

**Федеральное агентство по образованию
Государственное образовательное учреждение высшего образования
“Санкт-Петербургский государственный морской технический университет”**

УДК 629.12.001.2

На правах рукописи

ТЕНИШЕВ ПЁТР ГЕННАДЬЕВИЧ

**МЕТОДИКА
ОБОСНОВАНИЯ КОНЦЕПЦИИ АВИАНЕСУЩЕГО КОРАБЛЯ
В ЭКСПОРТНОМ ИСПОЛНЕНИИ
МЕТОДАМИ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ
НА РАННИХ СТАДИЯХ ПРОЕКТИРОВАНИЯ**

Специальность 05.08.03 – «Проектирование и конструкция судов»

ДИССЕРТАЦИЯ

на соискание ученой степени кандидата технических наук

Научный руководитель:
доктор технических наук, профессор Гайкович А. И.

САНКТ-ПЕТЕРБУРГ

2018 г.

Содержание

Введение	4
Глава 1. Анализ авианесущего корабля как системного объекта оптимизации	8
1.1 Авианесущий корабль как элемент метасистемы «Флот».....	8
1.2 Авианесущий корабль во взаимодействии с внешней средой.....	34
1.3 Авианесущий корабль как совокупность подсистем.....	35
1.4 Обоснование задачи проектирования авианосца как объекта оптимизации.....	50
Выводы по Главе 1.....	56
Глава 2. Разработка математической модели для основных кораблестроительных элементов	57
2.1 Формальная постановка задачи оптимизации основных кораблестроительных элементов авианесущего корабля.....	57
2.2 Геометрическая модель авианесущего корабля как основа его математической модели.....	65
2.3 Расчеты нагрузки масс в математической модели авианосца.....	71
2.4 Генерация теоретического чертежа и расчетов статики корабля.....	76
2.5 Определение потребной мощности энергетической установки.....	80
2.6 Расчеты вместимости и генерация эскизов общего расположения.....	84
2.7 Расчеты элементов качки.....	106
2.8 Расчет эффективности.....	107
2.9 Расчет стоимости.....	112
2.10 Архитектура программного комплекса для решения задачи оптимизации авианесущего корабля и система ее интерфейсов.....	115
Выводы по Главе 2.....	116
Глава 3. Оптимизация основных характеристик и элементов авианесущего корабля на базе математической модели	117
3.1 Исследование математической природы задачи.....	117
3.2 Постановка задачи оптимизации.....	121
Выводы по Главе 3.....	144

Глава 4. Математическая модель как базис обоснования концепции авианесущего корабля	148
4.1 Верификация математической модели.....	148
4.2 Описание исходных данных для оценки адекватности математической модели.....	161
4.3 Результаты проектных исследований с использованием математической модели АВ.....	165
4.4 Сопоставление результатов эксперимента с проектной практикой.....	167
Выводы по Главе 4.....	168
Заключение и выводы.....	169
Список использованных сокращений.....	172
Список литературы.....	173

Введение

Актуальность диссертационной работы

Российская Федерация (РФ) является одним из ключевых государств в современной структуре мирового распределения геополитического потенциала сил. Динамика развития мировых межгосударственных отношений диктует необходимость укрепления боевого потенциала Военно-Морского Флота (ВМФ) на вероятных морских театрах военных действий (ТВД), а также защиту интересов в морских районах перспективной добычи природных ресурсов и возможных зонах коллективной (интернациональной) экономической деятельности.

Данная задача особенно актуальна в свете прогнозов объемов залежей полезных ископаемых и углеводородных энергоносителей шельфовой зоны северного полюса.

Обновление сил ВМФ путем постройки новых кораблей и судов существующих и перспективных проектов, также как и переоснащение, модернизация существующего состава кораблей и судов флота, требует качественного переосмысления применяемой в настоящее время в отрасли методологии проектирования, что позволит обеспечить повышение качества проектирования перспективных кораблей и судов.

В свою очередь, развитие методологии по пути улучшения качества процесса проектирования кораблей и судов требует, в том числе, формирования новых, перспективных средств интеллектуальной поддержки при проектировании.

На сегодняшний момент такими средствами является концепция системного подхода, а также применение математического моделирования (математической модели) на базе аппарата теории оптимизации.

Большую роль в повышении эффективности кораблей основных классов играет полезная вместимость.

К таким кораблям можно отнести в первую очередь авианесущие и десантные корабли (большие десантные корабли (БДК), универсальные десантные корабли (УДК)).

Таким образом, диссертационная работа выполнена для тех кораблей, совершенствование которых в настоящий момент для ВМФ РФ, является актуальным.

Авианесущие корабли (авианосцы, в классификации СССР ТАВКР (тяжелые авианесущие крейсера)) являются одним из наиболее сложных классов надводных кораблей, как с точки зрения проектирования, так и с точки зрения эксплуатации. При этом авианосец является самым мощным надводным кораблем с точки зрения боевого потенциала.

Главными параметрами при проектировании авианосца являются габариты полетной и ангарной палуб (ПП и АП), которые обеспечивают необходимыми площадями и объемами

парковую, а также взлетную и посадочную зоны для корабельных летательных аппаратов (ЛАК). При этом габариты АП являются проектным следствием габаритов и конфигурации ПП.

Перспективные комплексы систем автоматизированного проектирования (КСАПР), формирующие процесс создания корабля, позволят сократить сроки проектирования и постройки, при этом непрерывно повышая качество, как инженерного объекта, так и процесса проектирования.

Учитывая большие объемы финансирования, которые необходимы для проектирования и постройки таких кораблей как авианосец, любое снижение трудоемкости проектирования и проектного сопровождения постройки авианосца за счет улучшения технологии проектирования, влечет за собой значительную экономию финансовых ресурсов в абсолютных величинах стоимости.

Задачей диссертационной работы является исследование возможности проектирования более эффективного (оптимизированного) образца военной техники на примере разработки математической модели авианесущего корабля, обусловленного применением новых подходов в области автоматизации процесса проектирования с использованием разработанного в диссертационной работе программного комплекса постановки, решения и исследованиям задачи оптимизации при проектировании авианесущего корабля.

Традиционная методология и практика проектирования надводных кораблей уже на ранних стадиях сталкивается с проблемой обоснованности и согласованности проектных решений, которые не могут базироваться только на интуиции и рабочем опыте проектанта.

В диссертационной работе рассмотрен пример решения вышеперечисленных проблем на примере построения математической модели и решения задачи оптимизации для авианесущего корабля.

Боевые характеристики кораблей обеспечиваются, главным образом, в процессе проектирования. Причем, определяющими стадиями являются начальные, на которых обосновывается концепция корабля. Концептуальные проектные ошибки не могут быть исправлены на последующих стадиях создания корабля и могут нести за собой огромные необоснованные затраты.

РФ имеет опыт экспорта кораблей класса авианосец. Такой объект на рынке вооружения характеризуется не только высокой стоимостью контракта, но и имеет огромное стратегическое значение в распределении баланса геополитического военного потенциала.

Таким образом, повышение качества и конкурентоспособности на рынках авианесущих кораблей также требует решения актуальной задачи поиска оптимальных проектных решений и возможности создания аппарата, позволяющего выполнять их обоснование.

В диссертационной работе использовались результаты работ отечественных и зарубежных ученых, инженеров-проектантов и специалистов:

В части развития теории проектирования судов и, особенно, боевых кораблей, следует отметить работы В. В. Ашика, А. И. Балкашина, А. Э. Цукшвердта, Л. А. Гордона, Л. Ю. Худякова, А. И. Гайковича, Ю. В. Разуменко, В. Б. Фирсова, Л. А. Новикова, Дж. Маннинга.

В части развития прикладного системного анализа методов оптимизации кораблей и судов - работы В. М. Пашина, И. Г. Захарова, П. А. Шауба, Н. В. Никитина, Д. Ж. М. Ватсона, О. В. Третьякова.

Большую ценность для автора имели обсуждения в области проектирования специалистов-проектантов С. С. Власова, М. М. Панина, А. О. Виглина, В. Е. Маслина, С. А. Соколова, К. П. Загородного, А. Б. Морина-Прокоповича, В. Ю. Волкова, А. А. Домиенко, Ю. М. Фишкиса, В. Г. Платонова, О. В. Третьякова., В. И. Василянского.

Актуальность представленной работы подтверждается необходимостью создания программно-методического комплекса, который мог бы стать аппаратом интеллектуальной поддержки проектантов авианесущих кораблей на ранних стадиях проектирования.

В диссертационной работе решаются вопросы построения математической модели авианосца, включающие в себя систему проектных расчетов, проведения расчетного эксперимента и выбора методов обработки результатов эксперимента для решения задачи оптимизации основных характеристик и кораблестроительных элементов авианосца.

Разработка математической модели авианосца необходима для повышения качества проекта через автоматизацию процесса проектирования, направленного на возможность получать оптимальные, согласованные варианты большого числа проектных решений на ранних стадиях проектирования.

При использовании предполагаемого перспективного программно-методического комплекса одновременно не только обосновывается концепция корабля, но и, косвенно, те параметры технического задания (ТЗ), которые непосредственно влияют на эффективность корабля.

Созданная математическая модель авианосца позволяет автоматизировать процесс проектирования с помощью логико-геометрических, функциональных схем (шаблонов) разработки компоновочных решений общего расположения (ОР) с обоснованием структуры проектных расчетов.

На базе применения аппарата математического моделирования формируется необходимая проектная статистика, которая является исходными данными для постановки и решения задачи оптимизации.

Диссертационная работа включает в себя решение двух задач:

- 1) Построение математической модели на базе системного анализа;
- 2) Исследование построенной математической модели и выработка рекомендаций для оптимизации проектных решений.

Таким образом, в диссертационной работе изложено решение актуальной задачи в общей постановке на начальных стадиях проектирования на базе математической модели авианосца, как путь развития методологии проектирования в области кораблестроения.

Глава 1 Анализ авианесущего корабля как системного объекта оптимизации

1.1 Авианесущий корабль как элемент метасистемы «Флот»

Авианосец – класс боевых надводных кораблей, предназначенный для базирования авиации (авиационной группы («крыла»)) в качестве подвижного аэродрома и базы авиации, действующей в открытом море, может является носителем ядерного и ракетного оружия. Основной ударной силой авианосца является палубная авиация.

Авианесущий корабль (авианосец) является крупной надводной плавучей, самоходной транспортной платформой (носителем вооружения (В) и военной техники (ВТ) первого уровня) со специализированным парком транспортной техники (ЛАК – носителями В и боезапаса (БЗ) второго уровня) на борту, предназначенной для последующей транспортировки специализированного вида груза – БЗ.

1) Факторы внешней среды, схемы, гидро-метео параметры, боевая работа, требования.

Авианосец является уникальным видом ВТ, то есть объектом, сочетающим в своей боевой и повседневной службе взаимодействие со всеми видами природных сред: водой, твердой поверхностью и воздухом. При этом, в большей степени, именно от авианосца как объекта зависит способность успешного взаимодействия с этими средами в обеспечение эксплуатации ЛАК, что в конечном счете определяет его функциональность и боевую устойчивость как системы.

1) При взаимодействии с водой это, в первую очередь, обеспечение требуемой:

1.1) Мореходности (обеспечение заданной по ТЗ скорости хода, управляемости и снижения параметров качки корабля для получения благоприятных условий для взлетов и посадок ЛАК, а также обитаемости личного состава корабля);

1.2) Снижение заливаемости (забрызгивания полетной палубы) и слеминга за счет формы корпуса и повышения высоты надводного борта и, как следствие, высоты верхней, полетной палубы (ПП);

1.3) Повышение балльности боевого использования авианосца для использования авиации в штормовых условиях за счет применения пассивных или активных средств снижения качки корабля на волнении (успокоители, системы успокоения, системы информационной поддержки при снижении качки корабля);

1.4) Обитаемость личного состава.

2) При взаимодействии с воздухом это:

2.1) Обеспечение средствами движения и маневрирования авианосца оптимального баланса воздушного (набегающего или попутного) потока при взлетах и посадках ЛАК в соответствии с требованиями, направленными на обеспечение безаварийной работы ЛАК при различных метеоусловиях, а также видимости (туман, ночь).

Здесь следует отметить, что при эксплуатации ЛАК с авианосца корабль всегда стараются выводить курсом на направление максимального встречного ветра. Однако в боевых условиях при решении тактических задач движения (передислокации) авианосца, при одновременной работе авиации, результирующий воздушный поток, необходимый для взлетов, может быть обеспечен при различных курсовых углах, что, в свою очередь, помимо оптимизации при решении тактических задач по передислокации АВ, может также позволять решать задачи по снижению корабельной качки до нормативных значений, при которых обеспечивается взлет ЛАК.

3) При взаимодействии с твердой поверхностью (полетной палубой) это:

3.1) Обеспечение необходимого трения для сцепления шасси ЛАК при взлетах и посадках, в том числе в условиях качки и состояния поверхности ПП. На современных АВ применяются специализированные виды палубных покрытий ПП (Amercoat и др.).

3.2) Размещение средств взлета и посадки (угловой палубы, аэрофинишеров, трамплина, подъемников ЛАК и БЗ, постов заправки ЛАК).

Выполнение всех трех групп требований перечисленных в пунктах 1, 2, 3 в совокупности позволяет обеспечивать работу АВ как целевой системы. Целью эксплуатации АВ как системы является рациональная и безаварийная эксплуатация систем обеспечения ЛАК, что позволяет использовать ЛАК как носителей вооружения для применения оружия (БЗ ЛАК).

Требования по эксплуатации ЛАК делятся на:

- 1) Требования по технической готовности ЛАК (заправка, зарядка, подвеска БЗ);
- 2) Требования по состоянию погодных условий при эксплуатации (ветер, волнение моря, забортная температура и др.);
- 3) Требования к уровню подготовки и квалификации личного состава.

Системный анализ

Проектирование авианосца в соответствии с принципами системного анализа становится невозможным в отрыве от свойств систем более высокого уровня (то есть с учётом состояния логистической системы, в которой планируется эксплуатация корабля).

Авианосец является элементом системы авианесущей ударной группировки (АУГ) и его характеристики должны согласовываться с характеристиками АУГ.

Авианосец является «ядром» АУГ, которая в современных геополитических условиях, является наиболее устойчивым и мощным боевым корабельным соединением (БКС), способным решать широкий спектр боевых задач с высокой эффективностью.

Оперативная перегруппировка АУГ расширяет ее функциональные возможности практически безгранично для любых типов боевых задач.

Авианосец, как правило, является кораблем-флагманом АУГ (не всегда) и выполняет штабные функции АУГ.

В случае необходимости могут формироваться объединенные тактические группы на базе объединения двух или более АУГ.

1.1.1 Краткий экскурс в задачи использования авианосцев

Задачи авианосца

Авианосец представляет собой наиболее универсальный класс боевых надводных кораблей, связывающий в единую систему многие другие компоненты объединенных оперативных формирований ВМФ, при этом позволяющий решать весьма широкий спектр боевых задач:

- 1) Прикрытия средств (АПРКСН) развертывания стратегического ударного вооружения;
- 2) Ударные:
 - 2.1) Завоевание господства на море и превосходства в воздухе в заданном районе морских ТВД;
 - 2.2) Нанесение авиационных ударов по важным стратегическим объектам, пунктам управления в целях подрыва военного и экономического потенциала противника;
- 3) Прикрытие средств развертывания десантных операций;
 - 3.1) Обеспечение авиационной поддержки морских десантов и действий сухопутных войск на приморских направлениях;
 - 3.2) Обеспечение авиационного прикрытия конвоев при стратегических перебросках войск и грузов в районы боевого предназначения;
- 4) Осуществление блокадных, эвакуационных, антитеррористических и миротворческих операций;
- 5) Демонстрация флага.

В мировой концепции ведения боевых действий на море (стран блока НАТО) авианосец не может применяться отдельно от АУГ.

В конце XX в. в СССР был создан ряд многоцелевых кораблей (тяжелых авианесущих крейсеров (ТАВКР)), которые могли выполнять весь комплекс мероприятий, возложенных на корабли АУГ на базе только одного корабля ТАВКР (корабли пр. 1143, 1143М, 11433, 11434 (впоследствии модернизированный в авианосец проекта 11430)).



Рисунок 1.1, пр. 1143, «Киев»



Рисунок 1.2, пр. 1143М, «Минск»



Рисунок 1.3, пр. 11433, «Новороссийск»



Рисунок 1.4, пр. 11434, «Адмирал Флота Советского Союза Горшков»



Рисунок 1.5, пр. 11430, авианосец ВМС Индии «Викрамадитья»
(бывший 1143.4 «Адмирал Флота Советского Союза Горшков»)

Однако опыт эксплуатации таких многоцелевых кораблей показал, что необходимо создать корабль, являющийся «чистым» авианосцем (без приоритета ударных функций, самостоятельных технических средств ПВО, а также средств гидролокации – то есть эти функции переключаются на корабли охранения из состава АУГ, тем самым расширяя возможности для работы именно АТСК), в результате чего был спроектирован и построен корабль пр. 11435.

Унификация авиационного боезапаса привела к тому, что задачи УРО и ПВО с большей эффективностью могут решать ЛАК, поэтому базирование на АВ КУРО отнимает большое количество полезных объемов, которые можно занять под помещения АТСК и погреба БЗ ЛАК.

Кроме того, эффективность и дальность ЛАК вертикального взлета и посадки (В В/П) значительно ниже ЛАК имеющих традиционный взлет и посадку (горизонтальной схемы), что требует больше полезных площадей на ПП, в том числе и для размещения трамплина.



Рисунок 1.6, пр. 11435, «Адмирал Флота Советского Союза Кузнецов»

Тем не менее, корабль пр. 11435 имеет ударное вооружение и средства ПВО и гидролокации, но в значительно более меньшем объеме, чем корабли предыдущих проектов, и, по сути, для флота СССР стал «переходным» проектом, обусловленным изменением концепции роли авианосца в стратегии войны на море, начато строительство кораблей проектов 11436 и 11437.

Корабль проекта 11436 (второй серийный проекта 11435) в последствии был достроен, сдан и сейчас входит в состав ВМС Китая.



Рисунок 1.7, изначально пр. 11436, ныне авианосец ВМС Китая «Ляонин»



Рисунок 1.8, пр. 11437, «Ульяновск», фотография модели

1.1.2 Перспективные архитектурно-конструктивные типы, схемы, фото. Оценка возможности параметризации с учетом существующих архитектурных схем

К перспективным архитектурно-конструктивным типам АВ следует отнести корабли с нетрадиционной формой корпуса:

1) Катамараны



Рисунок 1.9 Проект АВ катамарана АО «Северное ПКБ»
ОКР шифр «Дельфин» в двухкорпусном варианте, 1986 г.

2) Тримараны



Рисунок 1.10 Проект АВ катамарана АО «Северное ПКБ»
ОКР шифр «Дельфин» в трехкорпусном варианте, 1986 г.

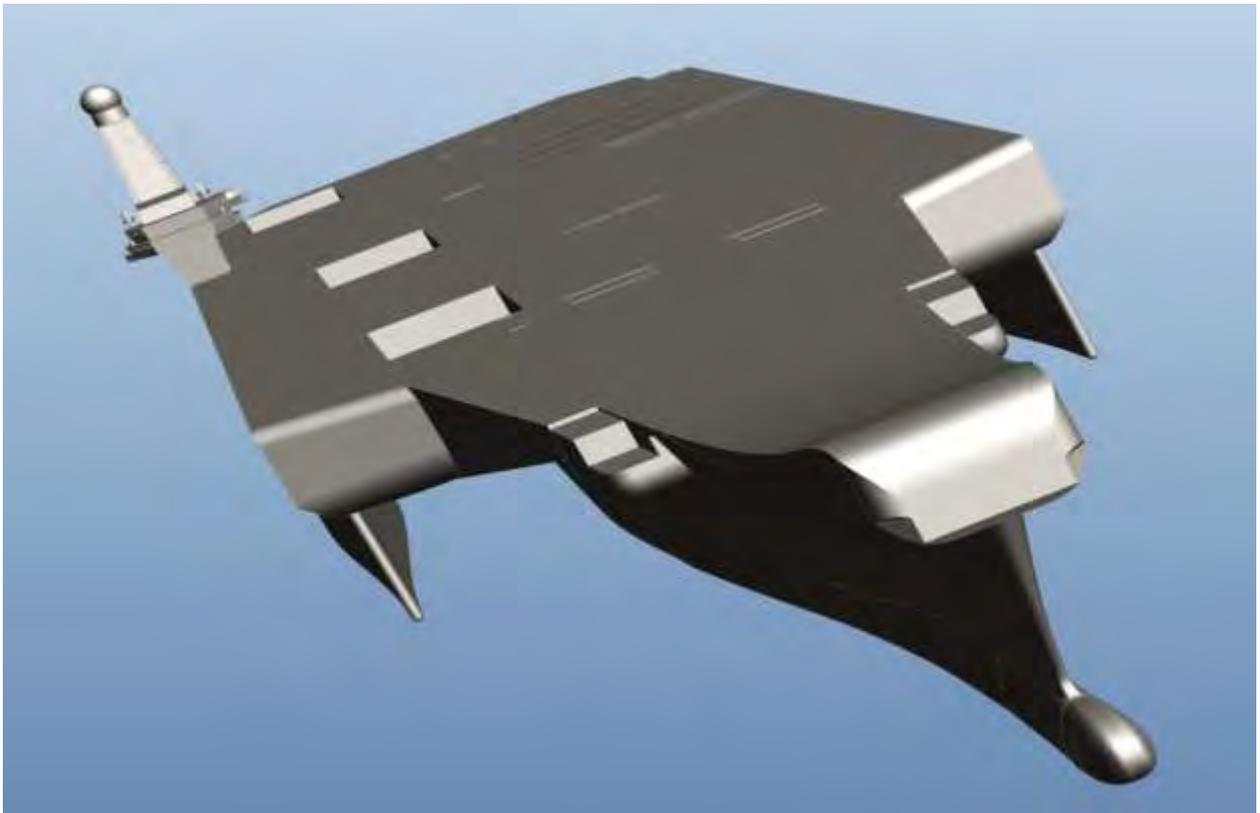


Рисунок 1.11 Проработка ПАО «Невское ПКБ», 2014 г.



