа	-54 850 для $p_{\text{bot}} = 24.6$ кПа
$\left. \frac{\partial M}{\partial \varphi} \right _0$	-3	-88	-543
$\left. \frac{\partial Y}{\partial \dot{H}} \right _0$	$-17836 \cdot Q_0 \cdot \rho$	$-4700 \cdot Q_0 \cdot \rho$	$-2154 \cdot Q_0 \cdot \rho$
I_φ	9.35	299.2	2272

Таблица 4.4 – Исходные данные для расчета устойчивости (на половину судна)

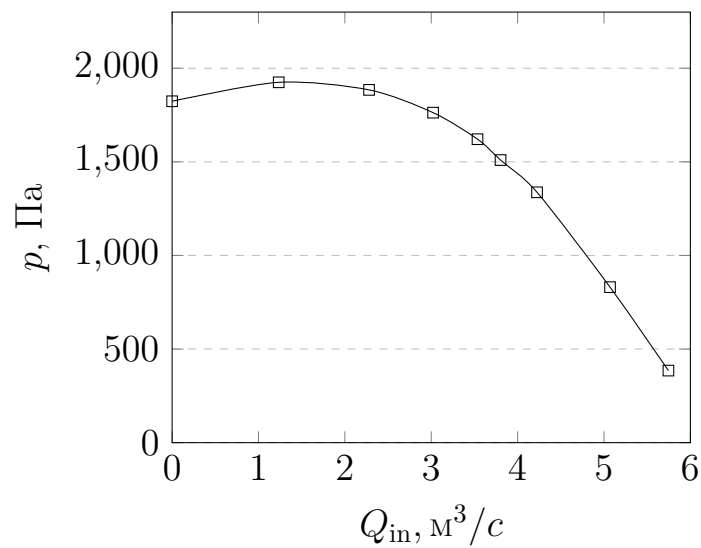


Рисунок 4.24 – Расходно-напорная характеристика судна А

быть как положительной, так и отрицательной.

Декременты колебаний показаны на рисунке 4.25. Движение устойчиво тогда и только тогда, когда декремент больше единицы.

Проведем анализ представленных результатов.

Моделирование, проведенное с использованием полной модели (3.4), дает более высокие значения декремента колебаний по сравнению с упрощенной моделью (3.5). Разница между декрементами, полученными с помощью двух моделей, уменьшается с ростом водоизмещения судна.

Обе модели показывают, что с ростом давления в баллонетах декремент увеличивается.

Далее, тенденция к неустойчивости подъемного комплекса СВП увеличивается вместе с ростом водоизмещения, при условии, что большее судно представляет собой масштабированную по Фрудру копию судна меньшего водоизмещения. В соответствии с данными рис. 4.25 судно массой 4 тонны устойчиво для всех возможных вариантов закачки воздуха в баллоны. Среднее судно В при стандартной закачке воздуха в баллоны находится на границе устойчивости, декремент колебаний равен единице. Наконец, самое тяжелое судно С неустойчиво даже для высокой закачки воздуха в баллонеты 24.5 кПа.

Итак, устойчивость большегрузных платформ на ВП, проектируемых методом масштабирования с моделей меньшего водоизмещения, может быть обеспечена путем опережающего роста водоизмещения увеличением давления в скегах. Так, судно С будет устойчиво только лишь при закачке в нижний ярус более 30 кПа, в то время как прогнозируемое с судна В давление составляет $\sqrt[3]{\frac{110.7}{32.8}} \cdot 8.4 = 12.4$ кПа. Отметим, что гибкое ограждение СВП является наиболее уязвимой и быстро изнашиваемой частью компоновки судна, а увеличение давления в баллонах приводит к повышению нагрузок, действующих на ГО. Проблему, теоретически, могла бы решить разработка новых материалов с более высокими механическими свойствами. Это, однако, приведет к увеличению веса судна, а также приведет к организационным и финансовым издержкам, связанным с налаживанием производства тканей или покупки их у поставщиков. Кроме того, увеличение давления в скегах приводит также к росту нагрузок на судно в целом, что снижает амфибийные качества аппарата. Поэтому такая часто используемая на практике мера, как опережающее рост водоизмещения увеличение давления в баллонетах представляется нерациональной.

Более предпочтительным представляется увеличение абсолютной величины наклона расходно-напорной характеристики вентилятора $\left. \frac{\partial Q_{\text{in}}}{\partial p} \right|_0$ в два и более раз или увеличение $\left. \frac{\partial M}{\partial \dot{\varphi}} \right|_0$ в 6 или более раз.

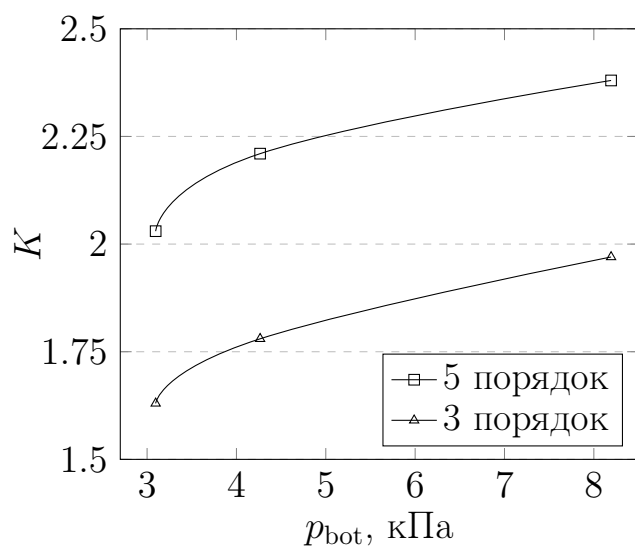
Показанная выше тенденция к падению устойчивости с ростом водоизмещения с помощью численного моделирования может быть проиллюстрирована также аналитически. Будем считать, что индекс 1 относится к модели, а индекс 2 — к полномасштабному аппарату. Линейный масштаб $s = \sqrt[3]{\frac{m_2}{m_1}} = \frac{l_2}{l_1}$. Тогда перепишем условие (3.20) для модели и для натуры:

$$\begin{aligned}\widetilde{\widetilde{D}}_1 &= -\frac{l_1 np_a}{2 W_1} \left(\left. \frac{\partial Q}{\partial p} \right|_0 - \frac{Q_1}{2p_1} \right) - \chi \sqrt{\frac{2p_1}{\rho}} \sin \varphi_0 > 0 \\ \widetilde{\widetilde{D}}_2 &= -\frac{l_1 np_a}{2 \sqrt{s} W_1} \left(\left. \frac{\partial Q}{\partial p} \right|_0 - \frac{Q_1}{2p_1} \right) - \sqrt{s} \chi \sqrt{\frac{2p_1}{\rho}} \sin \varphi_0 > 0\end{aligned}\tag{4.6}$$

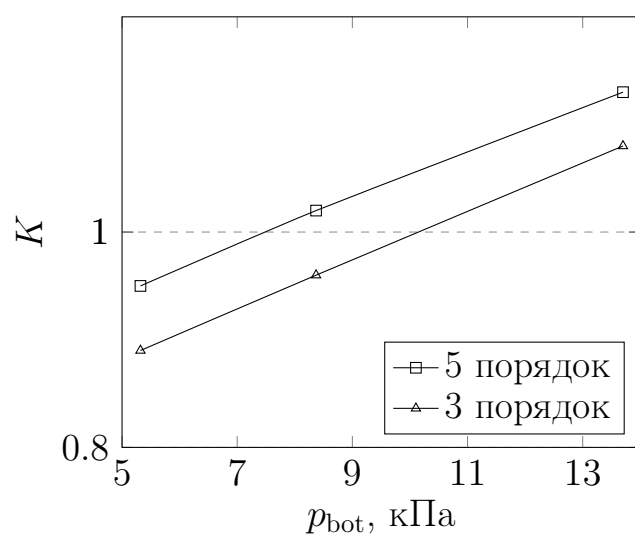
Так как $\left(\left. \frac{\partial Q_{\text{in}}}{\partial p} \right|_0 - \frac{Q_0}{2p_0} \right) < 0$ и $s > 1$, то $\widetilde{\widetilde{D}}_2 < \widetilde{\widetilde{D}}_1$. Следовательно, натурное судно менее устойчиво по сравнению с моделью. Заметим, что данный результат получен по упрощенной модели (3.5).

Так как модели, рассмотренные в данной работе, предназначены, главным образом, для применения на самых ранних этапах проектирования, представляется важным оценить влияние погрешностей трудоемкого CFD моделирования при подготовке исходных данных. Такие погрешности возникают неизбежно при использовании более грубых сеток, часто применяемых для сокращения временных затрат на проведение моделирования, а также при неточности исходной геометрии. Результаты соответствующего анализа, проведенного для судна В, представлены на рисунке 4.26. Демпфирующее давление ВП $\left. \frac{\partial Y}{\partial \dot{H}} \right|_0$ и демпфирование скега $\left. \frac{\partial M}{\partial \dot{\varphi}} \right|_0$ менялись независимо друг от друга. Приведенные результаты показывают, что даже очень большие погрешности при выполнении CFD расчетов приводят лишь к умеренным изменениям в декременте колебаний.

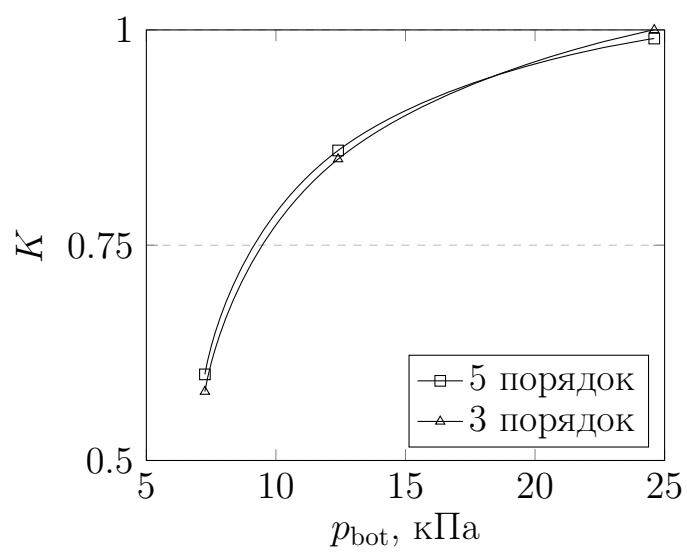
В обеспечение сохранности коммерческой тайны все вычисления и рассуждения, касающиеся устойчивости СВП, были приведены применительно к трем вымышленным судам с целью детального пояснения вычислительных процедур и демонстрации масштабного эффекта. Отметим, что описанные алгоритмы были также применены к двум реально существующим судам проектов А8 и А25,