Рисунок 1.12 Футуристический дизайн авианосца-тримарана

4) Полукатамараны

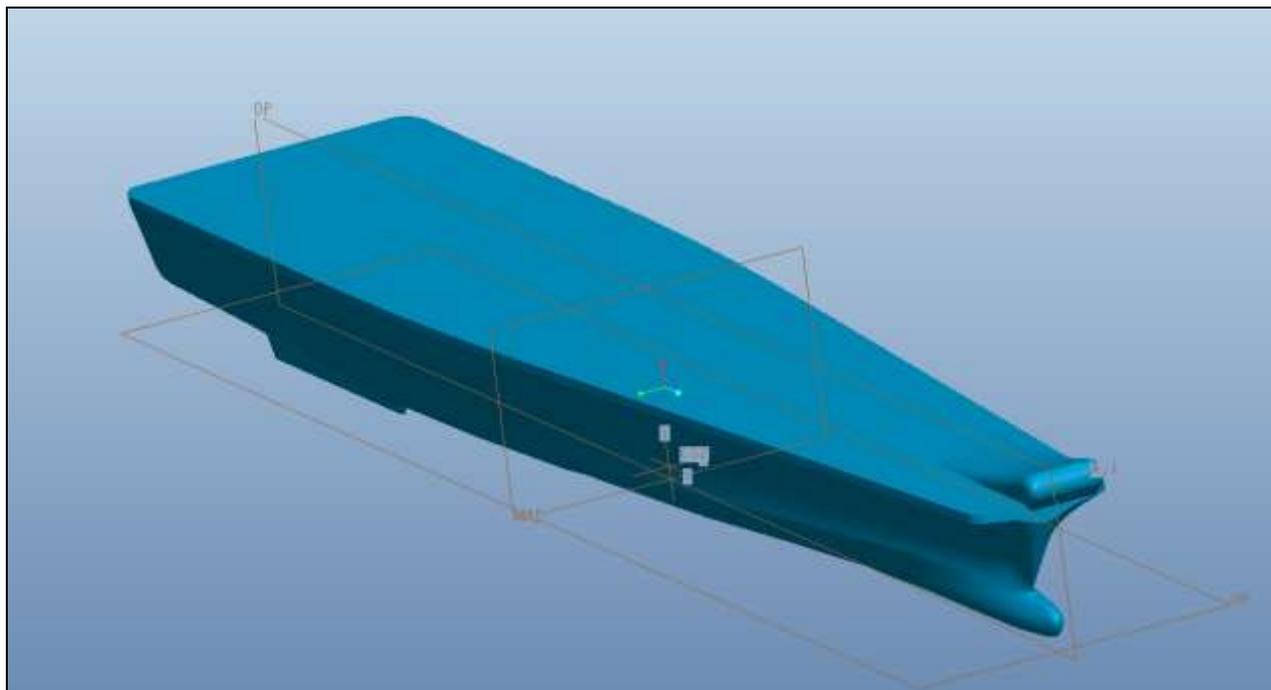


Рисунок 1.13 Полукатамаран, проработка ПАО «Невское ПКБ», 2014 г.

В кормовой подводной части имеет два значительно увеличенных скега (1/3 от общей длины корпуса). В дальнейшем данные типы корпусов были развиты до полутримаранов.

5) Самоходные плавучие платформы, АВ-аэродромы



Рисунок 1.14 Самоходная плавучая авианесущая платформа. Концепт-проект

Для самоходных плавучих платформ экономия площади ОР за счет элемента ОР – угловой палубы (зоны посадки) не является принципиальным в виду больших габаритов ПП. На таких платформах взлет и посадка могут производиться на базе прямолинейных по отношению к

диаметральной плоскости корабля (ДП) (ненаклонных) взлетно-посадочных полос, причем одновременно.

Также некоторые нестандартные решения ОР разработаны в концептуальных проектах авианосцев (Китай).



Рисунок 1.15 Проект перспективного АВ ВМС Китая с нестандартной ориентацией угловых палуб

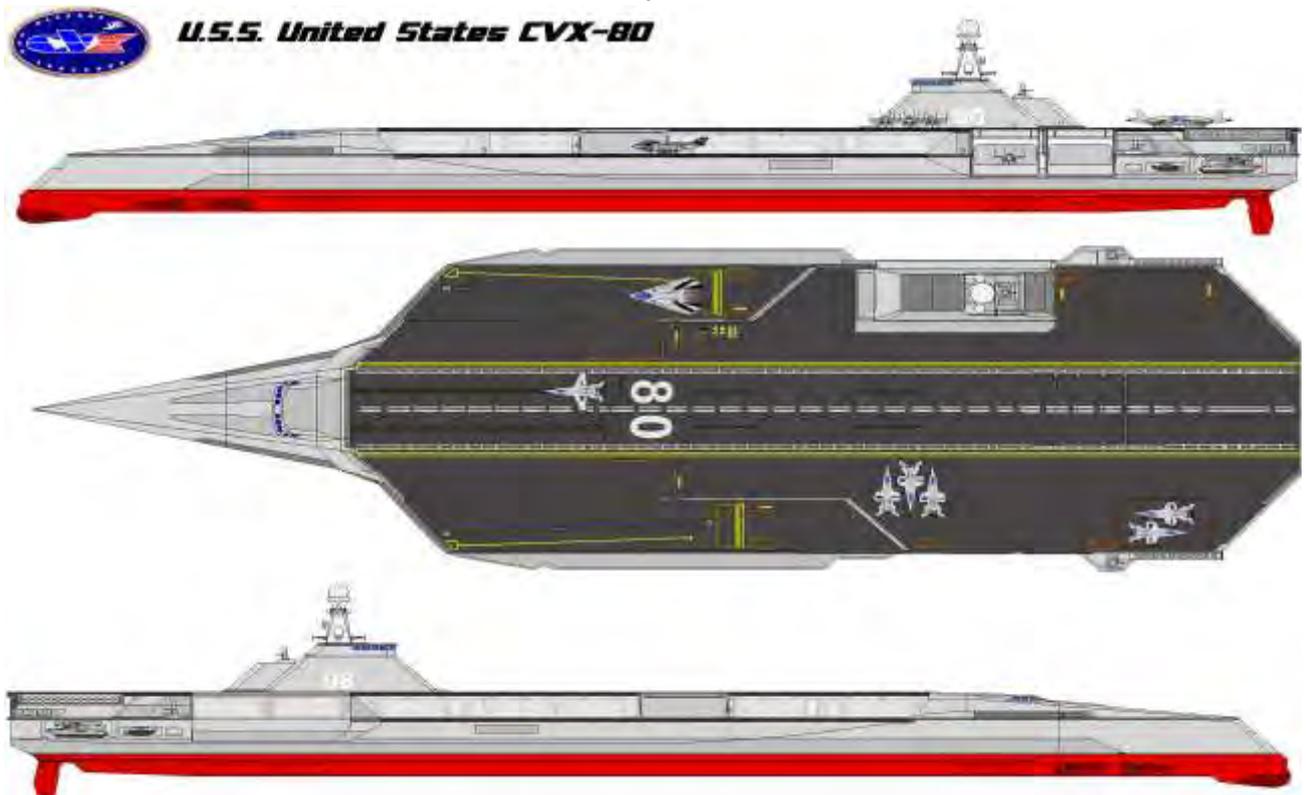


Рисунок 1.16 Концептуальный проекта АВ для ВМС США

USS America CVX-100 Super carrier

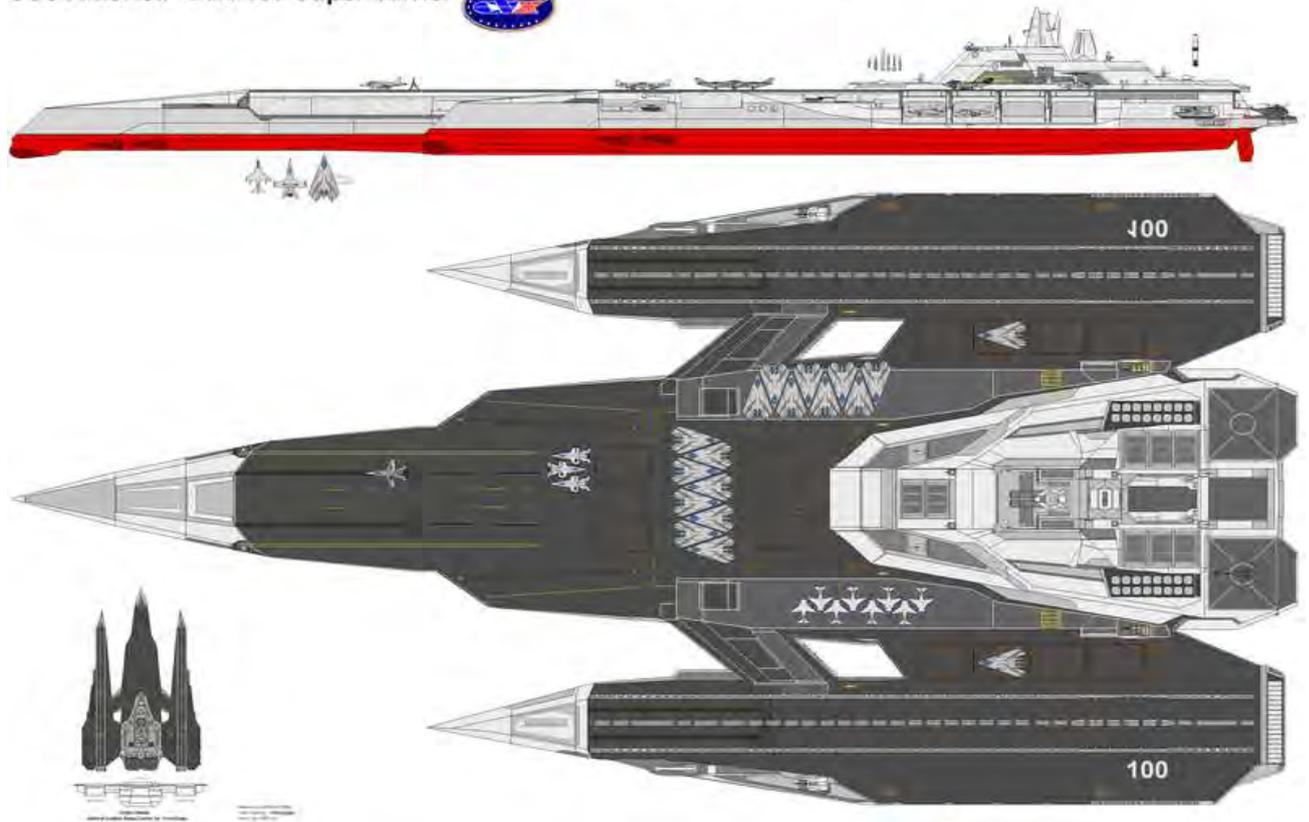


Рисунок 1.17 Концептуальный проект АВ тримарана для ВМС США



Рисунок 1.18 Концептуальный проект АВ катамарана для ВМС Китая



Рисунок 1.19 Концептуальный проект АВ катамарана для ВМС США



Рисунок 1.20 Концептуальный проект подводного АВ для ВМС США

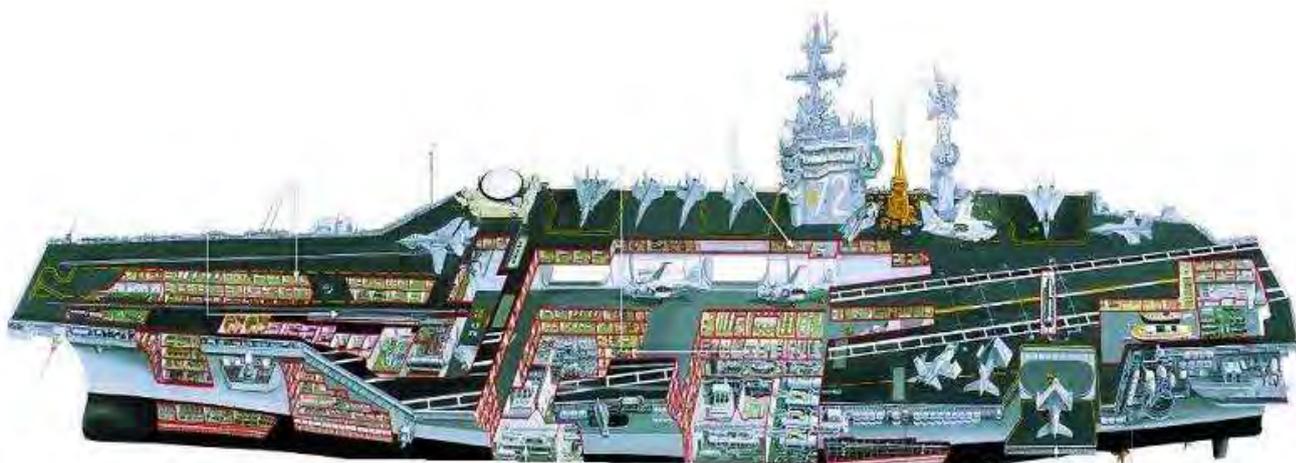


Рисунок 1.21 АВ CVN-72 «Абрахам Линкольн» типа «Нимиц»



Рисунок 1.22 Перспективный АВ для ВМФ России
(концепт проект ФГУП «Крыловский ГИИ» «Шторм»)

Выводы по современному облику ОР ПШ АВ

На протяжении более 50 лет формировался облик современного авианесущего корабля, меняясь под действием прогресса в развитии военной техники (для авианосца это в первую очередь ЛАК самолетного типа, с традиционными схемами взлета и посадки (горизонтальной)).



Рисунок 1.23 АВ CVN-68 «Нимиц»

Таким образом, устойчивость традиционной схемы компоновки ОР АВ (с угловой палубой) подтверждают, сбалансированность АВ как целевой системы на современном уровне развития науки и техники и именно развитие науки и техники постепенно будет формировать новый устойчивый облик перспективного АВ, когда «полезность» (практичность) находится в равновесии с дизайном.

Особенностью целевой системы «авианосец» является обеспечение эксплуатации парка специализированных «транспортных средств» (ЛАК) различного назначения. Данный «специализированный транспортный парк» обладает специфическими требованиями к эксплуатации, обслуживанию и способу передвижения, которые и определяют специфику технических средств, находящихся на корабле (носителе первого уровня).

В свою очередь специализированный транспортный парк может включать в свой состав различные типы (ЛАК – самолетного, вертолетного типа, БПЛА – самолетного, вертолетного типа, а также самолеты и вертолеты РЛДН).

1.1.3 Тенденции развития авианосцев

С большой вероятностью, в ближайшем будущем авианосцы, как и весь класс транспортных платформ будут развиваться по пути совершенствования и развития компьютерных технологий и робототехники, применения перспективных видов вооружения, а также перспективных систем проектирования.

Современная вычислительная техника развивается колоссальными темпами, уже созданы БЛА как разведывательного, так и ударного типов корабельного базирования, что позволит значительно повысить эффективность АВ, при этом сократив, необходимое для их обслуживания количество как летного, так и технического личного состава авианосца.

Переход на БЛА позволяет значительно уменьшить габариты и как следствие вес ЛАК, что влечет за собой сокращение требуемой полезной вместимости корабля, необходимой для размещения ЛАК и всех связанных технических служб.

По такому же пути автоматизации в области вычислительной техники движется обслуживание технических средств самого корабля.

Таким образом, при значительной экономии (полезной вместимости) на размещении личного состава корабля и средств, обеспечивающих обитаемость личного состава, высвобождаются значительные полезные объемы, которые могут использоваться, под размещение дополнительных ангарных палуб, автоматизированных погребов боезапаса и средства обеспечения эксплуатации ЛАК, что позволит значительно повысить эффективность.

При этом не следует ожидать значительного прироста водоизмещения АВ, поскольку при движении по описанной тенденции, боевая мощь авианосца повысится при уменьшении требуемой полезной вместимости.

В недалекой перспективе следует ожидать создания полностью «беспилотных», автономных боевых кораблей и как следствие кораблей класса АВ.

1.1.3 Требования к несущей платформе, необходимые для ее эксплуатации

Несущая платформа должна обеспечивать безаварийную эксплуатацию ЛАК: как целевой техники (носителей второго уровня), хранение и транспортировку ЛАК, а также хранение и транспортировку боезапаса авианосца и крыла ЛАК.

Компоновочные решения по взаимному расположению рабочих зон ЛАК (на ПП и на АП) должны обеспечивать максимальную и рациональную эксплуатацию средств обеспечения ЛАК, направленную на обеспечение взлетов, посадок, заправок, подвесов боезапаса, ремонтов, раскаток по стартовым и техническим позициям.

1.1.4 Особенности несущей платформы. Архитектурно-конструктивные типы. Геометрические характеристики. Обоснование архитектурно-конструктивного типа для дальнейшего рассмотрения. Возможности трансформации принятого базового архитектурно-конструктивного типа. Статистические данные по существующим кораблям и тенденции развития.

Архитектурно-конструктивный тип авианосца определяется уровнем развития современной науки и техники, в частности рост водоизмещения до 100 тыс. тонн, связан с переходом авиакрыла на более мощные и маневренные реактивные самолеты горизонтального взлета и посадки. В свою очередь оптимальный баланс водоизмещения около 100 тыс. тонн определен под действием набора факторов таких как:

- 1) Боевая устойчивость АУГ;
- 2) Возможность строительства современных судостроительных заводов сборки верфей;
- 3) Существующие виды техники, вооружения, боезапаса, топлива и сред обеспечения авианосца и ЛАК.

4) Обеспечение эксплуатации взлета и посадки современных реактивных самолетов горизонтального взлета и посадки, что требует специализированного оборудования – аэрофинишеров, катапульты (паровые, электромагнитные), трамплина.

Традиционный архитектурно-конструктивный облик современного авианосца на сегодняшний день является сформированным при следующих проектных параметрах:

- 1) Водоизмещение от 70 до 120 тыс. тонн;
- 2) Наличие угловой палубы;
- 3) Надстройка на правом борту;
- 4) Наличие трамплина или катапульты;
- 5) Количество палуб от 7 до 12;
- 6) Увеличенная ПП за счет спонсонов;
- 7) При водоизмещении 50-100 тыс. тонн количество двигателей ≤ 4 ;
- 8) Количество аэрофинишеров в зависимости от водоизмещения 2-4.

В мировой практике проектирования существует множество различных концептуальных проработок архитектурных типов авианосцев, отличающихся от традиционного, однако они на сегодняшний день не нашли реализации ни в детальном проектировании (стадия «технического проект»), ни в построенных кораблях, что, в большей степени связано с тем, что такие проекты должны были бы иметь водоизмещение свыше 150 тыс. тонн, а значительного прироста эффективности авианосца данные проработки, по сравнению с традиционной архитектурой, обеспечить не в состоянии - то есть применение в тех же диапазонах водоизмещения традиционной архитектурной схемы компоновки проектных элементов опережает функциональность нетрадиционной архитектурной схемы в рассматриваемом диапазоне водоизмещений.

Главными, определяющими геометрическими характеристиками для авианосца являются:

- 1) Площадь полетной палубы.
- 2) Вместимость ангара.
- 3) Габариты и количество ярусов островной надстройки (в большей степени определяется уровнем унификации современного РЭВ) и является параметром, зависимым от количества ЛАК.

Все прочие геометрические характеристики, направленные, на обеспечение эксплуатации характеристик 1 и 2 в диссертационной работе приняты как зависимые.

Трансформация принятого базового архитектурно-конструктивного типа возможна по пути расширения функционала и получения дополнительных средств вооружения. Так, например, на сегодняшний момент, существуют концептуальные проработки авианосцев гибридного типа – авианосец с дополнительными функциями кораблей типа БДК-УДК-ДВКД (большой десантный корабль, универсальный десантный корабль, десантный вертолетоносец корабль-док), что, однако, не может принципиально повлиять на компоновку полетной и ангарной палуб.

Планы полетных палуб авианосцев мира

World-wide Aircraft Carriers - Comparison

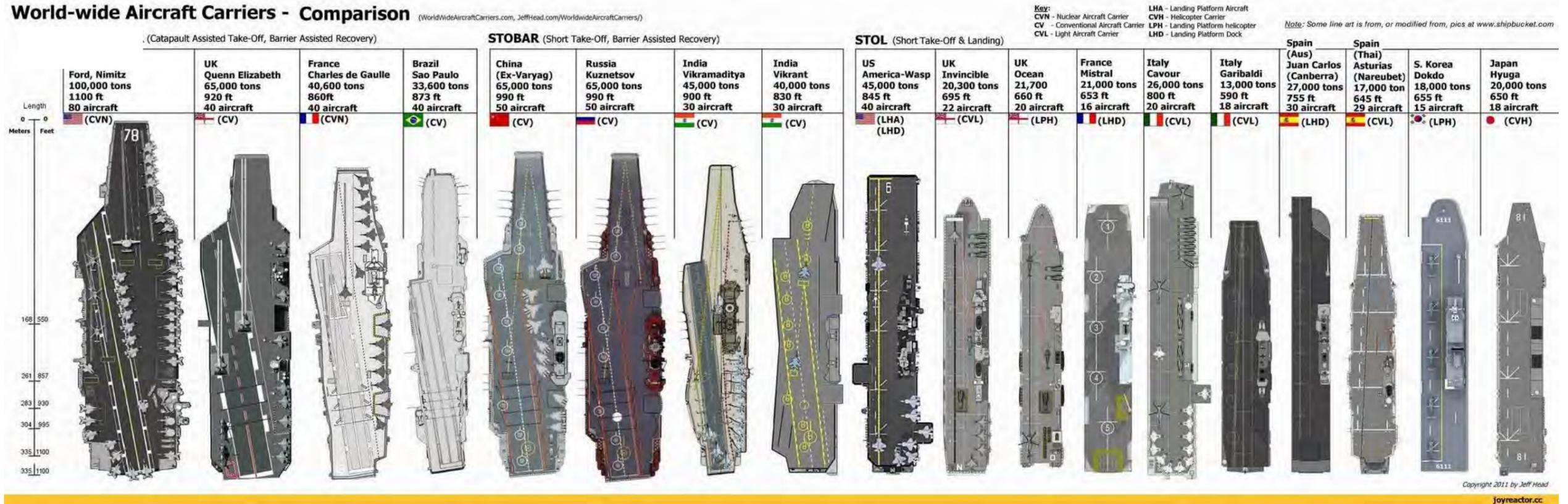


Рисунок 1.24 Эволюция развития архитектуры ПП (полетных палуб) авианосцев мира

АВИАНОСЦЫ: ДЕЙСТВУЮЩИЕ, СТРОЯЩИЕСЯ, ПРОЕКТИРУЕМЫЕ. СРАВНИТЕЛЬНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

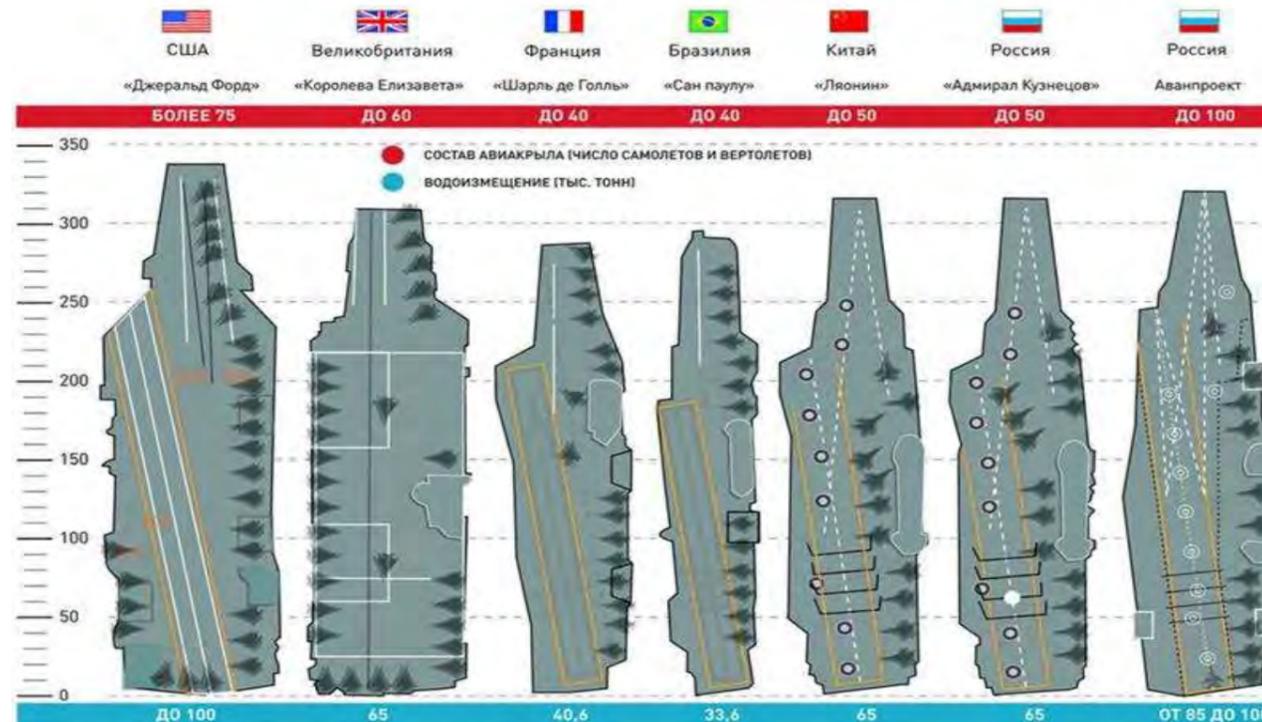


Рисунок 1.25 Современные тенденции конфигурации ПП авианосцев мира

1.1.5 Авианосец как элемент метасистемы «Флот»

Как элемент метасистемы «Флот» авианосец в соответствии с его тактико-техническими характеристиками определяет:

1) Состав и структуру организации кораблей, входящих в АУГ, а также структуру координации ведения совместных боевых действий.

2) Состав и организацию береговых средств обеспечения АУГ:

2.1) Организацию средств берегового обеспечения (причалы, средства технического обслуживания и ремонта кораблей, корабельной техники и устройств, места наземного базирования и технического обслуживания ЛАК;

2.2) Места базирования авианосца с полной инфраструктурой, обеспечивающие пребывание личного состава на берегу (учебные классы, казармы рядового состава, общежития командного состава и др.);

2.3) Наземные испытательно-учебно-тренировочные комплексы авиации (НИУТКА), обеспечивающие необходимый объем подготовки личного состава авиакрыла авианосца.

2.4) Формирование состава и подготовку рядового и командного личного состава авианосца и его авиакрыла на базе специализированных учебных заведений.

2.5) Научный и технический потенциал организаций, обеспечивающих проектирование, изготовление и эксплуатацию авианосца, кораблей АУГ, технических средств, включая ЛАК, вооружение и боезапас.

2.7) Планирование обеспечения жизненного цикла АУГ (судостроительные заводы и верфи, судоремонтные заводы и верфи, утилизация).

2.8) Определяющим фактором формирования концепции АВ является целевая военная техника, которая входит в его состав и ее массо-габаритные и тактические характеристики.

ТТХ ЛАК применяемых на современных АВ представлены в таблице 1.1:

Таблица 1.1

Сводная таблица ТТХ ЛАК применяемых на современных АВ

№ № п/п	Наименование, модификация	Тип	Классификация НАТО	Страна изготовитель/экспортер	Страна импортер	КБ разработчик/изготовитель	Год разработки	L, м	B, м разло- жу/ слож.	H, м	M, т	Vmax, км/ч	Дальность, км	Потолок, тыс.м	Экипаж, чел.
1	МиГ-29К	Корабельный многоцелевой истребитель	Fulcrum-D	РФ	Индия	АО «РСК «МиГ»	1988	17,37	7,8/ 11,99	5,17 5	22,4	2300	2000	17,5	1
2	МиГ-29 КУБ	Корабельный многоцелевой учебный истребитель	Fulcrum-D	РФ	Индия	АО «РСК «МиГ»	2007	17,37	7,8/ 11,99	5,17 5	22,4	2300	2000	17,5	2
3	Су-27	Корабельный многоцелевой истребитель	Flunker-B	РФ	КНР, Казахстан	АО «ОКБ «Сухого»	1985	18,5	7,8/ 12,7	5,2	21,0	1400	800	22,5	1

№ № п/п	Наименование, модификация	Тип	Классификация НАТО	Страна изготовитель/экспортер	Страна импортер	КБ разработчик/изготовитель	Год разработки	L, м	B, м разлож./слож.	H, м	M, т	Vmax, км/ч	Дальность, км	Потолок, тыс.м	Экипаж, чел.
	Су-33УБ	Корабельный многоцелевой учебный истребитель		РФ	КНР, Казахстан	АО «ОКБ «Сухого»	1999	21,2	15,6/	5,7	38,8	2120	3200	17,0	2
4	ПАКФА (Т-50)	Многоцелевой истребитель		РФ	Индия, Китай	АО «ОКБ «Сухого»	2010	19,7	14,0/	4,8	37,0	2600	5500	20,0	1
6	Ка-27	Корабельный многоцелевой вертолет (ПЛ/ПС)	Helix	РФ	Индия, Китай	АО «ОКБ «Камова»	1973	12,25	3,8	5,4	12,0	270	-	5,0	3
7	Ка-28 (Ка-27)	Экспортный Вертолет	Helix	РФ	Индия, Китай	АО «ОКБ «Камова»	1973	12,25	3,8	5,4	12,0	270	-	5,0	3

№ № п/п	Наименование, модификация	Тип	Классификация НАТО	Страна изготовитель/экспортер	Страна импортер	КБ разработчик/изготовитель	Год разработки	L, м	B, м разло- жу/ слож.	H, м	M, т	Vmax, км/ч	Дальность, км	Потолок, тыс.м	Экипаж, чел.
8	Ка-29 (Ка-27)	Транспортно-боевой вертолет	Helix	РФ	Индия, Китай	АО «ОКБ «Камова»	1973	12,25	3,8	5,4	12,0	270	-	5,0	3
9	Ка-50	Ударный Вертолет	Нокум А	РФ	Индия, Китай	АО «ОКБ «Камова»	1982	14,21	7,4	4,93	10,8	390	520	-	1
10	Ка-52К	Разведывательно-ударный Вертолет	Нокум В	РФ	Индия, Китай	АО «ОКБ «Камова»	1997	16,0	7,3	5,0	10,8	350	1110	5,5	2
11	Ми-8	Многоцелевой Вертолет	Нір	РФ	Индия, Китай	АО «МВЗ «Миля»	1961	-	-	-	12,0	250	452	4,2	3
12	ПК В (Ка-62)	Вертолет		РФ	Индия, Китай	АО «ОКБ «Камова»	2016	13,5	1,75	4,87	6,5	308	1145	5,7	2

№ № п/п	Наименование, модификация	Тип	Классификация НАТО	Страна изготовитель/экспортер	Страна импортер	КБ разработчик/изготовитель	Год разработки	L, м	B, м разло- жу/ слож.	H, м	M, т	Vmax, км/ч	Дальность, км	Потолок, тыс.м	Экипаж, чел.
13	Як-44	Самолет РЛДН		РФ	Индия, Китай	АО «ОКБ «Яковлева»	-	20,5	25,7/ 12,5	5,8	40,0	740	4000	13,0	6
14	F/A-18	Самолет	Hornet	США		McDonnell Douglas	1995	18,31	13,62/ 9,32	4,88	14,8	2200	3054	15,2	1
15	Sea Harrier	Истребитель бомбардировщик Самолет		Великобритания	Индия	Hawker Siddeley	1978	14,17	7,7	3,71	6,37	1190	795	15,3	1
16	СН-53Е	Тяжелый транспортный Вертолет		США		Sikorski Aircraft	1964	20,47/ 17,22	4,72	5,22	19,1	307	1641	5105	3
17	Sea King	Транспортный Вертолет		США		Sikorski Aircraft	1961	22,15	-	5,13	9,35	267	1006	4481	2
17	EC225	Многоцелевой Вертолет		Франция		Eurocopter	2000	19,5	-	4,97	11,0	315	1852	-	2

№ № п/п	На- име нова ние, мо- ди- фи- ка- ция	Тип	Класси- фикация НАТО	Страна изготови- тель/эксп ортер	Стр ана им- пор тер	КБ раз- работ- чик/изг отови- тель	Год разра бот- ки	L, м	B, м разло- жю/ слож.	H, м	M, т	Vmax, км/ч	Даль- ность, км	Пото- лок, тыс.м	Эк ип аж , че л.
	AL H Che etak	Вертолет						10,03	-	3,0	2,25	220	-	3100	1

1.1.6 АВ как системообразующая подсистема метасистемы «Флот»

Метасистема «Флот» - совокупность материальных и технических средств, обеспечивающих функционирование системы военно-морских сил страны.

Состав авианесущей ударной группировки (АУГ)

В состав АУГ, по опыту стран блока НАТО, (на современном уровне развития науки и техники и как следствие мощи вооружения и боезапасов) входят:

Таблица 1.2 Состав АУГ*

№№	Тип корабля	Водоизмещение около, тыс. т	Количество, шт.
1	Авианосец	100 (30-50)	1 (2)
2	Ракетный крейсер	20-25	1-2
3	Эсминец	7-10	2-3
4	Фрегат	2,5-4,0	4-6
5	Корвет	1,5-2,5	6-8
6	Судно-снабжения	10-25	1-2
7	Танкер-заправщик	30-100	1-2
8	Многоцелевая подводная лодка	10-15	1-2
9	Вертолетоносец в противолодочном варианте**	10-15	1-2
10	Береговые самолеты РЛДН**	-	3-5

** - опционно;

* - Примечание:

В таблице 1 приведен состав условной «усредненной» АУГ в соответствии с водоизмещением авианосца. При меньшем/большем водоизмещении авианосца состав АУГ может сокращаться/расширяться, что также наблюдается при планировании стратегии использования АУГ для решения оперативно-тактической задачи.

Состав АУГ выбирается в соответствии с расчетом боевой устойчивости группировки, как множества входящих в АУГ боевых единиц (кораблей) при противодействии определенным силам потенциального противника, таким образом, чтобы обеспечить выполнение поставленной задачи и баланс боевых сил.

В практике мировой иерархии боевых группировок на море АУГ по праву можно поставить на второе место после тактических группировок стратегических подводных лодок (АРПКСН), перед боевыми, ударными группировками на базе надводных атомных ракетных крейсеров. Однако невозможность применения стратегических наступательных вооружений в возможных конфликтах на морских и сухопутных ТВД и смещение возможных акцентов к локальным конфликтам требует, в некоторой мере, переосмысления современной роли АУГ на возможных ТВД.

В составе АУГ авианосец, занимает главное место, так как от его боеготовности зависит боевая эффективность всей АУГ. При современном уровне развития информационных технологий (РЭВ и средств обмена данными) авианосец может не выполнять функции корабля-штаба АУГ (флагмана).

1.1.7 Характеристики кораблей ордера АУГ

Главной задачей кораблей ордера АУГ является охранение авианосца и снабжение его всей необходимой номенклатурой сред, средств и принадлежностей (топливо АВ, топливо ЛАК, боезапас, ЗИП, питьевая вода, продовольствие).

Усредненный состав АУГ рассмотрен более подробно в п. 1.17.

Условно разделим и отранжируем силы ордера АУГ по боевой эффективности и решаемым задачам в условных единицах по шкале от 0 до 10.

Условные обозначения:

ПВО – противовоздушная оборона;

ПКО – противокорабельная оборона;

ПЛО – противолодочная оборона;

РЭБ – радио-электронная борьба;

ПБО – противобереговая оборона (ударная задача).

ПЛ – подводная лодка.

Таблица 1.3 «Ранжир» кораблей и судов АУГ

№ №	Корабль/ судно	ПВО	ПКО	ПЛО	РЭБ/ Лока ция	ПБО (удар ное воо- руже ние)	Снаб же- ние	шт	Ито- го	Про цент ный вкла д, %%
1	Авианосец	10	10	10	5	10	0	1	45	0,11
2	Крейсер	3	7	3	6	10	0	1	29	0,07
3	Эсминец	5	6	3	6	8	0	2	56	0,13
4	Фрегат	5	5	3	4	6	0	4	92	0,21
5	Корвет	4	5	3	4	6	0	6	132	0,31
6	Противоло- дочный вер- толетоносец	2	2	10	6		2	1	22	0,05
7	ПЛ	0	5	10	7		0	1	22	0,05
8	Танкер	0	0	0	0	0	10	1	10	0,02
9	Снабженец	0	0	0	0	0	10	2	20	0,05
	Итого:	29	40	42	38	40	22	19	428	1,00
	Процентный вклад одного корабля за- данного ти- па, %%	0,068	0,093	0,098	0,09	0,09	0,05	-		

Таким образом, совокупная мощность АУГ должна составлять около 400-450 условных единиц в приведенном процентном отношении относительной величины («модуля силы») решаемых задач (Таблица 1.1, стлб. 10), что гарантирует ее устойчивость и высокую боеспособность.

1.2 Авианесущий корабль во взаимодействии с внешней средой

1.2.1 Требования мореходности для обеспечения взлетно-посадочных операций (стойчивость, качка, управляемость). Возможность и форма учета этих требований в разрабатываемой математической модели.

1) Факторы внешней среды, схемы, гидро-метео параметры, боевая работа, требования.

Авианосец является, в своем роде, уникальным видом ВТ, то есть объектом, сочетающим в своей боевой и повседневной службе взаимодействие со всеми видами природных сред: водой, твердой поверхностью и воздухом. При этом в большой степени именно от авианосца как объекта зависит способность успешного взаимодействия с этими средами в обеспечение эксплуатации ЛАК, что в конечном счете определяет его функциональность и боевую устойчивость как системы.

2) Скорость хода

Современный авианосец должен иметь скорость хода около 30 узлов, что связано с возможностью обеспечения необходимой скорости набегающего воздушного потока для взлета самолетов с трамплина при полном штиле на море (с соответствующей грузооруженностью), а также необходимую мобильность (скорость переброски сил) на просторах мирового океана.

В РФ отсутствует опыт эксплуатации катапульт с авианосцев, однако возможно предположить, что они также не могут обеспечивать взлет самолетов при полном отсутствии относительного набегающего воздушного потока вызванного природным ветром и скоростью движения корабля. Помимо этого диапазон возможных перегрузок при катапультном взлете, влияющих на самочувствие пилота, также является ограниченным.

Главным и неоспоримым плюсом катапульты является именно возможность старта с АВ достаточно тяжелого самолета РЛДН, взлет которого пока невозможно обеспечить с трамплина, поскольку самолет РЛДН имеет большую массу, при небольшой взлетной скорости, которую можно получить при разгоне со стартовой позиции АВ, так как современные самолеты РЛДН производятся на базе турбовинтовых планеров (нереактивных). Существующие проработки самолетов РЛДН на базе планеров с реактивным двигателем не имеют палубных, корабельных модификаций.

Следует отметить, что главной задачей самолета РЛДН является барражирование при минимальном расходе топлива наибольшее количество времени, а не скорость или маневренность, что можно обеспечить на турбовинтовом варианте двигателя.

Однако, развитие электронной техники со временем позволит изготавливать более компактное РЭВ и применять его на базе планеров ударных реактивных истребителей.

Во взаимодействии с внешней средой авианосец является уникальным инженерным сооружением – кораблем, работающим на стыке сред: вода, палуба (земля), воздух. То есть, по сути, плавучим аэродромом, на свойства которого накладываются некоторые специальные требования.

1.3 Авианесущий корабль как совокупность подсистем

1.3.1 АВ как результат взаимодействия целевой подсистемы и несущей платформы

Свойства авианосца как системы

Свойства АВ, определяющие его целостность:

1) Единство составных частей АВ, направленное на решение боевой задачи по развертыванию крыла ЛАК АВ.

2) Совокупность технических и проектных компромиссов, направленных на реализацию п. 1.

3) Совокупность проектных компромиссов создает, обуславливает и поддерживает баланс инженерного объекта как системы составных элементов.

4) Связь АВ с системой АУГ в процессе проектирования и эксплуатации должна постоянно взаимодействовать с целевыми системами высшего уровня такими как:

4.1) Наука;

4.2) Промышленность;

4.3) Флот;

4.4) Береговое обеспечение Флота;

Наглядная иллюстрация выполнена в виде схем.

Укрупненная схема п. 4 представлена на рисунке 1.45.

Детальная схема составных элементов АВ представлена на рисунке 1.46, к ней приложена расшифровка в виде таблицы 1.2.