(a) Судно А



(b) Судно В



(c) Судно С

Рисунок 4.25 – Декременты затуханий

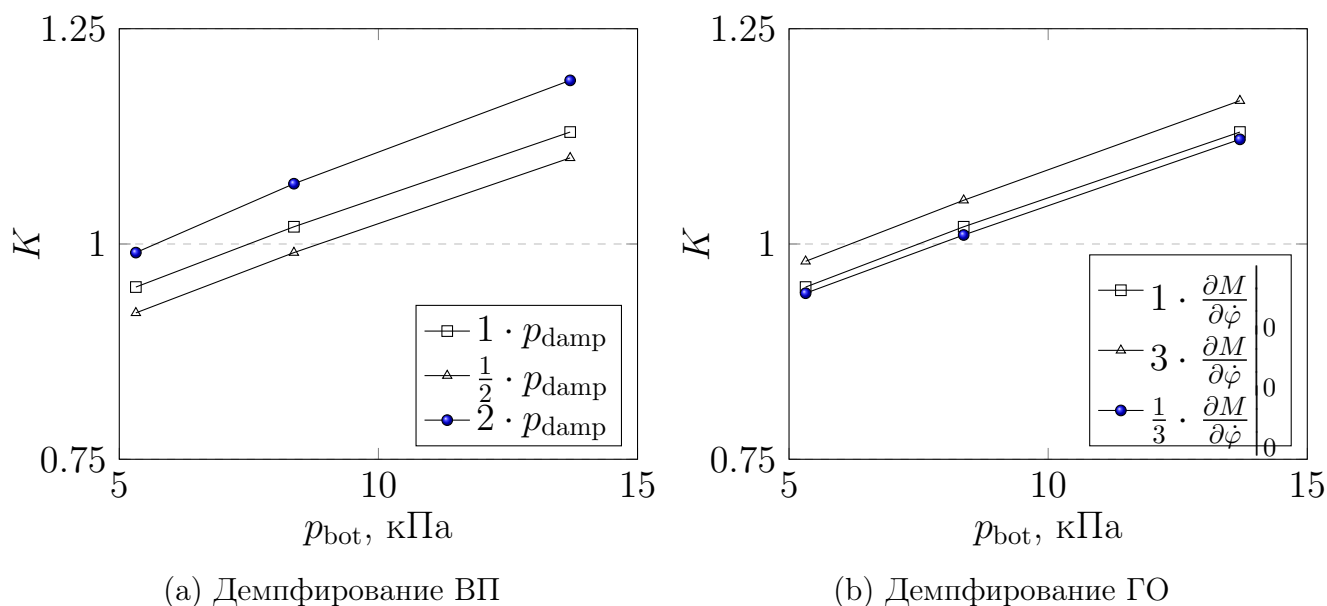


Рисунок 4.26 – Влияние точности CFD моделирования на декремент затухания

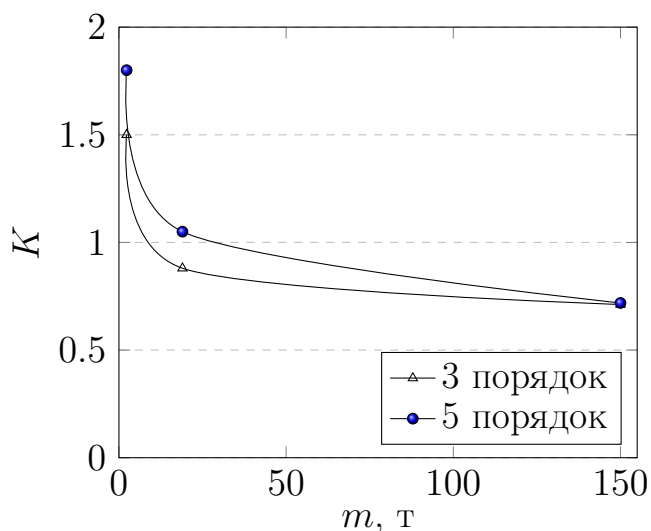


Рисунок 4.27 – Декременты колебаний судов проектов А8, А25 и А750

а также к одному перспективному проекту А750. Водоизмещения указанных судов 2,3, 19 и 150 тонн соответственно. На рисунке 4.27 приведены зависимости декрементов колебаний в зависимости от водоизмещения судна для штатной закачки воздуха в баллонеты. Представленные данные подтверждают предыдущие выводы. Отметим, что в соответствии с данными рис. 4.27 судно проекта А25 находится на границе зоны устойчивости при штатной закачке воздуха в баллоны. Данный факт подтверждается опытом эксплуатации и испытаний судов проекта А25ПС. Проблема была решена применением двух мер: во-первых, было повышено давление в скегах, во-вторых, была изменена конфигурация скега с целью снижения коэффициента истечения воздуха из зоны ВП.

4.6 Выводы

В настоящей главе представлены результаты апробации методик моделирования динамики и устойчивости СВП, а также применение их к актуальным исследовательским и проектным задачам.

Математическая модель динамики движения СВП была валидирована путем сравнения результатов расчета с результатами буксировочных испытаний в скоростном опытном бассейне и с натурными испытаниями, а также путем сопоставления результатов моделирования с результатами расчета методом конечных элементов. Анализ полученных данных позволяет сделать вывод об относительно удовлетворительном описании предложенной математической моделью движения судна и о целесообразности дальнейшего развития представленной методологии.

Также в данной главе исследован эффект масштаба в задачах динамики СВП. Данный вопрос имеет большое значение как в теории гидродинамического подобия, так и в практике проектирования новых моделей судов. Показано, что традиционное моделирование по числу Фруда приводит к значительному завышению вертикальных перегрузок, что может привести к нерациональным решениям в процессе проектирования, а также искажает требования регламентирующих обществ.

В связи с последним обстоятельством были проанализированы правила РМРС и RPP на предмет внешних нагрузок, действующих на судно. Показано, что величины продольных изгибающих моментов, определенные по Правилам RPP, заметно меньше продольных изгибающих моментов, полученных по Правилам РМРС. Распределение продольных изгибающих моментов по длине СВП в Правилах RPP и РМРС различно.

Одной из причин расхождения результатов является используемое в Правилах RPP допущение об отсутствии силового контакта понтона СВПА и моста СВПС с водой в режиме парения на ВП.

В Правилах РМРС при определении динамической составляющей изгибающего момента на волнении весьма грубо учитывается движение СВП по дифференту. В Правилах RPP это движение игнорируется. Это вторая причина расхождения результатов, полученных по Правилам РМРС и RPP.

Максимальные напряжения, возникающие в конструкции СВП, далеко не всегда находятся в соответствии с величинами ускорений в центре масс судна.

С этой точки зрения, методики определения продольных изгибающих моментов как по Правилам РРР, так и по Правилам РМРС дают низкое качество результатов. При этом результаты по Правилам РРР имеют тенденцию к ошибке в опасную сторону в части прочности конструкции СВПС, а результаты, получаемые по Правилам РМРС, ведут к необоснованному росту весовых характеристик и снижению конкурентных экономических показателей как СВПА, так и СВПС.

В данной главе также была апробирована методика определения устойчивости подъемного комплекса СВП, изложенная в главе 3. Показано, что более грубая модель (3.5) приводит к более низким значениям декремента затухания по сравнению с уточненной моделью (3.4). Продемонстрирован эффект масштаба на устойчивость подъемного комплекса СВП, который состоит в том, что при моделировании по числу Фруда устойчивость системы падает. Предложены способы повышения устойчивости судна с ростом водоизмещения.

Заключение

В диссертационной работе построены и апробированы две тесно связанные между собой математические модели: одна из них предназначена для моделирования динамики движения СВП с гибкими скегами во временной области, вторая позволяет определять характеристики устойчивости подъемного комплекса судна.

Методика моделирования динамики движения, изложенная в главе 2, основана на уравнении непрерывности массы воздуха, поступающей в зону воздушной подушки и вытекающей из нее. Силы на баллонетах определяются исходя из гипотезы независимых друг от друга плоских поперечных сечений. Насыщение математической модели выполняется с помощью самостоятельных CFD расчетов, таких, как вычисление демпфирования ВП и определение формы свободной поверхности под зоной ВП.

Данная модель была апробирована путем сравнения результатов ее применения с результатами экспериментов и конечно-элементных расчетов. С помощью методики был исследован масштабный эффект в задачах динамики судов на воздушной подушке и проанализированы внешние нагрузки, регламентируемые Правилами РРР и РМРС.

Модель устойчивости подъемного комплекса СВП основана на том же уравнении эволюции давления в зоне ВП, что и модель динамики движения, однако использует упрощенное представление баллонета как стержня, шарнирно закрепленного к корпусу. Данная модель может быть представлена в двух вариантах: укороченном, учитывающем лишь взаимодействие «ВП — гибкие скеги», а также полном, допускающем изменение вертикальной координаты судна. Из укороченной модели получено аналитическое условие устойчивости, в частном случае совпадающее с известным критерием устойчивости судна с жесткими скегами.

Методика определения устойчивости была применена к трем гипотетиче-

ским судам. На их примере показано, что упрощенная модель дает заниженные характеристики устойчивости, т.е. работает «в запас». Проиллюстрировано влияние масштабного эффекта на устойчивость подъемного комплекса. Предложено варианты решения проблем, связанных с потерей устойчивости СВП. Продемонстрированные результаты согласуются с опытом проектирования СВП с ГО баллонетного типа, в частности, объясняют появление автоколебаний «ВП — ГО» на натурных судах при моделировании по числу Фруда с уменьшенных моделей.

Список литературы

1. *Афремов А.* О физической природе вертикальных автоколебаний скеговых судов на воздушной подушке // Вопросы судостроения. — 1981. — № 28.
2. *Афремов А., Воронин В., Дьяченко В.* Расчёт качки и нагрузок в корпусе амфибийного СВП на волнении // Труды ЦНИИ им. А.Н.Крылова. — 2003. — 17 (301).
3. *Афремов А., Зайцев О.* Особенности нестационарных сил, возникающих при вынужденной вертикальной качке СВП // Вопросы судостроения. — 1977. — № 14.
4. *Бахвалов Н., Жидков Н., Кобельков Г.* Численные методы. — М.: Бином, 2015.
5. *Бородай И., Нецветаев Ю.* Мореходность судов. — Л.: Судостроение, 1982.
6. *Бутузов А.* О предельных параметрах искусственной каверны, образуемой на нижней поверхности горизонтальной стенки // Известия АН СССР. Сер. Механика жидкости и газа. — 1966. — № 2.
7. *Бутузов А., Сверчков А., Пустошный А., Чалов С.* Быстроходные суда на воздушной каверне // Тез. докл. науч.-техн. конф. «Проблемы мореходных качеств судов и корабельной гидродинамики» (XXXIX Крыловские чтения). СПб. — 1999. — С. 126.
8. *Вавилов И. С.* Теоретико-экспериментальное исследование летательного аппарата на воздушной подушке : дис. ... канд. / Вавилов Игорь Сергеевич. — Омский государственный технический университет, 2011.
9. *Войткунский Я., Фаддеев Ю., Федяевский К.* Гидромеханика. — Л.: Судостроение, 1982.

10. *Гантмахер Ф.* Теория матриц. — Litres, 2018.
11. *Горбачев Ю., Буянов А., Сверчков А.* Суда на воздушной каверне: реальный способ повышения энергоэффективности и экологической безопасности // Морской флот. — 2015. — № 2. — С. 28—37.
12. *Грамузов Е. М., Пеплин Ф. С., Февральских А. В.* Перспективы развития проекта амфибийного судна на воздушной подушке с аэродинамической разгрузкой // V МЕЖДУНАРОДНЫЙ БАЛТИЙСКИЙ МОРСКОЙ ФОРУМ. — 2017. — С. 145—153.
13. *Демешко Г.* Проектирование судов. Амфибийные СВП: учебник в 2-х кн. Кн. 2 // СПб.: Судостроение, 1992.—329 с. — 1992.
14. *Дьяченко Н. В.* Брызгообразование амфибийных судов на воздушной подушке. : дис. ... канд. / Дьяченко Наталия Владимировна. — ГОУВПО «Санкт-Петербургский государственный морской технический университет», 2013.
15. *Дьяченко Н.* Динамика движения капель воды в струе воздуха, выходящей из воздушной подушки // Материалы XIX Международной конференции по вычислительной механике и современным прикладным программным системам (ВМСППС'2015). — 2015. — С. 440—442.
16. *Дьяченко Н.* Модель турбулентной струи воздуха, вытекающей из области воздушной подушки // Материалы XX Юбилейной Международной конференции по вычислительной механике и современным прикладным системам (ВМСППС'2017). — 2017. — С. 445—447.
17. *Дьяченко Н.* Распределение капель воды по высоте над уровнем моря в облаке, окружающем судно на воздушной подушке // Материалы XII Международной конференции по прикладной математике и механике в аэрокосмической отрасли (NPNJ'2018). — 2018. — С. 44—46.
18. *Ершов Н., Попов А.* Прочность судовых конструкций при локальных динамических нагружениях. — Л.: Судостроение, 1989.
19. *Жидков А., Пеплин Ф., Шабаров В.* Масштабный эффект в задачах динамики движения судов на воздушной подушке // Научно-технический сборник Российского морского регистра судоходства. — 2020. — № 60/61. — С. 56—65.

20. *Игумнов Л. А., Крыжанов А. М., Ермолаев А. В., Кальясов П. С.* Применение методов виртуального проектирования при разработке концептуального проекта амфибийного судна на воздушной подушке с гибким ограждением баллонетного типа // Вестник Нижегородского университета им. Н.И. Лобачевского. — 2013. — № 1—3.
21. *Иродов Р.* Критерии продольной устойчивости экраноплана // Ученые записки ЦАГИ. — 1970. — Т. 1, № 4.
22. *Кальясов П. С.* Численное моделирование аэрогидродинамики амфибийных судов на воздушной подушке с гибким ограждением баллонетного типа : дис. ... канд. / Кальясов Павел Сергеевич. — Нижегородский государственный университет им. Н.И. Лобачевского, 2011.
23. *Кальясов П. С., Кудин М. В., Туманин А. В., Февральских А. В.* Сравнение аэродинамических характеристик, полученных по результатам компьютерного моделирования и натурных испытаний АСВП с АР // СОВРЕМЕННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ В КОРАБЛЕСТРОИТЕЛЬНОМ И АВИАЦИОННОМ ОБРАЗОВАНИИ, НАУКЕ И ПРОИЗВОДСТВЕ. — 2016. — С. 238—244.
24. *Козин В. М.* Способы определения критических скоростей нагрузок, движущихся в условиях сплошного ледяного покрова (обзор) // Вестник инженерной школы Дальневосточного федерального университета. — 2019. — 2 (39).
25. *Козин В. М.* Резонансный метод разрушения ледяного покрова : дис. ... канд. / Козин Виктор Михайлович. — Президиум Дальневосточного отделения РАН. Ин-т машиноведения и металлургии, 1993.
26. *Козин В. М., Земляк В. Л.* Физические основы разрушения ледяного покрова резонансным методом. — 2013.
27. *Козин В. М., Земляк В. Л., Рогожникова Е. Г.* Увеличение эффективности резонансного метода разрушения ледяного покрова при одновременном движении двух судов на воздушной подушке // Прикладная механика и техническая физика. — 2017. — Т. 58, № 2. — С. 188—192.
28. *Логвинович Г. В.* Гидродинамика течений со свободными границами. — Наукова думка, 1969.