1.3.2 Укрупненная схема взаимодействия целевых систем с АВ

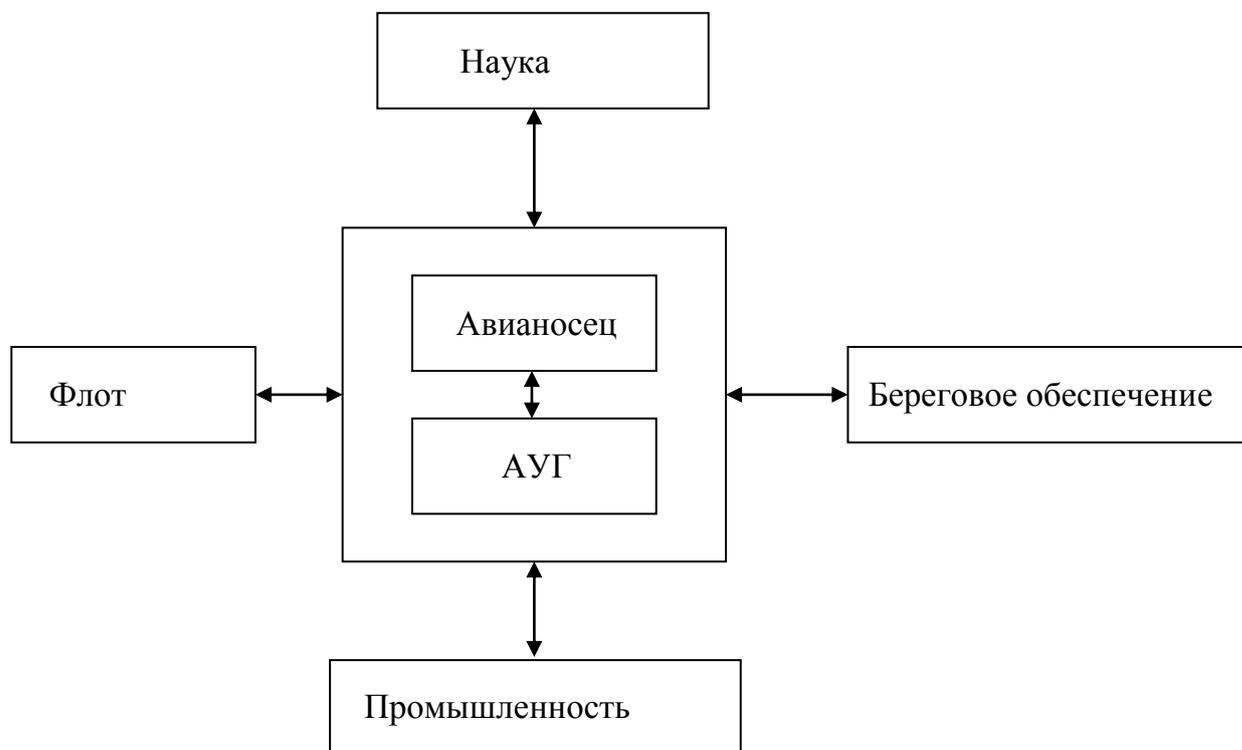


Рисунок 1.26

1.3.3 Общая система АВ, как совокупности все:

Составные элементы АВ (схема)

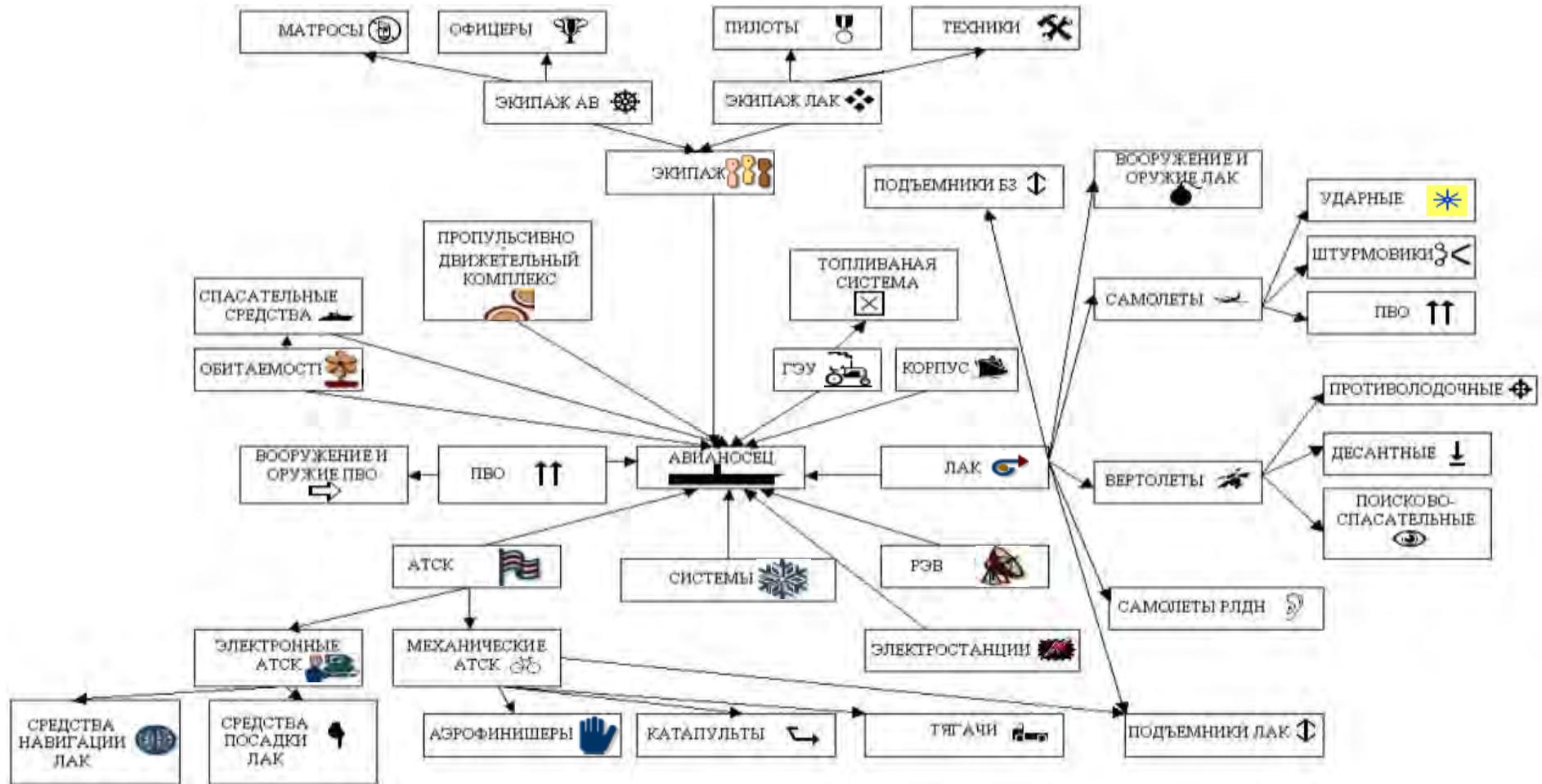


Рисунок 1.27

Таблица 1.4

Описание составных элементов подсистем АВ

АВ			
Корабль (Платформа носитель)	Средства АТСК (Авиационно-технические средства корабля)	ЛАК (носитель боезапаса (планер, вооружение, оружие, РЭВ))	Экипаж
1.1) Корпус; 1.2) Пропульсивно-двигательный комплекс; 1.3) Энергетическая установка; 1.4) Средства управляемости; 1.5) Корабельные системы: 1.5.1) Электро-энергетическая система; 1.5.2) Система холодоносителя; 1.5.3) Система пожаротушения; 1.5.4) Система сточных вод; 1.5.5) Система пресной воды; 1.5.6) Система воздуха высокого давления; 1.5.7) Система пара и др. 1.6) Корабельные механизмы:	2.1) Механические средства АТСК: 2.1.1) Подъемники ЛАК; 2.1.2) Тягачи ЛАК; 2.1.3) Подъемники БЗ; 2.1.4) Катапульты; 2.1.5) Аэрофинишеры; 2.1.6) Пожарные машины для тушения аварийных ЛАК; 2.1.7) Автомобильные подъемные краны; 2.1.8) Средства сбрасывания аварийных ЛАК за борт; 2.1.9) Газоотбойные щиты; 2.1.10) Удерживающие устройства; 2.1.11) Посты заправки топлива ЛАК; 2.1.12) Посты заправки газообразными средами; 2.2) Электронные средства АТСК:	3.1) Самолеты: 3.1.1) Самолеты ударные: 3.1.1.1) Штурмовики; 3.1.1.2) Перехватчики; 3.1.1.3) Самолеты ПВО; 3.1.2) Самолеты РЛДО; 3.2) Вертолеты: 3.2.1) Вертолеты противолодочные; 3.2.2) Вертолеты поисково-спасательные; 3.2.3) Вертолеты РЛД; 3.2.4) Вертолеты ударные; 3.2.5) Вертолеты десантные; 3.3) БПЛАК (беспилотные летательные корабельные аппараты): 3.3.1) БПЛАК вертолетного типа: 3.3.1.1) БПЛАК ВТ ударные;	4.1) Экипаж корабля: 4.1.1) Офицеры; 4.1.2) Матросы; 4.2) Экипажа авиакрыла: 4.2.1) Пилоты; 4.2.2) Техники (обслуживающий персонал ЛАК);

Продолжение таблицы 1.4

АВ			
Корабль (Платформа носитель)	Средства АТСК (Авиационно-технические средства корабля)	ЛАК (носитель боезапаса (планер, вооружение, оружие, РЭВ))	Экипаж
1.6.1) Грузовые краны; 1.6.2) Система передачи груза на ходу; 1.6.3) Система заправки; 1.6.4) Шлюпочное устройство и др.	2.2.1) Средства РЭВ и оптической посадки ЛАК; 2.2.2) Средства навигации ЛАК; 2.2.3) Средства метеообстановки; 2.2.4) Средства РЭВ корабля; 2.2.5) Средства ввода навигационных параметров в ЛАК; 2.3) Конструктивные элементы АТСК корабля: 2.3.1) Полетная палуба (ПП); 2.3.2) Ангарная палуба (ангар) (АП); 2.3.3) Трамплин; 2.3.4) Доковая палуба (в вариантах супертяжелых гибридных АВ) ; 2.3.5) Грузовой трюм (в вариантах супертяжелых гибридных АВ) и др.	3.3.1.2) БПЛАК ВТ разведывательные; 3.3.2) БПЛАК самолетного типа: 3.3.2.1) БПЛАК СТ ударные; 3.3.2.2) БПЛАК СТ разведывательные;	

1.3.4 Авианесущий корабль как совокупность несущей платформы и целевой подсистемы

Особенности целевой подсистемы

Требования к несущей платформе от целевой подсистемы:

Для ЛАК:

- 1) Обеспечение требуемой нагрузки;
- 2) Обеспечение площадей и объемов для размещения целевой системы с учетом всех ее компонентов;
- 3) Обеспечение взлетно-посадочных операций в условиях волнения моря;

В ММ для оценки на удовлетворение требованиям должны рассматриваться следующие свойства авианосца:

- 1) Расчеты нагрузки масс корабля заявленные (описанные и рассчитанные) на уровне разделов, а для отдельных разделов на уровне групп;
- 2) Расчеты вместимости для размещения ЛАК, а также устройств и систем их обеспечения и обслуживания;
- 3) Расчеты начальной остойчивости и остойчивости на больших углах крена;
- 4) Расчеты параметров качки;
- 5) Расчеты непотопляемости;

Особенностью авианосца как объекта оптимизации является доминирование размещения ЛАК.

Описание архитектурно-конструктивного типа АВ.

По архитектурно-конструктивному типу авианосец является кораблем, облик которого полностью определяют его основные функциональные элементы.

Это:

- 1) Полетная палуба;
- 2) Ангарная палуба.

Основной задачей этих функциональных элементов является обеспечение баланса площадей и объемов, направленное на повышение вместимости корабля.

Параметризация архитектурно-конструктивного типа со схемой (полетная палуба)

В ММ строится параметризованное общее расположение ПП и АП, которые сверху вниз определяют собой всю математическую модель.

ОР ПП зависит от двух переменных: длины и ширины, прочие параметры такие как:

- 1) Количество подъемников ЛАК;

- 2) Габариты островной надстройки;
- 3) Габариты ЛАК самолетного типа;
- 4) Габариты ЛАК вертолетного типа;
- 5) Количество вертолетных площадок;
- 6) Количество стартовых позиций ЛАК самолетного типа;
- 7) Длина трамплина;
- 8) Ширина угловой палубы и ее положение;

являются в ММ опосредованными функциями главных управляющих параметров – длин и ширины ПП.

На рисунке 1.28 представлена структурная схема общего расположения полетной палубы авианосца в математической модели:

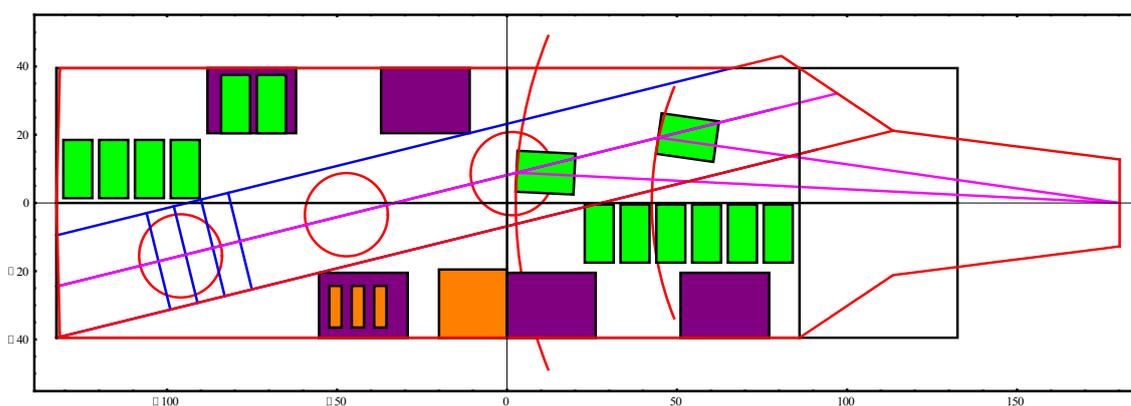


Рисунок 1.28

ОР АП является следствием ОР ПП, то есть ее габариты определяются:

- 1) По ширине: ширина ПП минус ширина подъемника ЛАК с обоих бортов;
- 2) По длине: в корме по длине ПП, в носу по линии пересечения продленной АВ со скосом угловой палубы расположенной на ПП, симметрично с обоих бортов.

Симметрия в подходе к модели ОР ПП и АП определяется в том числе необходимостью исключения начального крена от этих конструктивных элементов в НМ.

На рисунке 1.29 представлена структурная схема общего расположения ангарной палубы авианосца в математической модели:

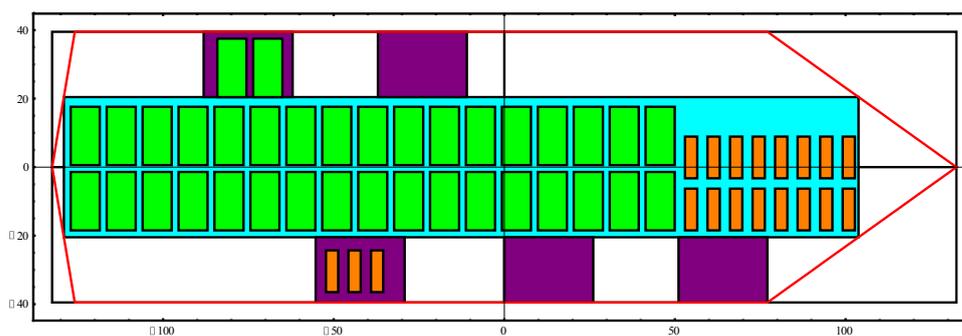


Рисунок 1.29

На рисунке 1.30 представлен изометрический эскиз авианосца ВМС Великобритании «Принц Уэльский» со «снятым» настилом палубы в районе ангарной палуб, который иллюстрирует взаимное расположение полетной и ангарной палуб



Рисунок 1.30

ММ авианосца позволяет наглядно и явно оценить размещение основных элементов АТСК и целевой военной техники АВ (ЦВТ) – ЛАК как основного перевозимого груза.

Тем самым, параметризованная геометрическая модель позволяет производить расчеты связанные с:

- 1) Нагрузкой масс ЛАК
- 2) Боевой эффективностью - временем раскатки от места хранения до стартовой позиции и взлета ЛАК.

Традиционная проверка вместимости (через укрупненные удельные нормативы вместимости корабля прототипа) недостаточна. Необходимо фактически размещать ЛАК на полетной и ангарной палубах, что реализовано в ММ.

На рисунке 1.50 представлена схема взаимодействия элементов авианосца

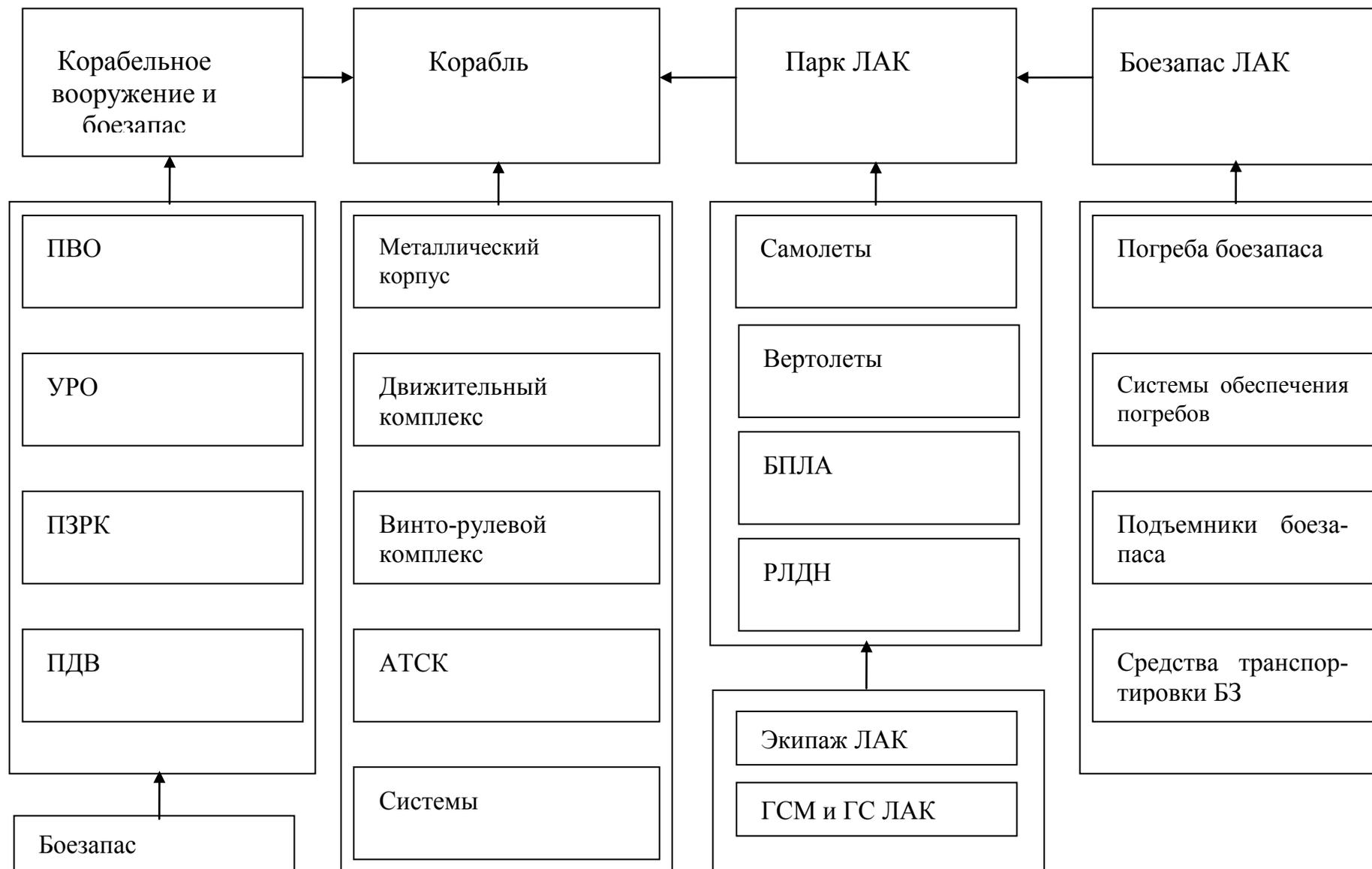


Рисунок 1.31

Описание целевой системы авианосца (АВ)

- 1) Конструктивные и технические особенности;
- 2) Регламентированный перечень решаемых задач,
- 3) Специфические требования по эксплуатации и техническому обслуживанию.

Состав целевой системы:

- 1) Корабль (инженерный объект) – носитель первого уровня, включает в свой состав:
 - Металлический корпус с отделкой и зашивками;
 - Движительный комплекс;
 - Винто-рулевой комплекс;
 - Системы обеспечения обитаемости;
 - Авиационно-технические средства корабля (АТСК);
 - Системы обеспечения механизмов;
- 2) Корабельное вооружение и боезапас:
 - Пусковые и артиллерийские установки ПВО;
 - Боезапас ПВО;
 - Пусковые установки УРО;
 - Боезапас УРО;
 - ПЗРК Переносное зенитно-ракетное вооружение;
 - Боезапас переносного вооружения.
 - ПДВ – противодиверсионное вооружение;
 - Боезапас противодиверсионного вооружения.
- 3) Парк ЛАК – носители второго уровня.
 - Самолеты;
 - Вертолеты;
 - Беспилотный летательный аппарат (БПЛА);
 - Радиолокационный дозор и наблюдение (РЛДН);
- 4) Боезапас ЛАК– вид целевого перевозимого груза.
 - Погреба боезапаса;
 - Системы обеспечения погребов (вентиляция, защита, пожаротушение, микроклимат);
 - Подъемники боезапаса;
 - Средства транспортировки боезапаса по кораблю;
 - Системы топлива ЛАК (цистерны, трубопроводы и насосные станции перекачки, посты заправки)

На корабль как носитель первого уровня накладываются специальные требования, обеспечивающие безопасную эксплуатацию в условиях агрессивной внешней среды, а также боевых условий.

- 1) Непотопляемости;
- 2) Остойчивости;
- 3) Взрыво-пожаробезопасности;
- 4) Боевой и эксплуатационной живучести технических средств;
- 5) Требований обеспечения обитаемости личного состава.

Геометрические характеристики авианосца подчинены формальным правилам логико-геометрической компоновки основных проектных объектов (в диссертационной работе за основные проектные приняты объекты) таких как:

Конструктивные элементы:

- 1) Трамплин и стартовые позиции (зона взлета);
- 2) Одноостровная (двухостровная) надстройка;
- 3) Ангар;
- 4) Обшивка наружного корпуса;

Объекты:

- 1) Бортовые подъемники ЛАК;
- 2) Размещение габаритных макетов ЛАК на ПП и в ангаре (ЛАК двух типов – самолет и вертолет);
- 3) Массогабаритное размещение главных двигателей, валопроводов и винтов.
- 4) Размещение блоков аэрофинишеров на ПП.

Геометрия:

- 1) Угловая палуба (зона посадки);
- 2) Парковые зоны ЛАК на ПП;
- 3) Геометрия и настил палуб (продольные переборки);
- 4) Деление на отсеки (поперечные переборки);

Все проектные объекты, как компоненты генеральной сборки в математической модели реализованы в двухмерном и трехмерном представлении.

Для наглядности далее приводятся сравнительные характеристики современных АВ по данным открытых источников (Таблица 1.5).