29. *Любимов В. И.* Анализ технико-эксплуатационных характеристик перспективных типов скоростных судов // Научные проблемы водного транспорта. — 2021. — № 67. — С. 33—41.
30. *Меркин Д.* Введение в механику гибкой нити. — М.: Наука, 1980.
31. *Панов А. Ю.* Динамика быстроходных судов : дис. ... канд. / Панов Алексей Юрьевич. — Санкт-Петербургский гос. морской техн. ун-т, 1996.
32. *Пеплин Ф., Охотин К.* Математическое моделирование остойчивости судов на воздушной подушке с гибким ограждением баллонетного типа // XXIII Нижегородская сессия молодых ученых (технические, естественные, математические науки). — 2018. — С. 189—190.
33. *Пеплин Ф., Чекмарев Д., Охотин К., Шабаров В.* Остойчивость судов на воздушной подушке с гибким ограждением баллонетного типа на эксплуатационных режимах // Научно-технический сборник Российского морского регистра судоходства. — 2019. — № 54/55. — С. 31—38.
34. *Погорелова А.* Особенности волнового сопротивления СВПА при нестационарном движении по ледяному покрову // Прикладная механика и техническая физика. — 2008. — Т. 49, № 1. — С. 89—99.
35. *Роннов Е. П., Любимов В. И., Барышев В. И.* АНАЛИЗ И ОБОСНОВАНИЕ ПЕРСПЕКТИВНЫХ НАПРАВЛЕНИЙ РАЗВИТИЯ СКОРОСТНОГО ФЛОТА // Великие реки-2020. — 2020. — С. 34—34.
36. *Российский морской регистр судоходства.* Правила классификации и постройки высокоскоростных судов. — Санкт-Петербург, 2018.
37. *Российский Речной Регистр.* Правила классификации и постройки судов (ПКПС). — Москва, 2019.
38. *Сверчков А. В., Пустошный А. В., Горбачев Ю. Н.* Экспериментальные исследования и проектные проработки по применению воздушных каверн на судах смешанного плавания // Труды ЦНИИ им. акад. АН Крылова. — 2012. — № 69. — С. 23—38.
39. *Смирнов С.* Суда на воздушной подушке скегового типа. — Л.: Судостроение, 1983.

40. *Туманин А.* Моделирование статики и динамики гибкого ограждения баллонетного типа амфибийного судна на воздушной подушке. Автореферат диссертации кандидата технических наук. — ННГУ им. Н.И. Лобачевского, 2012.
41. *Федотов Б.* Методика проектирования гибкого ограждения амфибийных судов на воздушной подушке : дис. ... канд. / Федотов БГ. — ГМТУ. СПб, 2007.
42. *Флетчер К.* Вычислительные методы в динамике жидкостей: В 2-х т.: Пер. с англ. — Мир, 1991.
43. *Шабаров В., Пеплин Ф.* Условия устойчивости несущего комплекса судна на воздушной подушке с гибкими скегами // Вестник Инженерной школы Дальневосточного федерального университета. — 2019. — 2 (39).
44. *Шабаров В., Туманин А.* Методика численного моделирования динамики движения амфибийного судна на воздушной подушке с гибким ограждением баллонетного типа // Proceedings of 14th conference on Fast Sea Transportation. — 2017. — С. 400—407.
45. *Шабаров В., Пеплин Ф., Туманин А., Чекмарев Д.* О моделировании внешних нагрузок при движении судна на воздушной подушке баллонетного типа // Материалы XX Юбилейной Международной конференции по вычислительной механике и современным прикладным системам (ВМ-СППС'2017). — 2017. — С. 123—124.
46. *Шабаров В., Чекмарев Д., Пеплин Ф., Охотин К.* Определение кривых статической устойчивости амфибийного судна на воздушной подушке с гибким ограждением баллонетного типа // Материалы XII Международной конференции по прикладной математике и механике в аэрокосмической отрасли (NPNJ'2018). — 2018. — С. 520—521.
47. *Шабаров В., Чекмарев Д., Туманин А., Пеплин Ф.* Определение демпфирующих сил, возникающих при вертикальных колебаниях судна на воздушной подушке на крейсерском режиме движения // Научные проблемы водного транспорта. — 2018. — № 55.
48. *Abele G.* [и др.]. Performance testing of an air cushion vehicle on the Greenland Ice Cap. — 1966.

49. *Auestad Ø. F., Gravdahl J. T., Perez T., Sørensen A. J., Espeland T. H.* Boarding control system for improved accessibility to offshore wind turbines: Full-scale testing // *Control Engineering Practice*. — 2015. — T. 45. — C. 207—218.
50. *Auestad Ø. F., Gravdahl J. T., Sørensen A. J., Espeland T. H.* Motion compensation system for a free floating surface effect ship // *IFAC Proceedings Volumes*. — 2014. — T. 47, № 3. — C. 8819—8824.
51. *Auestad Ø. F., McFann J. W., Gravdahl J. T.* Full-scale performance of the SES Motion Control System // *SNAME 13th International Conference on Fast Sea Transportation*. — OnePetro. 2015.
52. *Auestad Ø. F.* Heave control system for a surface effect ship: Disturbance damping of wave induced motion at zero vessel speed : дис. . . . маг. / Auestad Øyvind Fidje. — Institutt for teknisk kybernetikk, 2012.
53. *Bendjaballah D., Bouchoucha A., Sahli M. L.* Numerical simulation of the passenger side airbag deployment in out-of-position // *International Conference on Dependability and Complex Systems*. — Springer. 2016. — C. 13—23.
54. *Bertram V.* Practical ship hydrodynamics. — Elsevier, 2011.
55. *Budiyono A., Hao W., Teo C., Khoo B., Goh C.* Aerodynamic and stability characteristics of NACA4412 in ground effects // *International Journal of Intelligent Unmanned Systems*. — 2013.
56. *Challa R., Newborn D., Yim S.* Finite element contact/impact modeling capability of complex surface effect ship dynamics: preliminary assessment // *International Conference on Offshore Mechanics and Arctic Engineering*. T. 55430. — American Society of Mechanical Engineers. 2013. — V009T12A044.
57. *Chung J., Jung T.-C.* Optimization of an air cushion vehicle bag and finger skirt using genetic algorithms // *Aerospace Science and Technology*. — 2004. — T. 8, № 3. — C. 219—229.
58. *Chung J., Sullivan P. A.* Linear heave dynamics of an air-cushion vehicle bag-and-finger skirt // *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*. — 2000. — T. 43, № 140. — C. 39—45.

59. *Cole R. E., Neu W. L.* Validation of a commercial fluid-structure interaction solver with applications to air cushion vehicle flexible seals // Ocean Engineering. — 2019. — Т. 189. — С. 106287.
60. *Cole R. E.* Numerical Modeling of Air Cushion Vehicle Flexible Seals : дис. ... канд. / Cole Robert Edward. — Virginia Tech, 2018.
61. *Collu M., Patel M. H., Trarieux F.* The longitudinal static stability of an aerodynamically alleviated marine vehicle, a mathematical model // Proceedings of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences. — 2010. — Т. 466, № 2116. — С. 1055—1075.
62. *Connell B. S., Milewski W. M., Goldman B., Kring D. C.* Single and multi-body surface effect ship simulation for T-Craft design evaluation // Proceedings of the 11th International Conference on FAST2011. Proceedings papers: P2011-9. — 2011.
63. *Day A. H., Clelland D., Doctors L. J., Beveridge P.* Resistance of a compartmented surface-effect ship // Journal of Ship Production and Design. — 2010. — Т. 26, № 03. — С. 219—230.
64. *De Jong P.* Seakeeping behaviour of high speed ships: an experimental and numerical study : дис. ... канд. / De Jong Pepijn. — Delft University, 2011.
65. *Doctors L. J.* On the Use of Pressure Distributions to Model the Hydrodynamics of Air-Cushion Vehicles and Surface-Effect Ships // Naval Engineers Journal. — 1993. — Т. 105, № 2. — С. 69—89.
66. *Doctors L. J.* Near-Field Hydrodynamics of a Surface-Effect Ship. // Journal of ship research. — 2012. — Т. 56, № 3.
67. *Doctors L. J., McKesson C. B.* The resistance components of a surface-effect ship // Proceedings of the 26th Symposium on Naval Hydrodynamics. — 2006. — С. 17—22.
68. *Doctors L.* Optimization of a split-cushion surface-effect ship // Proceedings of eighth international conference on fast sea transportation (FAST'05), Saint Petersburg, Russia, June 2005. Т. 8. — 2005.
69. *Ersan D. B., Beji S.* Numerical simulation of waves generated by a moving pressure field // Ocean engineering. — 2013. — Т. 59. — С. 231—239.

70. *Faltinsen O., Zhao R.* Numerical predictions of ship motions at high forward speed // Philosophical Transactions of the Royal Society of London. Series A: Physical and Engineering Sciences. — 1991. — T. 334, № 1634. — C. 241—252.
71. *Faltinsen O. M.* The effect of hydroelasticity on ship slamming // Philosophical Transactions of the Royal Society of London. Series A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences. — 1997. — T. 355, № 1724. — C. 575—591.
72. *Faltinsen O. M.* Hydrodynamics of high-speed marine vehicles. — Cambridge university press, 2005.
73. *Faltinsen O. M., Kvålsvold J., Aarsnes J. V.* Wave impact on a horizontal elastic plate // Journal of Marine Science and Technology. — 1997. — T. 2, № 2. — C. 87—100.
74. *Fu M., Gao S., Wang C., Li M.* Human-centered automatic tracking system for underactuated hovercraft based on adaptive chattering-free full-order terminal sliding mode control // IEEE Access. — 2018. — T. 6. — C. 37883—37892.
75. *Fu M., Gao S., Wang C., Li M.* Design of driver assistance system for air cushion vehicle with uncertainty based on model knowledge neural network // Ocean Engineering. — 2019. — T. 172. — C. 296—307.
76. *Gao X., Xu S., Tang W.* Hybrid analytic-FEM approach for dynamic response analysis of air-cushion vehicle skirts // Marine Structures. — 2021. — T. 79. — C. 103062.
77. *Garcia-Espinosa J., Di Capua D., Servan-Camas B., Ubach P.-A., Onate E.* A FEM fluid–structure interaction algorithm for analysis of the seal dynamics of a Surface-Effect Ship // Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering. — 2015. — T. 295. — C. 290—304.
78. *Gilbert J. N.* Accelerating an SPH-FEM solver using heterogeneous computing for use in fluid-structure interaction problems : дис. ... канд. / Gilbert John N. — Virginia Polytechnic Institute, State University, 2015.
79. *Graham T., Sullivan P., Hinchey M.* Skirt material effects on air cushion dynamic heave stability // Journal of Aircraft. — 1985. — T. 22, № 2. — C. 101—108.

80. *Guo Z., Ma Q., Qin H.* A novel 2.5 D method for solving the mixed boundary value problem of a surface effect ship // *Applied Ocean Research*. — 2018. — T. 78. — C. 25–32.
81. *Guo Z., Ma Q., Yang J.* A seakeeping analysis method for a high-speed partial air cushion supported catamaran (PACSCAT) // *Ocean Engineering*. — 2015. — T. 110. — C. 357–376.
82. *Hallquist J.* LS-Dyna Theoretical Manual. — Livermore Software Technology Corporation, 1998.
83. *Harlow F. H., Welch J. E.* Numerical study of large-amplitude free-surface motions // *The Physics of Fluids*. — 1966. — T. 9, № 5. — C. 842–851.
84. *Hassani V., Auestad Ø., Nataletti M.* Experimental Results for Pitch Damping in Speed and Wave for a Surface Effect Ship with Split Air Cushion // 2020 IEEE Conference on Control Technology and Applications (CCTA). — IEEE. 2020. — C. 410–414.
85. *Hassani V., Fjellvang S., Auestad Ø., Gravdahl J. T.* Adaptive boarding control system in surface effect ships // 2019 18th European Control Conference (ECC). — IEEE. 2019. — C. 3456–3461.
86. *Haukeland O. M., Hassani V., Auestad Ø.* Surface Effect Ship with Four Air Cushions Part I: Dynamic Modeling and Simulation // *IFAC-PapersOnLine*. — 2019. — T. 52, № 21. — C. 128–133.
87. *Hinchey M., Sullivan P.* A theoretical study of limit cycle oscillations of plenum air cushions // *Journal of sound and vibration*. — 1981. — T. 79, № 1. — C. 61–77.
88. *Hirata N., Faltinsen O.* Computation of Cobblestone effect with unsteady viscous flow under a stern seal bag of a SES // *Journal of fluids and structures*. — 2000. — T. 14, № 7. — C. 1053–1069.
89. *Hirth A., Haufe A., Olovsson L.* Airbag simulation with LS-DYNA past-present-future // *Conference: 6th European LS-DYNA Conference*. — 2007. — № 6.
90. *Holliday N. M.* Flagellation Testing of Composite Finger Skirts for Surface Effect Ship (SES) Application : дис. ... маг. / Holliday Natalie Marie. — 2021.