Таблица 1.5 Сравнительные характеристики существующих авианосцев по данным открытых источников

№ п/п	Проект	Страна	Год	Дполн, тыс. т, около	Лпп, м	Впп, м	L, м	B, м	T, м	δ	Нлак, шт.	V, узл около	P, мВт	h*, м
1	Nimitz № CVN-68 «Nimitz», CVN-69 «Dwight D. Eisenhower», CVN70 «Carl Vinson»	США	1975 1977 1982	91,5	332,9	76,8	317,0	40,8	11,3	0,63	90	35,0	208,8	
2	Nimitz+ № CVN-71 «Theodore Roosevelt » CVN-72 “Abraham Lincoln” CVN-73 “George Washington” CVN-74 “John S. Stennis” CVN-75 “Harry S. Truman (б. United	США	1986 1989 1992 1995 1998	102,0	332,9	77,0	319,0	40,0	11,7	0,68	68	33,0	191,0	

№ п/п	Проект	Страна	Год	Дполн, тыс. т, около	Лпп, м	Впп, м	L, м	B, м	T, м	δ	Нлак, шт.	V, узл около	P, мВт	h*, м
	States)» CVN-76 “Ronald Reagan”		2003											
3	Nimitz+ Mod № CVN-77 «George H.W. Bush» CVN-78 “Gerald Ford” CVN-79 “John F. Kennedy” CVN-80 “PCU Enterprise”	США	2008 2016 2020 2025	112,0	337,0	78,0	320,0	42,0	12,0	0,69	75	32,0	210,0	
4	Charles de Gaulle	Франция	2001	42,0	261,0	64,0	221,9	30,0	8,5	0,74	40	27,0	300,0	
5	Porte-avions-2	Франция	2014	55,0	292,0	75,0	248,2	35,25	9,7	0,65	38	27,0	73,5	
6	Queen Elizabeth	Великобритания	2014	65,0	290,0	70,0	246,5	32,9	12,3	0,65	50	28,0	179,6	

№ п/п	Проект	Страна	Год	Дполн, тыс. т, около	Лпп, м	Впп, м	L, м	B, м	T, м	δ	Nлак, шт.	V, узл около	P, мВт	h*, м
7	Prince of Wales	Великобритания	2016	65,0	290,0	70,0	246,5	32,9	12,3	0,65	50	28,0	179,6	
8	Guiseppe Garibaldi	Италия	1985	13,85	180,2	33,4	153,2	15,7	7,5	0,76	16	30,0	59,7	
9	San Paulo (ex-Foch)	Бразилия	2001	32,8	265,0	51,2	225,3	24,1	8,6	0,7	25	32,0	92,6	
10	Liaoning (ex-11436)	Китай	2014	59,5	304,5	75,0	270,0	38,0	10,5	0,55	36	29,0	200,0	
11	Vikramaditya (11430, ex-1143.4)	Индия	2013	45,4	285,0	60,0	243,0	31,0	10,0	0,60	34	29,0	180,0	2,7**
12	Vikrant (71)	Индия	2017	40,0	262,0	60,0	240,0	29,0	12,0	0,50	40	28,0	150,0	3,5
13	Vishal	Индия	2020	65,0	300,0	70,0	255,0	32,9	12,9	0,60	60	30,0	200,0	3,0
14	11435	РФ	1987	59,1	306,0	72,0	270,0	33,4	9,8	0,67	50	29,0	200,0	
15	11437	РФ	-	74,9	321,2	83,9	274,0	40,0	10,6	0,65	70	29,0	147,0	

Экспортную статистику возможно попробовать добавить в массив модели, для:

- 1) Расширения нижнего диапазона водоизмещений;
- 2) Для согласованности математической модели с существующими проектами.

*-данные пересчитаны по математической модели

**-из открытых источников

1.3.5 Требования боевой устойчивости (взрывопожаробезопасность stealth-технологии). Возможность и форма учета этих требований в разрабатываемой математической модели.

Требования обеспечения взрывопожаробезопасности являются весьма сложной стохастической задачей раздела расчетов живучести корабля. Решение этой задачи на базе динамической геометрии корабля является темой отдельного исследования и в математической модели не рассматривалось.

Stealth-технологии на современных авианосцах не применяются, поскольку обеспечить скрытность авианосца по радиолокационному и ряду всех прочих полей, в свете развитости современных средств слежения, не представляется возможным.

1.3.6 Описание базового сценария использования корабля для оценки его эффективности по выбранному критерию.

В диссертационной работе не рассматривается тактика и стратегия ведения боевых действий с использованием авианосца, тем более, что планирование тактики хоть сколько либо оправдано только при локальных конфликтах. В случае глобальных конфликтов главной задачей авианосца, как это отмечалось ранее, является ПВО развертывания ядерного наступательного вооружения морского базирования. Таким образом, основной задаче авианосца является развертывание всего крыла ЛАК за минимальное время, так как вероятность ухода ЛАК на второй круг при решении такой задачи очень мала.

В диссертационной работе за критерий боевой эффективности в математической модели принято время взлета всего крыла ЛАК (главное значение имеют ЛАК ударного типа). Расчет выполнен на основе прорисовок геометрии маршрутов движения ЛАК от технических позиций на стартовые позиции и взлета со стартовых позиций. Разрабатываемые расчеты учитывают время раскатки и подъема ЛАК из ангара. Полученные результаты находятся в адекватной сходимости с техническими требованиями кораблей-прототипов и данными открытых источников.

1.4 Обоснование задачи проектирования авианосца как объекта оптимизации

1.4.1 Исходные данные

Так как по своему целевому признаку авианосец является специализированным транспортным судном со специфическими средствами эксплуатации и обслуживания целевой техники (ЛАК), то его основной задачей является транспортировка и развертывание авиакрыла базирующегося на авианосце (в некоторых случаях возможен прием ЛАК с берега или других кораблей и судов), поэтому за входные (независимые) параметры математической модели приняты габариты (х-длина (Лпп), у-ширина (Впп)) полетной палубы (ПП), все прочие параметры, генерируемые в математической моделью - зависимые.

При проектировании авианосца, необходимой номенклатурой исходных данных проектных решений, обеспечивающих заданные тактические параметры корабля класса авианосец являются:

- 1) Число ЛАК и их массо-габаритные характеристики (МГХ);
- 2) Скорость хода не менее 30 узлов (необходимо для обеспечения заданного набегающего воздушного потока при «полном» штиле на море при взлете ЛАК);
- 3) Требуемая мореходность при выполнении взлетно-посадочных операций (параметры качки);
- 4) Дальность плавания полным ходом;
- 5) Автономность по запасам продовольствия и питьевой воды;
- 6) Численность экипажа и авиакрыла;

Данная номенклатура определяют концепцию проектируемого авианосца.

1.4.2 Анализ преимуществ и недостатков схем компоновки общего расположения полетной палубы

Условно разделим схемы компоновки общего расположения (ОР) полетной палубы (ПП) на:

1) Классические

На сегодняшний день к классической схеме компоновки ОР ПП можно отнести схему ОР ПП авианосцев ВМС США типа «Нимиц» и «Нимиц+», за небольшими изменениями, связанными в большинстве с развитием РЭВ и смещением островной надстройки в корму, остающуюся неизменной на протяжении более чем 40 лет и являющуюся наиболее оптимальным балансом составных элементов ОР ПП.

На рисунке 1.32 представлена классическая компоновка полетной палубы

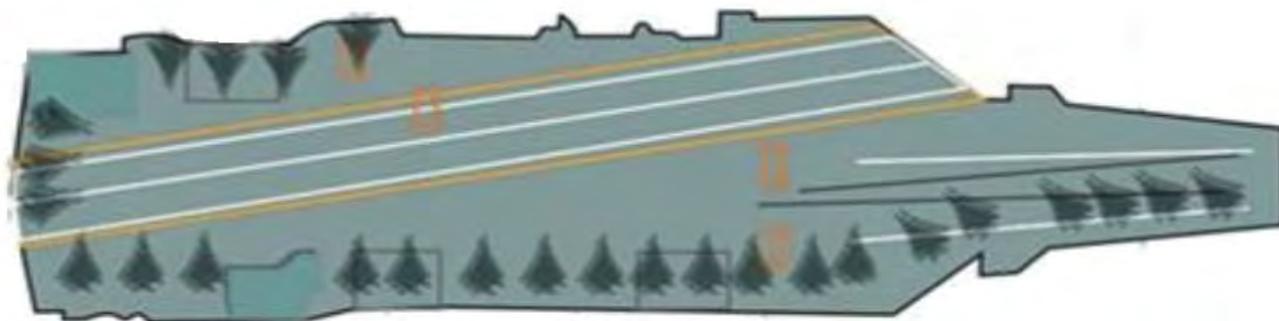


Рисунок 1.32

2) Нетрадиционные

В настоящий момент предлагаемые нетрадиционные схемы компоновки элементов ОР ПП не находят применения на строящихся кораблях, так как получаемые преимущества несоизмеримы со сложностью и ценой изготовления предлагаемых конструкций. Также нетрадиционные схемы наиболее применимы для кораблей с нетрадиционной архитектурой корпуса (катамараны, тримараны и т. п.). Однако, на сегодняшний день: развитие науки, техники, материалов корпуса и надстройки не позволяет выполнять многокорпусные корабли с высоким качеством сборки корпуса. Помимо этого, сложность геометрии ведет к значительному удорожанию изготовления деталей корпуса и сборочного производства.

На рисунке 1.33 представлена нетрадиционная компоновка полетной палубы

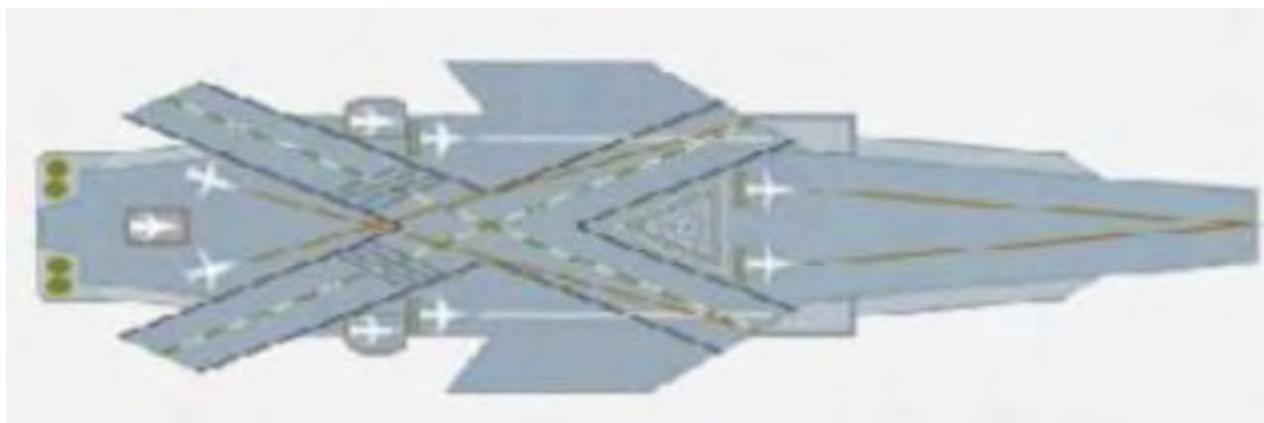


Рисунок 1.33

3) Перспективные

Перспективные ОР ПП представляют собой, как правило, неправильные многоугольники, целью которых является максимальная оптимизация геометрии рабочей зоны ПП по всем функциональным зонам.

На рисунке 1.34 представлена перспективная компоновка полетной палубы

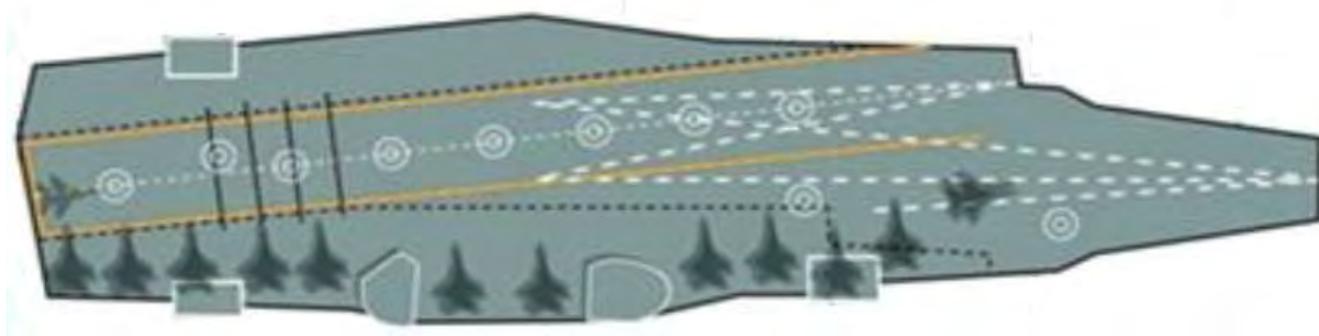


Рисунок 1.34

4) Без уклона от ДП

Данная компоновка ПП применима только для ЛАК вертикального (укороченного) взлета, в данной схеме отсутствуют аэрофинишеры и нет необходимости добиваться удлинения длины полетной палубы за счет ее наклона относительно ДП.

На рисунке 1.35 представлена компоновка полетной палубы без уклона угловой палубы от ДП

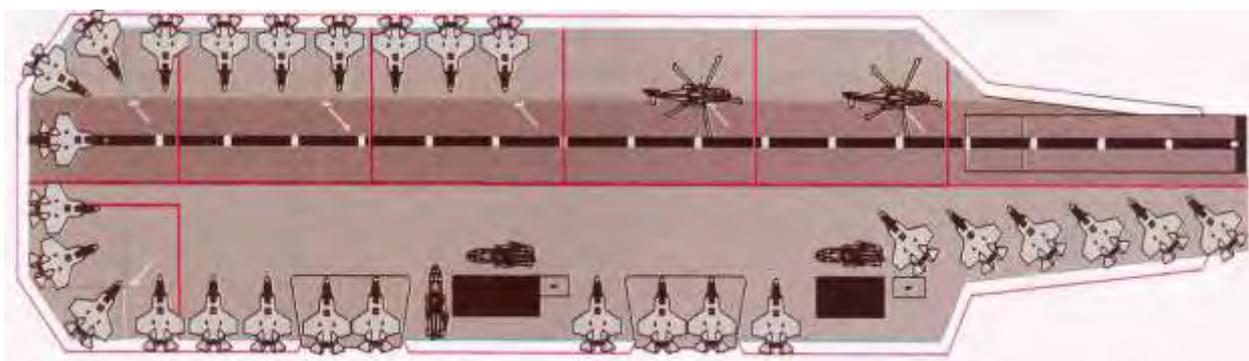


Рисунок 1.35

Таблица 1.6

Преимущества и недостатки схем компоновки ОР ПП

№№ п. п.	Тип	Преимущества	Недостатки
1	Классический	1. Длинная УП 2. Возможность приема и взлета ЛАК самолетного типа горизонтальной схемы	1. Сравнительно неудобная геометрия парковочной зоны ЛАК. 2. Зависимость взлетов и посадок ЛАК на большинстве стартовых позиций
2	Нетрадиционный	1. Длинная УП 2. Возможность приема и взлета ЛАК самолетного типа горизонтальной схемы 3. Независимость взлетных и посадочных участков	1. Сложность конструкций подкреплений ПП

3	Перспективный	1. Функциональная оптимизация рабочих зон ПП 2. Облегчение конструкций спонсонов	1. Низкая надежность БП качельного (маятникового) типа
4	Без уклона к ДП	1. Простота геометрии ПП 2. Простота изготовления трамплина 3. Большая парковочная зона ЛАК	1. Невозможность приема и старта ЛАК самолетного типа горизонтальной схемы 2. Низкая маневренность и энерговооруженность ЛАК самолетного вертикального и укороченного взлета

Основной задачей, особенностью компоновки ОР ПП является необходимость размещения угловой палубы и увеличение ее длины при выбранных габаритах ПП.

Именно длина УП является определяющим параметром для функционирования АВ как боевой системы – именно она обеспечивает посадку современных реактивных ЛАК самолетного типа горизонтальной схемы использования, на современные аэрофинишеры гидравлического типа, а также с перегрузкой при торможении, которая доступна современным боевым пилотам (около 4-5g).

Изменение любого из вышеперечисленных факторов будет менять всю структуру компоновки ОР АВ, так как будет меняться длина угловой палубы.

Так, например, применение перспективных аэрофинишеров на электромагнитном принципе торможения позволит снизить длину тормозного пути по выбегу троса, что влечет за собой сокращение длины УП.

Применение беспилотных ЛАК самолетного типа, позволит не заботиться о перегрузках, которые сказываются на здоровье пилота.

Изменение посадочной скорости перспективных ЛАК самолетного типа, изменение посадочной массы также скажется и на конструкции аэрофинишеров и на длине УП.

Развитие направления ЛАК с вертикальным взлетом и посадкой позволит совершенно отказаться от УП.

Таким образом, все вышеперечисленные факторы находятся в балансе, который составляет компромисс взаимовлияний и именно этот баланс, в том числе, определяет облик современного АВ.

Данную задачу можно рассматривать и с обратной стороны: главной задачей ОР ПП является размещение УП заданной длины.

Длина УП растет с увеличением длины и ширины ПП:

$$L_{уп} \approx \sqrt{(L_{пп} - L_{тр. зоны})^2 + (B_{пп} - B_{уп})^2} \quad (1.1),$$

где:

$L_{уп}$ – длина угловой палубы;

$B_{уп}$ – ширина угловой палубы;

$L_{пп}$ – длина полетной палубы;

$L_{тр. зоны}$ – длина трамплинной зоны;

$B_{пп}$ – ширина полетной палубы.

Именно поэтому в диссертационной работе предлагается располагать ось УП ближе к срезу спонсона ПрБ, а не по центру, как на современных авианосцах (что нужно только для

лучшей центровки пилота при заходе на посадку, однако уменьшает длину УП на 5-10%, что при длине $L_{пп}=300$ м составляет от 15-30 м).

Тем не менее любая схема компоновочных решений ОР ПП требует площади на ПП, которая формируется от габаритных размеров ПП $L_{пп}$, $V_{пп}$.

Варианты непрямоугольных ПП значительно проигрывают с точки зрения полезных площадей на ПП, однако позволяют уменьшить нагрузку на корпус и облегчить конструкцию необходимых подкреплений спонсонов.

1.4.3 Требования к свойствам авианосца, необходимые для создания концепции

- 1) Длина ПП ($L_{пп}$);
- 2) Ширина ПП ($V_{пп}$);

Основным свойством авианосца является использование полезных площадей на ПП, которые определяют цепочку полезных объемов нижележащих палуб, и в первую очередь ангарной.

1) Система функциональных ограничений математической модели авианосца:

- 1) Требованиям к полезной нагрузке (расчет НМ);
- 2) Требования к полезной вместимости и расположению ЛАК на ПП и АП (расчет вместимости);
- 3) Требования к начальной остойчивости;
- 4) Требования к мощности ГЭУ;
- 5) Боевая эффективность;
- 6) Стоимость постройки и проектирования.

2) Остойчивость

В виду сравнительно больших габаритов авианосца, специфики распределения грузов и оборудования, а также наличия спонсонов, современные проекты авианосцев не имеют трудностей по запасу остойчивости, остойчивость обычно достаточная и значение начальной метацентрической высоты (h) составляет от 2,5 до 5 м в зависимости от водоизмещения.

При большом запасе по метацентрической высоте все прочие негативные факторы влияющие на остойчивость корабля, такие как крен, дифферент и качка в большой степени нивелируются.

3) Непотопляемость

То же самое свойство обеспечивает большой запас по аварийной остойчивости (непотопляемости).

Авианосец по требованиям непотопляемости является весьма устойчивым к такого рода повреждениям объектом, за счет большого запаса остойчивости и плавучести. Гибель наступает при несимметричном затоплении более половины длины подводного корпуса и/или отрыве оконечностей.

Расчет непотопляемости в математической модели не реализован, однако он может быть выполнен на базе процедур по расчету посадки корабля

4) Качка

Для авианосца качка в первую очередь определяет порог балльности волнения моря, до которой возможно выполнения взлетно-посадочных операций ЛАК с авианосца.

Динамические расчеты параметров требования к кораблю

В разработанной математической модели реализованы динамические расчеты, позволяющие строить ограничения на функции параметров по:

- 1) Скорости хода и мощности ГЭУ;
- 2) Начальной остойчивости;
- 3) Периоду бортовой и килевой качки при обеспечении взлетно-посадочных операций.

1.4.4 Выбор критерия задачи оптимизации

Основные задачи, решаемые авианесущими кораблями ВМФ России показаны на рис. 1.36.