91. *Hsua C.-Y., Liangb C.-C., Vob P.-D., Nguyenc H.-A.* Dynamic Response of Air Cushion Vehicle's Skirt under High Pressure Bubble Impact // Seventh international conference on advances in civil and structural engineering. — T. 17. — C. 18.
92. *Jalalisendi M., Porfiri M.* Water entry of compliant slender bodies: Theory and experiments // International Journal of Mechanical Sciences. — 2018. — T. 149. — C. 514—529.
93. *Jiang Y., Tang W.* Numerical study of section geometry of flexible bag of air cushion vehicle subjected to slamming loads // Ocean Engineering. — 2021. — T. 227. — C. 108894.
94. *Kouvaras N.* Test platform development for measuring surface effect ship response to wave loads. — Florida Atlantic University, 2010.
95. *Kramer M. R.* Numerical Investigation of the Steady-State Interaction Between Surface Effect Ship Seals, Air Cushion, Free-Surface Waves, and Vessel Motion. : дис. ... канд. / Kramer Matthew Robert. — 2013.
96. *Kring D. C., Parish M. K., Milewski W. M., Connell B. S.* Simulation and maneuvering in waves for high-speed Surface Effect Ship // Proceedings of the 11th International Conference on FAST2011. — 2011.
97. *Lee J.* Computational analysis of static height stability and aerodynamics of vehicles with a fuselage, wing and tail in ground effect // Ocean Engineering. — 2018. — T. 168. — C. 12—22.
98. *LIU J.-b., ZHANG Z.-h., ZHANG L.-y., YAO J.* Application of mixed BEM and FDM in numerical simulation of ice-breaking by air cushion vehicle // Journal of Naval University of Engineering. — 2013. — C. 03.
99. *Lu Z.-H., Zhang Z.-H., Hu M.-Y., Yao J., Zhang L.-Y.* Numerical simulation for ice-breaking process of an amphibian air cushion vehicle // Journal of Vibration and Shock. — 2012.
100. *Lyons D. G.* Implications of Shallow Water in Numerical Simulations of a Surface Effect Ship : дис. ... канд. / Lyons David Geoffrey. — Virginia Tech, 2014.

101. *Ma S., Duan W.-Y., Song J.-Z.* An efficient numerical method for solving ‘2.5 D’ ship seakeeping problem // Ocean engineering. — 2005. — T. 32, № 8/9. — C. 937—960.
102. *Maki K. J., Broglia R., Doctors L. J., Di Mascio A.* Nonlinear wave resistance of a two-dimensional pressure patch moving on a free surface // Ocean engineering. 2012. — T. 39. — C. 62—71.
103. *Maki K. J., Broglia R., Doctors L. J., Di Mascio A.* Numerical investigation of the components of calm-water resistance of a surface-effect ship // Ocean engineering. — 2013. — T. 72. — C. 375—385.
104. *Mantle P. J.* A technical summary of air cushion craft development : tex. отч. / DAVID W TAYLOR NAVAL SHIP RESEARCH ; DEVELOPMENT CENTER BETHESDA MD. — 1975.
105. *Matveev K., Kornev N.* Dynamics and stability of boats with aerodynamic support // Journal of Ship Production and Design. — 2013. — T. 29, № 1. — C. 17—24.
106. *Menter F.* Zonal two equation kw turbulence models for aerodynamic flows // 23rd fluid dynamics, plasmadynamics, and lasers conference. — 1993. — C. 2906.
107. *Milewski B., Connell B., Wilson J., Kring D.* Dynamics of air cushion vehicles operating in a seaway. — 2007.
108. *Moradi H., Ranji A. R., Haddadpour H.* Dynamic response of a flat plate subjected to compression force during vertical and oblique impacts with calm water // Engineering Structures. — 2018. — T. 176. — C. 697—706.
109. *Morales R., Sira-Ramirez H., Somolinos J.* Linear active disturbance rejection control of the hovercraft vessel model // Ocean Engineering. — 2015. — T. 96. — C. 100—108.
110. *Muller E.* Ice Breaking with an Air Cushion Vehicle // SIAM Review. — 1979. — T. 21, № 1. — C. 129—135.
111. *Ozawa H., Yamashita S., Tanaka H.* Characteristics of resistance in twin-hulled air cushion vehicle // Journal of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences. — 1979. — T. 27, № 301. — C. 92—100.

112. *Ozbulut M., Yildiz M., Goren O.* A numerical investigation into the correction algorithms for SPH method in modeling violent free surface flows // International Journal of Mechanical Sciences. — 2014. — T. 79. — C. 56—65.
113. *Papanikolaou A. D.* Developments and potential of advanced marine vehicles concepts // Bulletin of the KANSAI Society of Naval Architects, Japan. — 2002. — T. 55. — C. 50—54.
114. *Peplin F., Shabarov V., Tumanin A.* Determination of loads acting on the ballonnet type board seal of amphibious hovercrafts // Proceedings of 14th conference on Fast Sea Transportation. — 2017. — C. 400—407.
115. *Pogorelova A. V.* Effect of bottom slope on the wave resistance of an air-cushion vehicle in unsteady motion over an ice sheet // The Twenty-second International Offshore and Polar Engineering Conference. — OnePetro. 2012.
116. *Rigatos G., Raffo G.* Nonlinear control of the underactuated hovercraft using the Derivative-free nonlinear Kalman filter // 2014 14th UK Workshop on Computational Intelligence (UKCI). — IEEE. 2014. — C. 1—7.
117. *Rozhdestvensky K. V.* Wing-in-ground effect vehicles // Progress in aerospace sciences. — 2006. — T. 42, № 3. — C. 211—283.
118. *Sahin I., Hyman M. C.* Simulation of three - dimensional finite - depth wave phenomenon for moving pressure distributions // Ocean engineering. — 2001. — T. 28, № 12. — C. 1621—1630.
119. *Shabarov V., Kaliasov P., Peplin F.* Influence of ground effect on longitudinal aerodynamic damping of wing - in - ground effect vehicles // Ship Technology Research. — 2020. — T. 67, № 2. — C. 101—108.
120. *Shabarov V., Peplin F., Kalyasov P., Shaposhnikov V.* Analytical and numerical investigation of the lift system stability of the air cushion vehicle fitted with closed inflated side seals // Applied Ocean Research. — 2022. — T. 120. — C. 103045. — ISSN 0141-1187. — DOI: <https://doi.org/10.1016/j.apor.2022.103045>. — URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0141118722000013>.