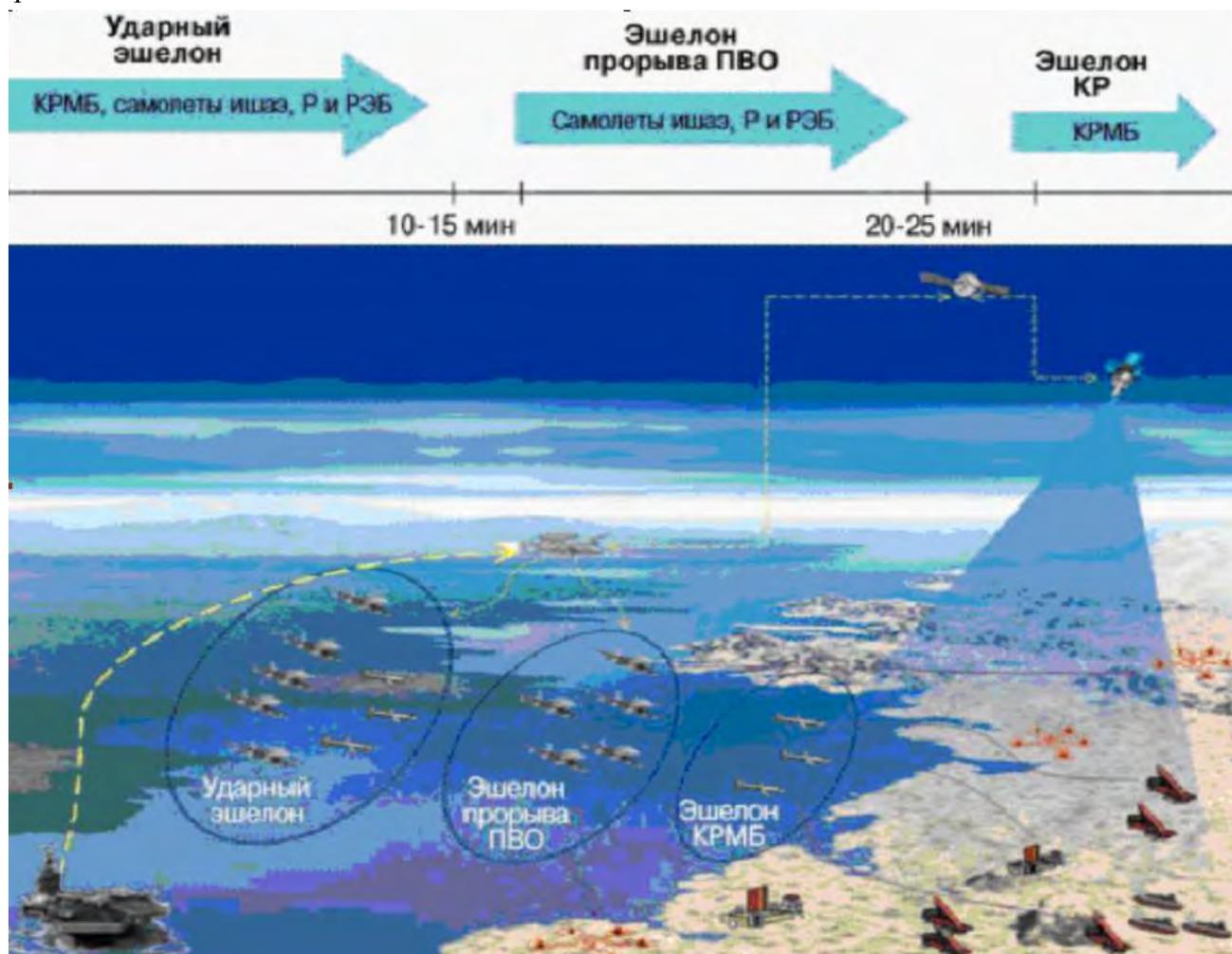


Рисунок 1.36

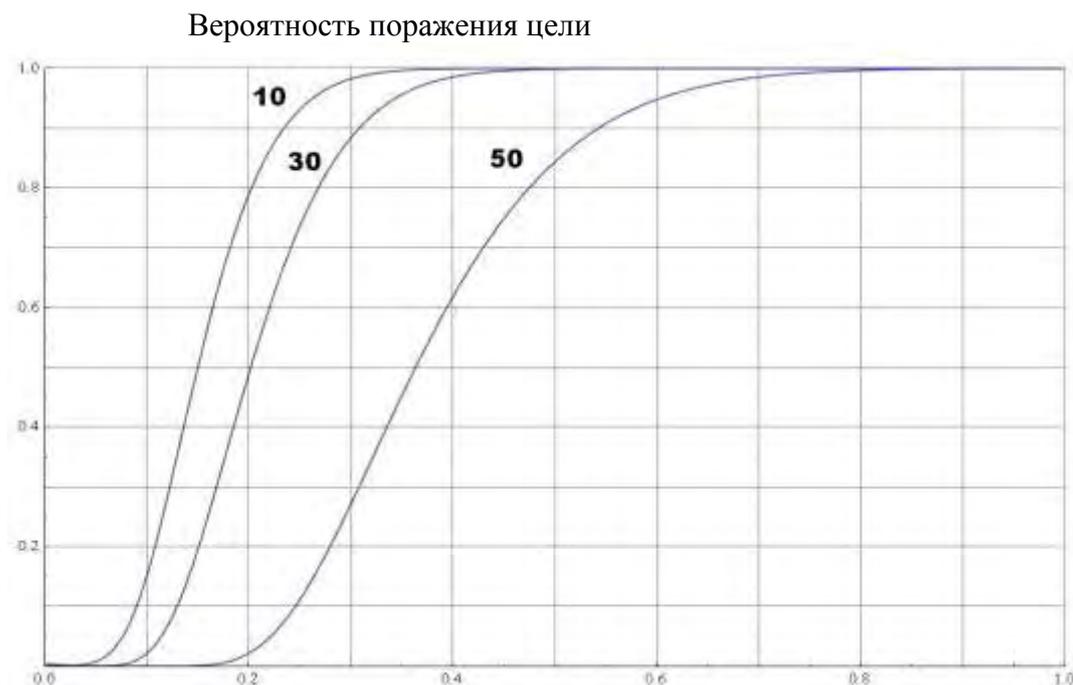
Кроме того, к стратегическим задачам в военное время будет относиться ПВО развертывания стратегических наступательных сил атомного подводного флота.

В диссертационной работе обосновываются принципы логического выбора, определения совокупностей главных элементов параметризации по целевому признаку инженерного объекта. На основе совокупности основных параметризуемых элементов предписываются топологические связи и топологические цепочки зависимостей

Главный компонент критерия эффективности авианосца – время поднятия в воздух наибольшего количества ЛАК за минимальное время.

Таким образом, при повышении количества ударных ЛАК поднятых в воздух можно условно сказать, что повышается вероятность выполнения боевого задания (поражения цели).

График качественной зависимости роста вероятности поражения цели при повышении числа взлетевших ЛАК (10, 30 и 50) представлен на рисунке 1.37.



Относительная боевая эффективность

Рисунок 1.37

С повышением количества взлетевших ЛАК повышается вероятность поражения заданной цели, что влечет за собой повышение вероятности решения поставленной боевой задачи.

В диссертационной работе рассчитывается время транспортировки по ангару и ПП и подъема в воздух (боевая эффективность (БЭ)):

- всех ЛАК самолетного типа;
- всех ЛАК вертолетного типа;
- всех ЛАК самолетного и вертолетного типа;
- среднее время подъема одного ЛАК самолетного типа;
- среднее время подъема одного ЛАК вертолетного типа;
- среднее время подъема звена ЛАК самолетного типа (5 шт.);
- среднее время подъема звена ЛАК вертолетного типа (5 шт.).

Выводы по Главе 1

- 1) Авианесущий корабль является элементом метасистемы «Флот»;
- 2) Авианесущий корабль во взаимодействии с внешней средой является одним из наиболее сложных морских инженерных надводных объектов;
- 3) Авианесущий корабль как совокупность подсистемы представляет собой сбалансированную боевую систему;
- 4) Проектирование авианесущего корабля как объекта оптимизации является перспективной и востребованной задачей в свете современного актуального планирования Руководства ВМФ по созданию кораблей данного класса.

Глава 2. Разработка математической модели для оптимизации основных кораблестроительных элементов авианесущего корабля

2.1 Формальная постановка задачи оптимизации основных кораблестроительных элементов авианесущего корабля

2.1.1 Математическая постановка задачи

На основании выполненного в Главе 1 системного анализа авианосца, как объекта оптимизации, задача оптимизации представляет собой нелинейную задачу математического программирования.

Общая постановка задачи имеет вид:

$$C(c_1, \dots, c_p); X(x_1, \dots, x_n, x_{n+1}, \dots, x_N);$$

$$(x_i)_{\min} \leq x_i \leq (x_i)_{\max}, i = 1, \dots, n;$$

$$x_i = \|x_{is}\|, i = n+1, \dots, N, s = 1, \dots, S_i;$$

$$G_j(X, C) \geq A_j(C), j = 1, \dots, m;$$

$$G_j(X, C) = A_j(C), j = m, \dots, M;$$

$$q_r(X, C) \otimes Q_r(C) = y_r, r = 1, \dots, R;$$

$$\text{extr } Z(X, C),$$

где:

C – вектор технического задания;

X – вектор оптимизируемых переменных, содержащий n непрерывных и $N-n$ дискретных компонентов;

$\|x_{is}\|$ – матрица допустимых значений;

G_j, q_r – характеристики ММ;

A_j, Q_r – требования к характеристикам ММ;

\otimes – некоторое логическое отношение между характеристиками и требованиями;

Z – критерий эффективности (целевая функция);

В процессе проектирования ставится задача определения наилучших в смысле структуры и значений параметров инженерного объекта. Такая задача называется оптимизационной. Стандартная математическая задача оптимизации формулируется следующим образом:

Среди элементов x , образующих множества X , необходимо найти такой элемент x^* , который доставляет минимальное значение $f(x^*)$ заданной функции $f(x)$. Для того чтобы корректно поставить задачу оптимизации, необходимо задать:

1. Допустимое множество — множество

$$X = \{x \mid g_i(x) \leq 0, i=1, \dots, m\} \subset R^n;$$

2. Целевую функцию — отображение.

$$f: X \rightarrow \mathbb{R}$$

3. Критерий поиска (max или min).

Тогда решить задачу $f(x) \rightarrow \min(x \in X)$

означает одно из:

1. Найти $x^* \in X: f(x^*) = \min f(x)$

$$x \in X$$

2. Если $\neg \exists x^*$, то найти $\inf f(x)$

$$x \in X$$

Если минимизируемая функция не является выпуклой, то часто ограничиваются поиском локальных минимумов и максимумов: точек x_0 таких, что всюду в некоторой их окрестности $f(x) > -f(x_0)$ для минимума и $f(x) \leq f(x_0)$ для максимума. Если допустимое множество $X = \mathbb{R}^n$, то такая задача называется задачей безусловной оптимизации, в противном случае — задачей условной оптимизации.

2.1.2 Постановка задачи

Для обеспечения целей, поставленных в диссертационной работе требуется:

- 1) Иметь математический аппарат и данные для постановки и решения оптимизационной задачи;
- 2) Для обеспечения аппарата решения задачи оптимизации иметь необходимый объем статистики при вариантности состояний ММ;
- 3) По данным решения задачи оптимизации, проектное состояние входных параметров считается оптимальным проектным решением с учетом согласованности зависимых параметров и выполнения проектных ограничений.

В диссертационной работе разработан программный модуль (п. 3.1.1.1.1) решения задачи оптимизации, в котором существует возможность комбинировать и решать задачу оптимизации при любых допустимых условиях на целевую функцию и функции ограничений, также с учетом ввода любых дополнительных ограничений, как на независимые переменные, их тип, а также функции ограничений, методу оптимизации, степени и виду аппроксимирующего полинома, самой задаче оптимизации (максимизация, минимизация).

Однако в разряд необходимых выделены два основных параметра:

- 1) Боевая эффективность;
- 2) Полная стоимость постройки и проектирования

В диссертационной работе также выполнена проработка повышения размерностей целевых и ограничительных функций с двумерных до девятимерных (две переменные и восемь параметров минус один (значение целевой функции/слот функции)), при решении задач (по

любому параметру) с такими целевыми функциями и функциями ограничений наблюдается сходимость с реальными состояниями ММ, однако преимуществом при таком расчете является одномоментный расчет всех функций параметров, в отличие от двумерной аппроксимации, в которой эти параметры после решения задачи оптимизации необходимо дополнительно вычислять значения функций ограничений, при этом ограничения накладываются на переменные многомерной целевой функции.

В диссертационной работе используются методы численной оптимизации.

Вектор исходных данных «С» может быть рассмотрен как совокупность тактических характеристик корабля и особенностей, характеризующих поведение корабля как несущей платформы вооружения:

1) Dполн. (TotalMassLoad) – полное водоизмещение (выделяемый в ММ параметр, определяющий расчеты по нагрузке масс);

2) h – начальная метацентрическая высота (выделяемый в ММ параметр, определяющий расчеты по посадке и начальной остойчивости);

3) τ (tauG) - период свободных колебаний, θ (tetta) – амплитуда бортовой качки, υ (etta) – амплитуда килевой качки (выделяемые в ММ параметры, определяющие расчеты по качке);

4) C (TotalPrice) – полная стоимость постройки и проектирования (выделяемый в ММ параметр, определяющий расчеты по расчетам стоимости);

5) V (V) – скорость хода, P (Power) – полная мощность (выделяемые в ММ параметры, определяющие расчеты по расчету ходкости);

6) CE (CombatEffectivity) - время раскатки и подъема в воздух групп ЛАК (выделяемый в ММ параметр, определяющий расчеты по боевой эффективности);

Параметры задаваемые проектантом:

Системный анализ, проведенный в Главе 1, позволяет в качестве определяющих кораблестроительных элементов выбрать геометрические параметры (характеристики) полетной палубы.

Именно эти параметры определяют все основные проектные компоненты авианесущего корабля и влияют на все его тактические свойства, а также его качества как несущей платформы вооружения.

Основные геометрические параметры (независимые переменные) полетной палубы:

1) $X=L_{пп}$ – длина полетной палубы;

2) $Y=V_{пп}$ – ширина полетной палубы;

3) $C_i = v_i * c_i$ - удельные показатели разделов вместимости от прототипа (по типовым группам помещений).

4) Аналитические формулы геометрии палуб (теоретический чертеж);

5) Логико-компоновочные решения ОР полетной палубы;

6) V – Значение скорости хода корабля по ТЗ;

7) $G_i = m_i * g_i$ - расчет удельных показателей статей нагрузки масс по кораблю-прототипу (статьи НМ рассчитываемые не по геометрической ММ);

Как показал анализ, эти параметры являются необходимыми и достаточными для разработки концепции АВ на начальных стадиях проектирования.

Исследование вариаций компонентов вектора технического задания позволяет обосновывать проектные решения. Исследование математической модели авианесущего корабля при вариации компонентов вектора «С» рассмотрено далее.

Построение системы параметрических ограничений также основано на результатах системного анализа Главы 1.

В модуле решения задачи оптимизации ограничения могут накладываться на все параметры ММ, целевую функцию, независимые переменные, комбинации параметров, на тип данных переменных, также могут вводиться любые дополнительные ограничения.

Следует отметить, что сокращение числа компонентов вектора исходных данных проекта позволяет значительно упростить алгоритм решения задачи оптимизации, а также интерпретацию полученных в диссертационной работе результатов.

Зависимости элементов ПП подробно рассмотрены в Главе 4.

Система функциональных ограничений, вытекает из результатов системного анализа Главы 1 и достаточна для обоснования концепции корабля:

Система функциональных ограничений в математической модели

1. Требования к полезной вместимости, расчет вместимости.

Расчет вместимости в ММ производится по интегральным формулам расчетов площади и объема по геометрии трехмерной сборки.

Пересчет вместимости по группам помещений выполнен на базе удельных показателей корабля-прототипа.

В расчет вместимости по палубам входят:

- надстройка (SS - superstructure);
- полетная палуба (палуба №0);
- «номерные» палубы – в зависимости от высоты борта;
- ангар;
- ангарная палуба (помещения сверх вместимости вокруг прямоугольного ангара);

В расчет вместимости по типам (назначениям) помещения входят:

- 01 – раздел не задействован;
- 02 – устройства;
- 03 – системы;
- 04 – ГЭУ (главная энергетическая установка);
- 05 – ЭЭ (электроэнергетика);
- 06 – Защита (конструктивная защита корабля (бортовая надводная, бортовая подводная, донная, химическая, радиационная, бактериологическая, средства снижения физических полей))
- 07 – вооружение;
- 08 – управление;
- 09 – БЗЖ (средства борьбы за живучесть, аварийно-спасательное имущество);
- 10 – ЗИП (запасные инструменты и принадлежности);
- 11 – запас вместимости (статья аналогичная запасу водоизмещения из расчета нагрузки масс);
- 14 – Обитаемость;
- 15 – Служебные помещения (посты);
- 16 – Кладовые;
- 17 – Запасы;

Примечание:

Кодировка статей вместимости выполнена по аналогии со статьями нагрузки масс, отдельного ОСТА регламентирующего кодирование и расчет вместимости боевых надводных кораблей в настоящий момент не существует.

В таблице 2.1 приведена номенклатура расчета вместимости встроенного в ММ.

Расчет вместимости делится на 2 блока:

- 1) Расчет по типам помещений по укрупненным удельным показателям корабля-прототипа;
- 2) Расчет по типовым зонам корабля, выполненный на основе геометрической модели.

Таблица 2.1

Вместимость

Quantity	Discription
*	*
По палубам	
SS	Надстройка
0	Полетная палуба
2	Вторая палуба
Н	Ангар
ND	Ангарная палуба
3	Третья палуба
4	Четвертая палуба
5	Пятая палуба
6	Шестая палуба
7	Седьмая палуба
МДО	Междудонные отсеки
2ДН	Второе дно
Σ по палубам	Итого по палубам
*	*
По типам помещений	
02	Устройства
03	Системы
04	ГЭУ
05	ЭЭ
06	Защита
07	Вооружение
08	Управление
09	БЗЖ
10	ЗИП
11	Запас вместимости
14	Обитаемость
15	Служебные пом.
16	Кладовые
17	Запасы
Σ по типам	Итого по типам

3. Требования к остойчивости

Основным требованием к остойчивости являются ограничения накладываемые на величину начальной метацентрической высоты h .

По требованиям РМРС РФ начальная метацентрическая высота должна быть не менее 0,15 м (РМРС-2014, Том 2, п. 2.3.1).

Требования ВМФ РФ более жесткие и зависят от группы корабля (диапазона изменения нормального водоизмещения) и его назначения.

Если значение h удовлетворяет требованиям ВМФ РФ, прочие параметры остойчивости, такие, например как погоды K , являются выполненными и рассматриваются только для нетиповых эксплуатационных случаев, которые по своим параметрам близки к гражданским требованиям. Например при эксплуатации корабля по двойному назначению при перевозке гражданских грузов (контейнеров или пакетированных грузов на верхней палубе и т. п.).

Следует отметить, что помимо требований по начальной метацентрической высоте должны выполняться требования ВМФ РФ по ветростойкости, которые, как правило, проверяются в диапазонах h не удовлетворяющих требованиям, либо находящихся близко к нижней границе.

В диссертационной работе принимается допущение, что обеспечение требований по начальной метацентрической высоте является основополагающим и полностью обеспечивает остойчивость корабля.

Расчеты ветростойкости в диссертационной работе не рассматриваются.

В ММ рассчитываются все необходимые параметры остойчивости корабля, а также принятые в практике проектирования относительные измерители (Таблица 2.2).

Описание значимости относительных измерителей на параметры корабля принято по учебнику «Теория и устройство корабля», В. Б. Жинкин, «Судостроение», СПб., 2010 г., стр. 17-18.

Таблица 2.2

Посадка и начальная остойчивость

Величина	Описание величин и характеристик влияющих на качества корабля
Dlight	Водоизмещение порожнем
Dstandart	Стандартное водоизмещение
Dnormal	Нормальное водоизмещение
Dfull	Полное водоизмещение
Lmax	Длина полетной палубы
Bmax	Ширина полетной палубы
L	Длина по КВЛ
B	Ширина по КВЛ
Tmid	Осадка
Tn	Осадка носом
Tk	Осадка кормой
H	Высота борта
L/B	Относительная длина (ходовые качества)
B/T	Остойчивость и качка
L/T	Управляемость
H/T	Остойчивость на больших углах наклона и непотопляемость
L/H	Прочность корпуса
alpha	Коэффициент полноты площади ватерлинии
beta	Коэффициент полноты мидель-шпангоута
delta	Коэффициент общей полноты
zc	Апplikата центра величины
zg	Апplikата центра тяжести
r	Поперечный метацентрический радиус
h	Поперечная метацентрическая высота
yc	Ордината центра величины
yg	Ордината центра тяжести
tetta	Угол крена
tetta1	Крен
xc	Абсцисса центра величины
xg	Абсцисса центра тяжести
R	Продольный метацентрический радиус
HBig	Продольная метацентрическая высота
psi	Угол дифферента
psil	Дифферент
OmegaExact	Площадь смоченной поверхности с модели

2.2 Геометрическая модель авианесущего корабля как основа его математической модели

Определяющей эффективностью авианосца является схема компоновки общего расположения полетной палубы.

В диссертационной работе рассмотрена классическая схема компоновки ОР ПП, то есть на ней присутствуют следующие функциональные элементы, имеющие четкую логико-геометрическую зависимость друг относительно друга:

- 1) Угловая палуба (посадочная полоса);
- 2) Островная надстройка;
- 3) Парковые зоны ЛАК на ПП;
- 4) Аэрофинишеры;
- 5) Трамплин;
- 6) Подъемники ЛАК;
- 7) Подъемники БЗ;
- 8) Посты заправки ЛАК;
- 9) Посты тушения ПП;
- 10) Стартовые позиции ЛАК самолетного типа (зоны удерживающих устройств, газоотбойных щитов и их количество);
- 11) Стартовые позиции ЛАК вертолетного типа (вертолетные площадки и их количество);
- 11) Ангарная палуба.

Блок параметризованной геометрии ММ

Перечисленные элементы объединены в **блок геометрии ММ**, определяющими параметрами которого являются длина и ширина полетной палубы. При изменении входных параметров длины и ширины полетной палубы система автоматически трансформирует геометрию ОР в двухмерном и трехмерном представлении.

Двумерные прорисовки формируются на базе взаимодействия блоков ОР ММ посредством обработки функций элементарной геометрии:

- 1) Уравнение прямой в отрезках;
- 2) Прямая, проходящая через точку;
- 3) Прямая, проходящая через точку, перпендикулярная к данной;
- 4) Пересечение двух прямых;
- 5) Пересечение окружности и прямой и др.

Более подробно зависимости показателей элементов ОР ММ ПП рассмотрены в Главе 4.

В ММ все палубы заданы функциями, которые автоматически перестраиваются по длине и ширине при изменении входных параметров по заранее определенному алгоритму.

В геометрическом блоке, описывающем машинное отделение, реализовано построение сборки ГД+валопровод+винт, трансформирующееся в зависимости от длины и ширины корпуса в районе данной палубы.

По заложенному в ММ алгоритму также трансформируется количество и высота нижележащих палуб под АП.

На базе геометрических параметров ПП и АП, а также нижележащих палуб (координаты, уравнения ватерлиний палуб) формируется геометрия наружной обшивки корабля – теоретический чертеж.

Наружная обшивка корпуса строится как массив четырехугольных полигонов с заданным (определяющим точности) шагом от носа в корму. Аналогично строятся продольные и поперечные переборки.

По суммарной площади и заданной в ММ толщине металлоконструкции (наружная обшивка, палубы, переборки), а также с учетом добавочного усредненного коэффициента на набор, ребра жесткости и подкрепления определяется нагрузка масс по разделу «КОРПУС» (01).

Наружная обшивка корпуса АВ в ММ рассчитывается как 3D поверхность, построенная по «сшитой» геометрии палуб в ММ с каждого борта, с равным шагом по длине корабля (Рисунок 2.1).

При альтернативном построении геометрии наружной обшивки по сплайнированным шпангоутам (шпангоуты строятся по точкам с некоторым сглаживанием при интерполяции) несколько повышается гладкость поверхности по сравнению с построением по палубам. (Рисунок 2.2).