121. *Shin S.-Y., Whang K.-H., Kim K.-S., Kwon J.-H.* Evaluation of longitudinal stability characteristics based on Irodov's criteria for wing-In-ground effect // Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences. — 2011. — T. 53, № 182. — C. 237—242.
122. *Shojaei K.* Neural adaptive robust control of underactuated marine surface vehicles with input saturation // Applied Ocean Research. — 2015. — T. 53. — C. 267—278.
123. *Sira-Ramirez H.* Dynamic second-order sliding mode control of the hovercraft vessel // IEEE transactions on control systems technology. — 2002. — T. 10, № 6. — C. 860—865.
124. *Staufenbiel R., Schlichting U.-J.* Stability of airplanes in ground effect // Journal of Aircraft. — 1988. — T. 25, № 4. — C. 289—294.
125. *Steen S.* Experimental verification of the resistance of a split cushion surface effect ship // Proceedings of eighth international conference on fast sea transportation (FAST'05), Saint Petersburg, Russia, June 2005. T. 8. — 2005.
126. *Steen S.* Cobblestone effect on SES. — 1995.
127. *Sturova I.* Motion of a Load over an Ice Sheet with Non-Uniform Compression // Fluid Dynamics. — 2021. — T. 56, № 4. — C. 503—512.
128. *Sullivan P., Byrne J., Hinchey M.* Non-linear oscillations of a simple flexible skirt air cushion // Journal of sound and vibration. — 1985. — T. 102, № 2. — C. 269—283.
129. *Tanaka H., Ozawa H., Yamashita S.* Evaluation on Resistance Characteristics of an Air Cushion Catamaran in Calm Water // Journal of the Society of Naval Architects of Japan. — 1979. — T. 1979, № 146. — C. 35—42.
130. *Teigland H., Hassani V., Auestad Ø.* Design and verification of a sway-yaw control system for Surface Effect Ships using vent valves // IFAC-PapersOnLine. — 2019. — T. 52, № 21. — C. 39—44.
131. *Tønnessen J., Engebretsen Bryn H.* Nonlinear Modeling, Controller and Observer Design for Roll Damping on a Surface Effect Ship with Split Air Cushion : дис. ... маг. / Tønnessen Jonas, Engebretsen Bryn Håkon. — NTNU, 2017.
132. *Ulstein T., Faltinsen O.* Cobblestone effect on surface effect ships. — 1996.

133. *Van der Veen W.* Simulation of a compartmented airbag deployment using an explicit, coupled Euler/Lagrange method with adaptive Euler domains // NAFEMS, Florida. — 2003.
134. *Vassalos D., Xie N., Jasionowski A., Konovessis D.* Stability and safety analysis of the air-lifted catamaran // Ships and Offshore Structures. — 2008. — T. 3, № 2. — C. 91—98.
135. *Wagner H. v.* Über die Landung von Seeflugzeugen // Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt. — 1931. — T. 22. — C. 1—8.
136. *Wagner H.* Über stoß- und gleitvorgänge an der oberfläche von flüssigkeiten // ZAMM-Journal of Applied Mathematics and Mechanics/Zeitschrift für Angewandte Mathematik und Mechanik. — 1932. — T. 12, № 4. — C. 193—215.
137. *Wang C., Zhang Z. H., Miao T., Yao J., Zhang L. Y., Chen K.* Determination of Critical Speed in Ice Breaking by Air Cushion Vehicle // Applied Mechanics and Materials. T. 138. — Trans Tech Publ. 2012. — C. 529—533.
138. *Wang S., Karmakar D., Soares C. G.* Hydroelastic impact of a horizontal floating plate with forward speed // Journal of Fluids and Structures. — 2016. — T. 60. — C. 97—113.
139. *Wang S., Soares C. G.* Simplified approach to dynamic responses of elastic wedges impacting with water // Ocean Engineering. — 2018. — T. 150. — C. 81—93.
140. *Wilson R. A., Wells S. M., Heber C. E.* Powering prediction for surface effect ships based on model results // Journal of Hydronautics. — 1979. — T. 13, № 4. — C. 113—119.
141. *Xie N., Vassalos D., Jasionowski A., Sayer P.* A seakeeping analysis method for an air-lifted vessel // Ocean engineering. — 2008. — T. 35, № 14/15. — C. 1512—1520.
142. *Xu S., Chen K., Tang Y., Xiong Y., Ma T., Tang W.* Research on the transverse stability of an air cushion vehicle hovering over the rigid ground // Ships and Offshore Structures. — 2021. — C. 1—17.

143. Yu Z., Amdahl J., Greco M., Xu H. Hydro-plastic response of beams and stiffened panels subjected to extreme water slamming at small impact angles, Part I: An analytical solution // Marine Structures. — 2019. — T. 65. — C. 53—74.
144. Yu Z., Amdahl J., Greco M., Xu H. Hydro-plastic response of beams and stiffened panels subjected to extreme water slamming at small impact angles, Part II: numerical verification and analysis // Marine Structures. — 2019. — T. 65. — C. 114—133.
145. Zhang Z. H., Wang C., Gu J. N., Miao T., Wang L. F., Sun B. B. Measurement method in model test of ice breaking by air cushion vehicle // Applied Mechanics and Materials. T. 204. — Trans Tech Publ. 2012. — C. 4694—4697.
146. Zhang Z., Xu S., Wang D. Unfold of Skirt Bag at Bow and Stern Corner with Sophisticated Configuration of Air Cushion Vehicle // The 30th International Ocean and Polar Engineering Conference. — OnePetro. 2020.
147. Zhao J., Pang J. Trajectory control of underactuated hovercraft // 2010 8th World Congress on Intelligent Control and Automation. — IEEE. 2010. — C. 3904—3907.
148. Zhihong Z., Jiannong G., Chong W., Mingyong H., Zaihua L., Feifei L. Model experiment about response of floating ice sheet subjected to moving air cushion vehicle // Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics. — 2014. — T. 46, № 5. — C. 655.