Формирование наружной обшивки корпуса по палубам

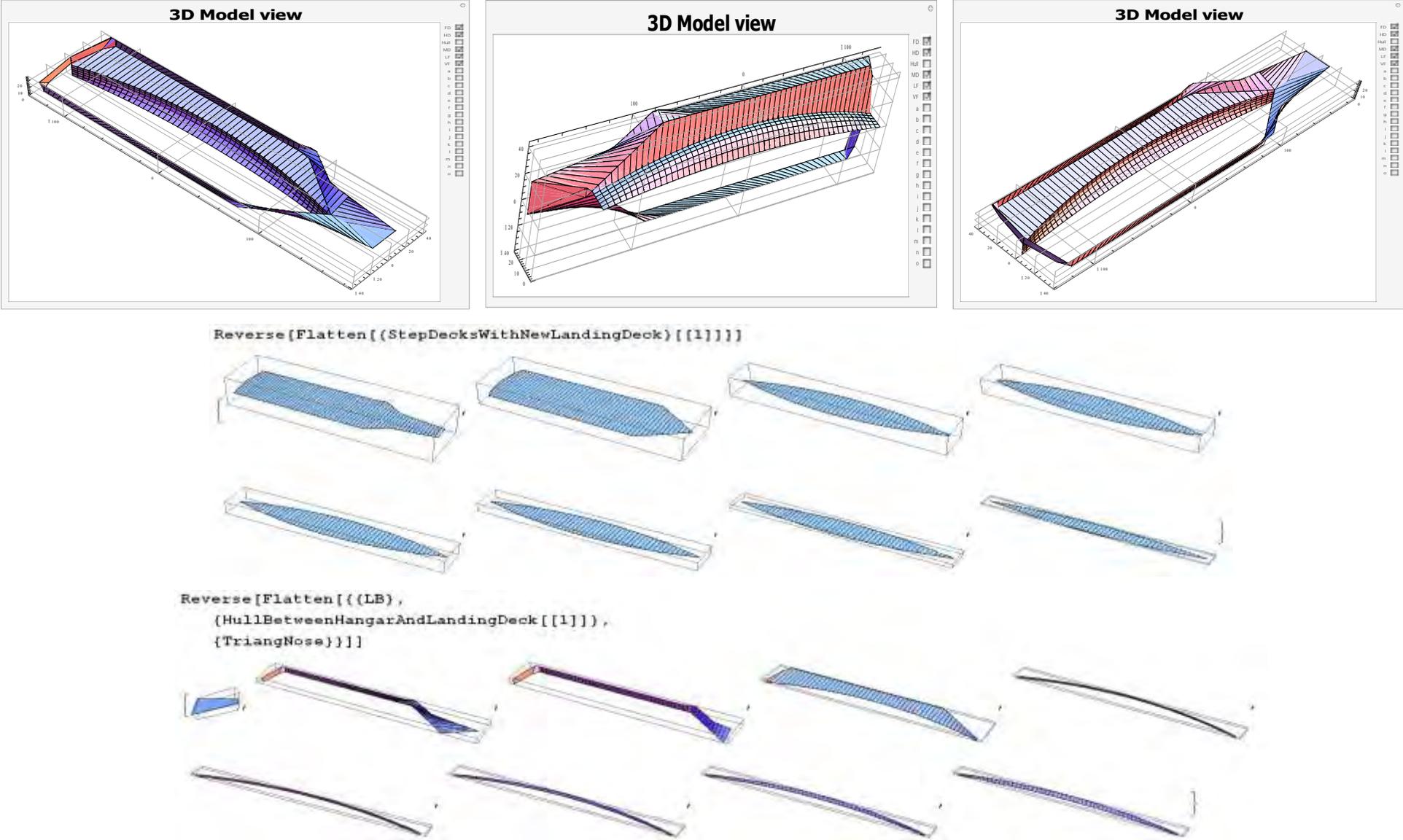


Рисунок 2.1

Формирование наружной обшивки корпуса по шпангоутам

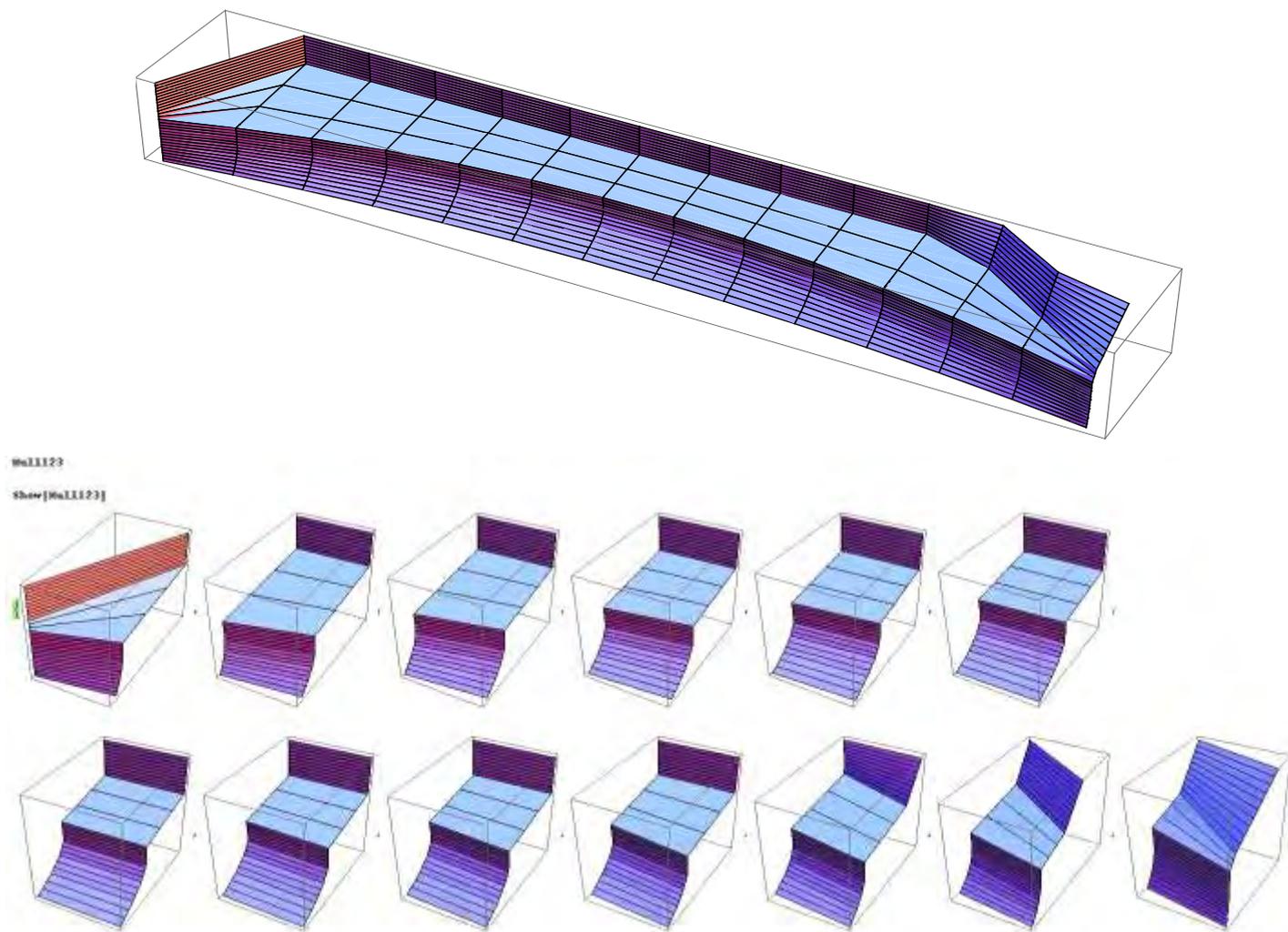


Рисунок 2.2

Следует отметить, что метод построения наружной обшивки по ватерлиниям по сравнению с методом построения наружной обшивки корпуса по шпангоутам не дает значительного (принципиального) повышения точности расчетов НМ по статье 010101 с учетом того, что все расчеты носят оценочный характер, однако рассмотрение более детального построения поверхности наружной обшивки, на базе аппроксимации трехмерной поверхности корпуса, может быть востребовано на последующих стадиях диссертационной работы.

Таким образом, в ММ решается одна из **важнейших** задач – определение НМ наружной обшивки корпуса, которая составляет в ММ от 8 до 12 процентов общей НМ, в совокупности с НМ палуб и фундаментов (Раздел 01) 40-45%.

Нагрузка масс рассчитывается по статьям в соответствии с ОСТ5Р.0216-2014. Часть статей (корпус, ЛАК) рассчитывается по геометрическому 3D представлению ММ. Часть статей пересчитывается по данным корабля-прототипа.

Схема расчет нагрузки масс

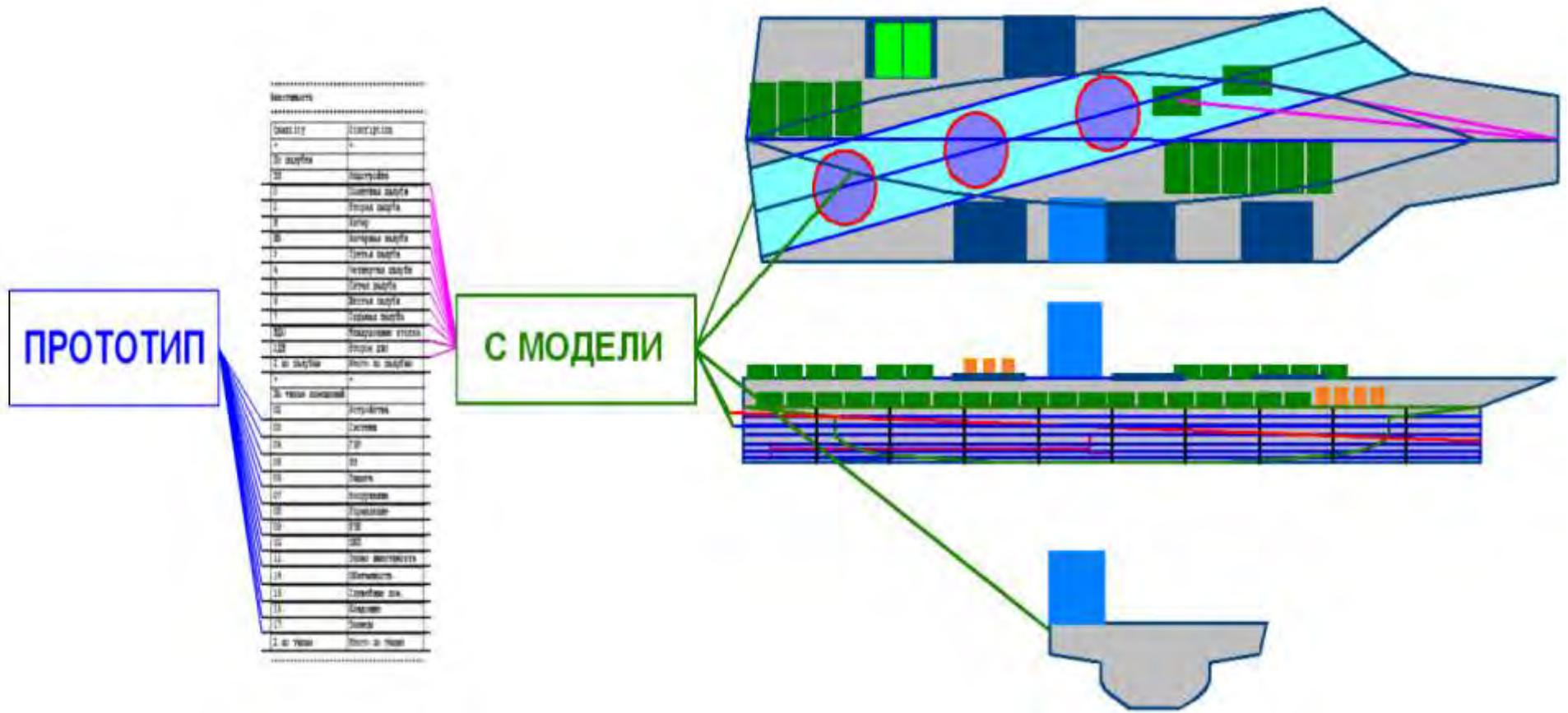


Рисунок 2.3

Разработанная в диссертационной работе геометрическая модель корабля является ядром программно-методического комплекса, позволяющего определить все требуемые характеристики корабля, используемые в расчетах зависимых параметров ММ, которые необходимы для обоснования концепции.

2.3 Расчеты нагрузки масс в математической модели авианосца

Процедуры, заложенные в ММ, позволяют считывать любые координаты и габаритные размеры (площади и объемы) объектов геометрической модели корабля («сборки»), затем, присваивая этим элементам толщины и плотности (для металлоконструкций) или массы (для оборудования и техники) при помощи функций расчета моментов вычисляются массы и плечи статей составных элементов ММ, которые затем пересчитываются в водоизмещение и координаты центра тяжести.

2.3.1 Статьи НМ, которые рассчитываются в ММ по координатам геометрической модели:

- 2.3.1.1) 010101 – Наружная обшивка корпуса;
- 2.3.1.2) 01010110 – Палубы;
- 2.3.1.3) 01010301 – Главные поперечные переборки;
- 2.3.1.4) 01010301 – Главные продольные переборки;
- 2.3.1.5) 010401 – Надстройки, рубки, переборки;
- 2.3.1.6) 040103 – Главные двигатели;
- 2.3.1.7) 04030101 – Валы;
- 2.3.1.8) 040302 – Винты;
- 2.3.1.9) 070201 – Самолеты;
- 2.3.1.10) 070202 – Вертолеты;

2.3.2 Статьи элементов НМ, которые не построены в геометрической модели рассчитываются по удельным показателем корабля-прототипа по следующим формулам с функцией масштабирования:

1) Для статей, зависящих от главных размерений:

1.1) Для статей, зависящих от главных размерений в степени 1.

(статьи 0102, 0103, 010102, 0401, 0402, 0403, 08, 09)

$$УПм = МстПр / (Lпр * Впр * Нпр) \quad (2.3.2.1)$$

$$УПх = XстПр / Lпр \quad (2.3.2.2)$$

$$УПу = YстПр / Впр \quad (2.3.2.3)$$

$$УПz = ZстПр / Нпр \quad (2.3.2.4)$$

где:

- $УПм$ – удельный показатель по массе;
- $УПх$ – удельный показатель по плечу X ;
- $УПу$ – удельный показатель по плечу Y ;
- $УПz$ – удельный показатель по плечу Z ;
- $МстПр$ – масса статьи прототипа;
- $ХстПр$ – Плечо X статьи прототипа;
- $УстПр$ – Плечо Y статьи прототипа;
- $ZстПр$ – Плечо Z статьи прототипа;
- $Lпр$ – длина по КВЛ корабля – прототипа;
- $Впр$ – ширина по КВЛ корабля – прототипа;
- $Нпр$ – высота борта корабля – прототипа;

$$М_{мм} = УПм * (L * B * H) \quad (2.3.2.5)$$

$$X_{мм} = УПх * L \quad (2.3.2.6)$$

$$Y_{мм} = УПу * B \quad (2.3.2.7)$$

$$Z_{мм} = УПz * H \quad (2.3.2.8)$$

Где:

- L – длина $ММ$;
- B – ширина $ММ$;
- H – высота борта $ММ$;
- $М_{мм}$ – масса статьи $ММ$;
- X – плечо X статьи $ММ$;
- Y – плечо Y статьи $ММ$;
- Z – плечо Z статьи $ММ$.

1.2) Для статей, зависящих от главных размерений в степени $2/3$.

(статьи 0201, 0203, 0204, 0205, 0208).

$$УПм = МстПр / (Lпр * Впр * Нпр)^{(2/3)} \quad (2.3.2.9)$$

$$УПх = ХстПр / Lпр \quad (2.3.2.10)$$

$$УПу = УстПр / Впр \quad (2.3.2.11)$$

$$УПz = ZстПр / Нпр \quad (2.3.2.12)$$

$$М_{мм} = УПм * (L * B * H)^{(2/3)} \quad (2.3.2.13)$$

$$X_{мм} = УПх * L \quad (2.3.2.14)$$

$$Y_{мм} = УПу * B \quad (2.3.2.15)$$

$$Z_{мм} = УПz * H \quad (2.3.2.16)$$

1.3) Для статей, зависящих от показателей связанных с ГЭУ:

(Дальность плавания, скорость хода, мощность)

(раздел 03, 13)

1.1) Для статей, зависящих от главных размерений, в степени 1.

$$УПм = МстПр / (V_{мм} / (N_{мм} * R_{мм})) \quad (2.3.2.17)$$

$$УПх = X_{стПр} / L_{пр} \quad (2.3.2.18)$$

$$УПу = Y_{стПр} / V_{пр} \quad (2.3.2.19)$$

$$УПz = Z_{стПр} / H_{пр} \quad (2.3.2.20)$$

где:

- $N_{пр}$ – мощность прототипа;

- $V_{пр}$ – скорость прототипа;

- $R_{пр}$ – дальность плавания прототипа;

$$M_{мм} = УПм * (V_{мм} / (N_{мм} * R_{мм})) \quad (2.3.2.21)$$

$$X_{мм} = УПх * L \quad (2.3.2.22)$$

$$Y_{мм} = УПу * V \quad (2.3.2.23)$$

$$Z_{мм} = УПz * H \quad (2.3.2.24)$$

где:

- $N_{мм}$ – мощность прототипа;

- $V_{мм}$ – скорость прототипа;

- $R_{мм}$ – дальность плавания прототипа;

1.4) Для статей, зависящих от показателей, связанных с личным составом:

(статьи 0202, 0206, 0207)

$$УПм = МстПр / (N_{crewПр} * M1_{crewПр}) \quad (2.3.2.25)$$

$$УПх = X_{стПр} / L_{пр} \quad (2.3.2.26)$$

$$УПу = Y_{стПр} / V_{пр} \quad (2.3.2.27)$$

$$УПz = Z_{стПр} / H_{пр} \quad (2.3.2.28)$$

где:

- $N_{crewПр}$ – количество личного состава;

- $M1_{crewПр}$ – средняя масса одного члена экипажа;

$$M_{мм} = УПм * (N_{crewММ} * M1_{crew}) \quad (2.3.2.29)$$

$$X_{мм} = УПх * L \quad (2.3.2.30)$$

$$Y_{мм} = УПу * V \quad (2.3.2.31)$$

$$Z_{мм} = УПz * H \quad (2.3.2.32)$$

где:

- $N_{crewММ}$ – количество личного состава ММ;

2.3.2.1) Статьи, зависящие от главных размерений (в степени 1 и в степени

2/3):

- 010102 - Фундаменты и подкрепления;
- 0102 – Оборудование помещений;
- 0103 – Судовые устройства;
- 0201 – Трюмные и пожарные системы;
- 0206 – Системы управления и наблюдения за живучестью корабля.
- 0207 – Прочие системы;
- 06 – Защита;
- 08 – Постоянные жидкие грузы;
- 1001 – Запас водоизмещения;
- 1002 – Запас на кренование.

2.3.2.2) Статьи, зависящие от мощности ГЭУ, скорости хода, дальности плавания:

- 03 – Машинная установка;
- 13 – Запасы топлива, воды и масла;

2.3.2.3) Статьи, зависящие от численности личного состава:

- 0202 - Системы бытового водоснабжения и канализации;
- 1401 – Экипаж;
- 1402 – Провизия;
- 1403 – Питьевая вода;

2.3.2.4) Статьи, зависящие от количества ЛАК

- Топливо ЛАК;
- Масло ЛАК;
- Газообразные среды ЛАК;

2. Требования к полезной нагрузке

Расчет нагрузки масс в ММ выполнен по основным статьям и разделам, наличие которых дает полную картину распределения грузов на корабле.

Выбор измерителей выполнен по рекомендациям, представленным в [18].

В таблице 2.3 приведен пример расчета нагрузки масс на уровне разделов в относительных величинах от полного водоизмещения.

В данном пункте не приводится расчет конкретного варианта корабля в абсолютных величинах, однако следует отметить, что общая тенденция распределения величин внутри разделов в относительных величинах не претерпевает значительных изменений.

Таблица 2.3

 Нагрузка масс

State	Name	%
010101	Наружная обшивка корпуса	9.43084
01010110	Палубы	21.3567
010102	Фундаменты и подкрепления	2.18404
01010301	Главные поперечные переборки	3.61746
01010302	Главные продольные переборки	3.38029
0102	Оборудование помещений	2.5615
0103	Судовые устройства	1.55315
010401	Надстройки, рубки, переборки	0.92628
0201	Трехные и пожарные системы	1.05431
0202	Системы бытового водоснабжения и канализации	0.289694
0203	Системы вентиляции, отопления и охлаждения	2.06075
0204	Системы корабельных запасов	0.269588
0205	Специальные системы	0.860409
0206	Система управления и наблюдения за живучестью корабля	0.0265379
0207	Прочие системы	0.177151
0208	Механизмы систем	1.31744
03	Машинная установка	0.461196
0401	Электрооборудование	6.69719
040103	Главные двигатели	0.61752
0402	Внутрикорабельная связь и управление	0.236063
0403	Крепежный и монтажный материал	0.365973
04030101	Валы	0.749688
040302	Винты	0.02328
06	Защита	9.2628
070201	Самолеты	2.40833
070202	Вертолеты	0.370512
08	Постоянные жидкие грузы	1.76247
09	Запасные части, инструменты и приспособления (ЗИП)	0.033469
1001	Запас водоизмещения	1.07464
1002	Запас на кренование	-0.601479
13	Запас топлива, воды и масла	23.8431
1401	Экипаж	0.229254
1402	Провизия	0.218834
1403	Питьевая вода	0.125048
14050108	Топливо ЛАК	0.833652
14050303	Масло ЛАК	0.0555768
140505	Газообразные среды ЛАК	0.16673
Total	Итого:	100.

2.4 Генерация теоретического чертежа и расчетов статики корабля

2.4.1 Теоретический чертеж

Теоретический чертеж генерируется при помощи построения сечений наружной обшивки корпуса корабля в трех плоскостях, тем самым генерируются линии:

1) Шпангоутной сетки

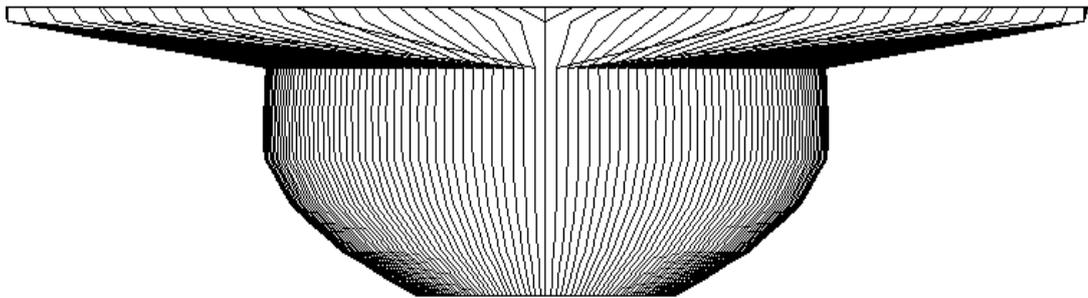


Рисунок 2.4

Шпангоутная сетка в 2D представлении

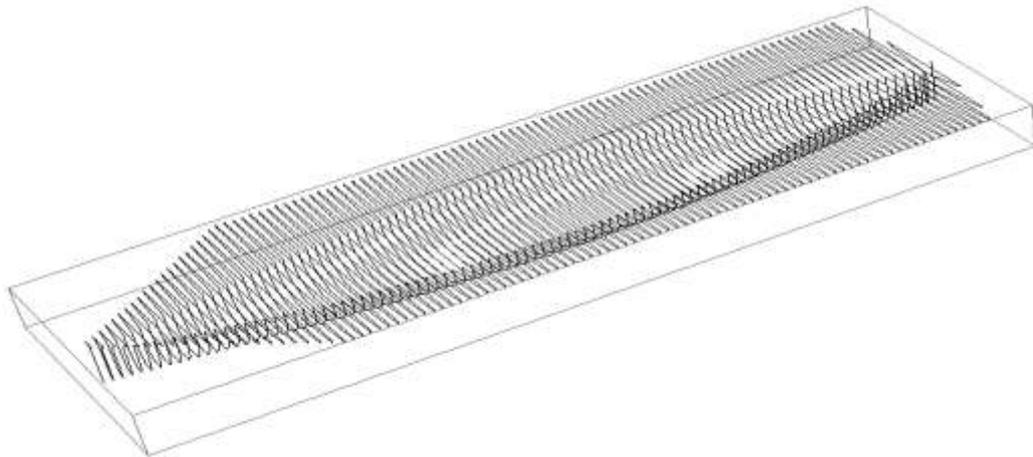


Рисунок 2.5

Шпангоутная сетка в 3D представлении

2) Сетки ватерлинии

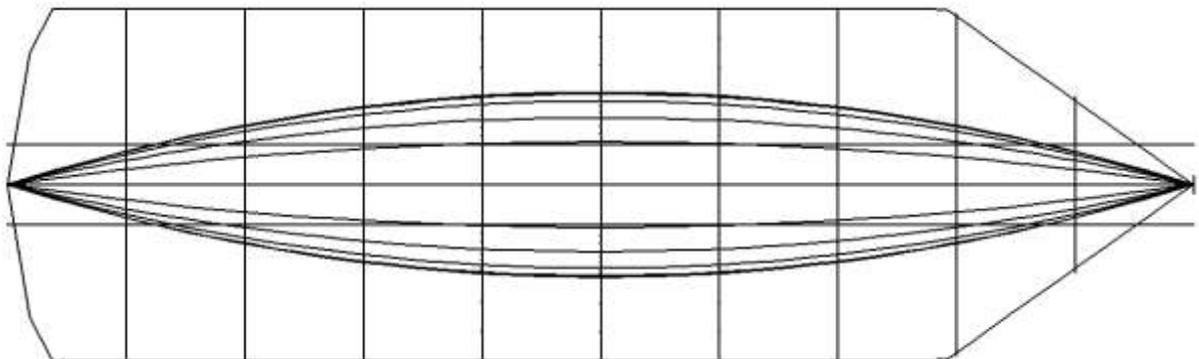


Рисунок 2.6

3) Сетки батексов

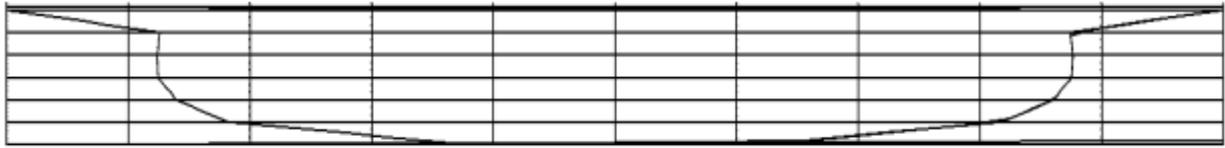


Рисунок 2.7

3D представление теоретического чертежа

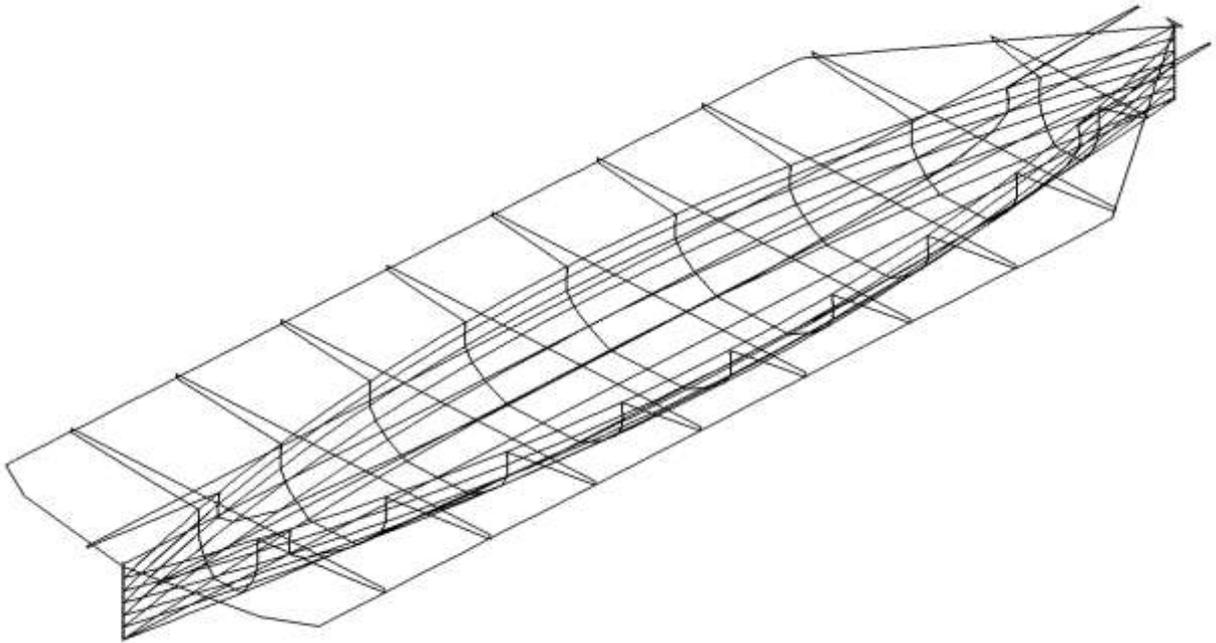


Рисунок 2.8

При этом, в частности, импортированная шпангоутная сетка может быть легко экспортирована в формат dxf, который является форматом поддерживаемого импорта для программы проектных расчетов статики корабля Проект 1. Именно при помощи данного импорта решается задача о верификации расчетов посадки корабля процедурами ММ с модулем расчета статики программы Проект 1.

Построенный в диссертационном исследовании теоретический чертеж является упрощенным эскизом ТЧ. Основная задача такого эскиза - определение элементов статики корабля, характеристик его вместимости и описание принципиального общего расположения с точностью, достаточной для начальных стадий проектирования.

Формулы элементов посадки и начальной остойчивости являются интерполированными функциями данных элементов корабля-прототипа, которые масштабируются в зависимости от получаемых в ходе работы ММ главных размеров корабля-аналога по рассчитанным удельным показателям в зависимости от того какая именно

величина главных размерений входит в состав формулы элемента посадки и начальной остойчивости. Так, например, значение величин посадки в плоскости z масштабируется по осадке (T), в плоскости y по ширине (B), в плоскости x по длине (L). Величины, определяющие масштаб по осям x , y , z построены как интерполированные функции при изменении осадки (Рисунок 2.9).

Следует отметить, что алгоритмы расчета посадки и начальной остойчивости являются укрупненными и носят оценочный характер, поскольку своей задачей ставят именно демонстрацию взаимодействия внутри ММ.

Исследование расчетов посадки на базе интегрирования аналитической поверхности корпуса является темой развития данного исследования в возможной дальнейшей работе.

Здесь следует отметить:

1) Гибкое программное решение и интерфейсы обмена данными используемые в программном продукте, на базе которого реализована ММ позволяют выполнять виртуальный вызов расчетов посадки и начальной остойчивости из сторонних расчетных модулей, таких, например как программа Проект 1.

2) В тексте отчета по диссертационной работе не приводятся значения коэффициентов, а также формулы интерполированных функций так как они являются динамическими и перестраиваются для каждого текущего набора исходных данных.

На рисунке 2.9 приведены кривые элементов теоретического чертежа корпуса корабля рассчитанного на базе ММ.

2.4.2 Кривые элементов теоретического чертежа корпуса рассчитанного на базе ММ

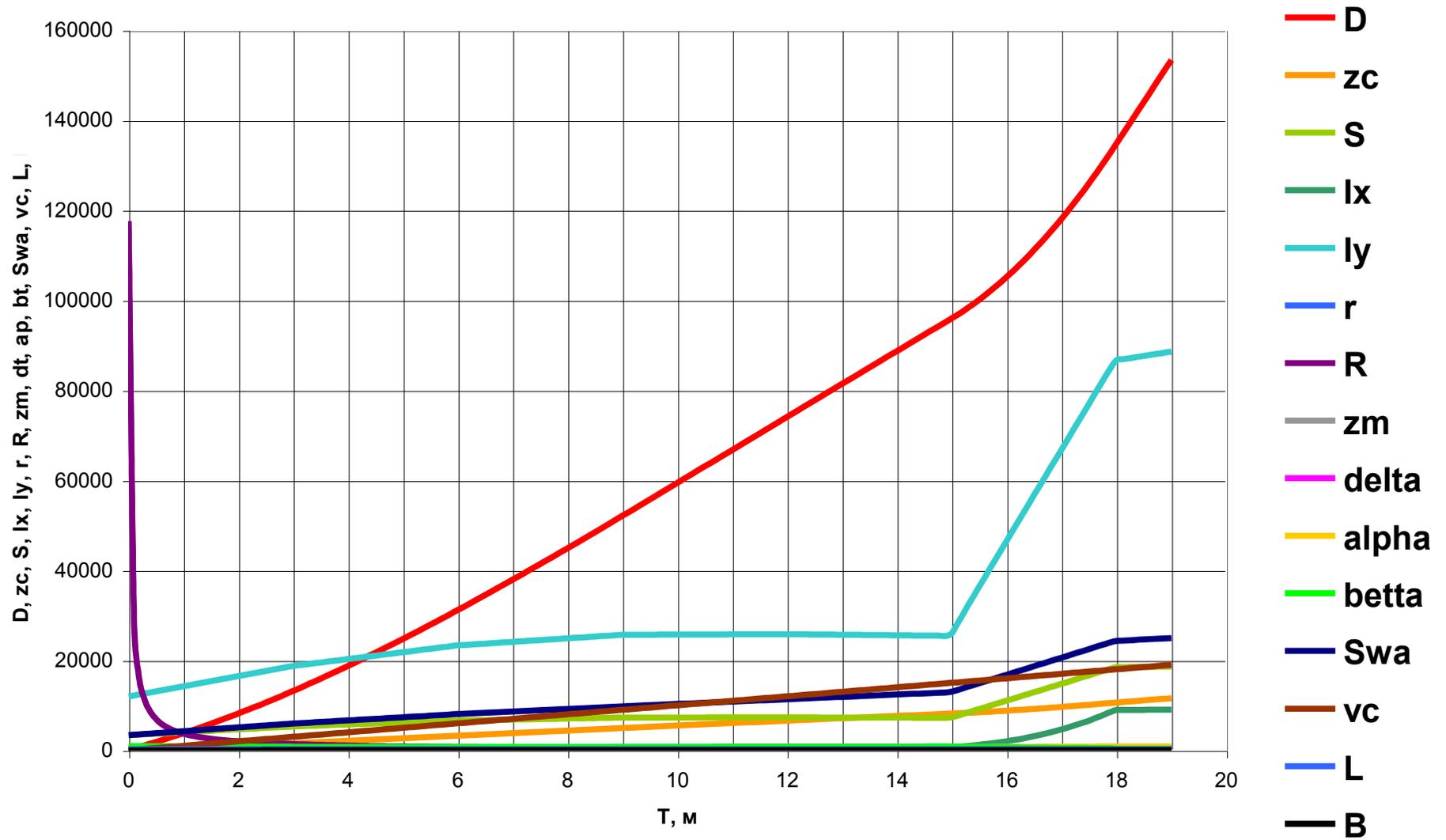


Рисунок 2.9

2.5 Расчет потребной мощности главной энергетической установки (ГЭУ)

Определение потребной мощности на заданную скорость хода выполнено в соответствии с укрупненными методическими указаниями ЛКИ, 1988 год, под редакцией Артюшков Л. С., Мирохин Б. В., Юрков Н. Н., п. 2, стр. 15.

2.5.1 Предварительный расчет ходкости обычно выполняется для заданной скорости хода судна или ряда заданных скоростей и включает в себя:

- определение сопротивления движению судна;
- определение коэффициентов взаимодействия;
- предварительный расчет гребного винта на заданный упор с целью определения его оптимального диаметра при заданной частоте вращения или оптимальной частоты при заданном диаметре;
- расчет коэффициента полезного действия гребного винта и пропульсивного коэффициента;
- оценку потребной мощности и оптимальной частоты вращения винта;

2.5.2 Сопротивление воды движению судна R (кН) определяется по следующей формуле:

$$R = (C_t * \rho * V^2 / 2) * \Omega \quad (2.5.2.1)$$

Где C_t – коэффициент полного сопротивления

$$C_t = C_r + C_{fn} + C_a + C_{ap} \quad (2.5.2.2)$$

Здесь

C_r – коэффициент остаточного сопротивления;

C_{f0} – коэффициент сопротивления трения эквивалентной пластины;

C_a – корреляционный коэффициент (надбавка);

C_{ap} – коэффициент сопротивления выступающих частей;

ρ – плотность жидкости (т/м^3);

V – скорость судна;

Ω – смоченная поверхность судна с учетом выступающих частей (м^2).

Коэффициент остаточного сопротивления C_r рекомендуется рассчитывать по данным близкого прототипа с введением поправочных множителей (коэффициентов влияния) в исходные значения C_{r0} прототипа для учета влияния несоответствия соотношений главных размерений и коэффициентов формы корпуса между проектируемым судном и прототипом.

Для среднескоростных одновинтовых морских транспортных судов с U-образными шпангоутами в носовой и умеренно U-образными шпангоутами в кормовой оконечности, закрытой кормой и без носового бульба, характеристики формы которых удовлетворяют

следующим условиям: $0,06 \leq \delta \leq 0,8$, $5,5 \leq L/B \leq 8,5$, $2,5 \leq B/T \leq 3,5$, коэффициент остаточного сопротивления может быть определен по приближенной формуле, полученной путем обработки данных испытаний моделей систематической «Серии 60».

$$C_r = k * nFr + m * Fr^6 \quad (2.5.2.3)$$

где

$Fr = V / \sqrt{g * L}$ число Фруда

$$m = 303,6 - 1245 * \delta + 1638 * \delta^2 - 674 * \delta^3$$

$$k = (16,225 - 1,77 * B/T) * (B/L)^2$$

$$nFr = 0,083 / (\lg(Fr) + 5,981)^2$$

Здесь и далее L – расчетная длина судна, принимаемая в расчетах ходкости равной длине судна по ватерлинию при проектной осадке, м.

Первое слагаемое формулы (2.5.2.3) характеризует вязкостную, а второе – волновую часть коэффициента остаточного сопротивления. Положение x_c (%) связано с δ следующим соотношением:

$$x_c = x_c / L = 20 * (\delta - 0,675) \quad (2.5.2.4)$$

и рассматривается как оптимальное.

Расчет C_r по вышеприведенным формулам можно производить для скоростей не более чем на 10-15% превышающих расчетную скорость судна. При необходимости приближенное значение этой скорости для судов длиной не более 150-180 м можно определить в зависимости от коэффициента общей полноты по формулам:

$$Fr_{расч} = 0,259 - 0,46 * (\delta - 0,60); \quad (2.5.2.5)$$

$$V_{расч} = 6,1 * \sqrt{L} * (0,259 - 0,46 * (\delta - 0,60));$$

Где $V_{расч}$ в узлах.

Расчет по этим формулам определяет значения скорости, при которой полное сопротивление пропорционально кубу скорости.

Коэффициент C_{f0} рассчитывается по формуле:

$$C_{f0} = 0,455 / (\lg(Reil))^2,58 \quad (2.5.2.6);$$

где

$$Reil = V * L / \nu$$

ν кинематическая вязкость жидкости, m^2/c

Для расчетов принимается значение кинематической вязкости при $t=4$ град С, равное:

$$\nu = 1,57 \cdot 10^{-6};$$

Для удобства расчетов C_{f0} можно использовать график зависимости C_{f0} от Re или таблицу численных значений при различном Re .

$$CaData = \{ \{100; 0,45\}, \{180; 0,1\}, \{230; 0,05\}, \{325; -0,05\}, \{400; -0,1\} \} -$$

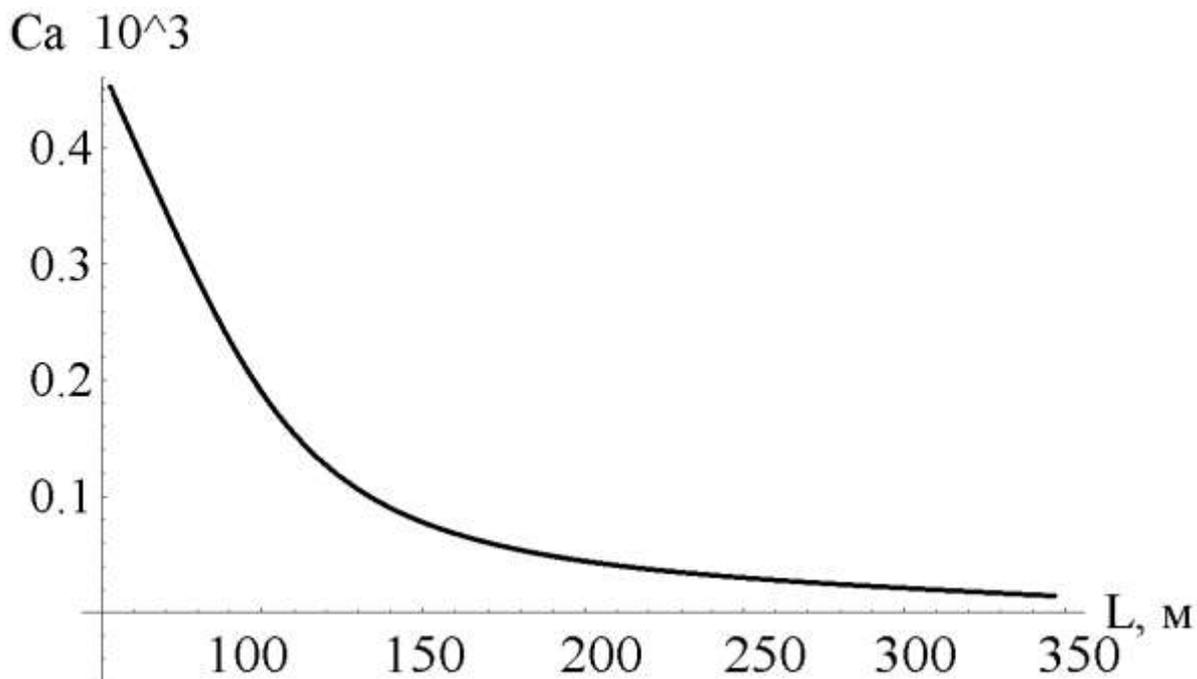


Рисунок 2.10

диаграмма зависимости корреляционного коэффициента от длины судна;

Коэффициенты сопротивления выступающих частей для одновинтовых и двухвинтовых судов принимаются по рисунку 2.10.

Плотность жидкости ρ_0 принимается равной $1,025 \text{ т/м}^3$ как для соленой воды.

Смоченная поверхность голого корпуса $\Omega_{\text{св}}$ определяется по геометрии ММ по текущей осадке.

Рекомендуемое значение коэффициента сопротивления выступающих частей - $C_{\text{св}} = 0,55 \cdot 10^{-3}$;

$$Ca = CaFunc[L] \cdot 10^{-3}$$

$$C_t = C_r + C_{fn} + Ca + C_{\text{св}}$$

$$R = (C_t \cdot \rho_0 \cdot V^2 / 2) \cdot (\Omega_{\text{св}} \cdot 1,06)$$

$\Omega_{\text{св}}$ – площадь смоченной поверхности

2.5.3 Определение коэффициентов взаимодействия рекомендуется выполнять по следующим формулам, основанным на приближенной аппроксимации отечественных испытаний систематических серий моделей судов различных типов.

Для двухвинтовых транспортных судов с U-образной и умеренно U-образной формой шпангоутов в кормовой оконечности с $\delta \geq 0,60$

$$\begin{aligned} WTT &= 0,09 + 0,14 * (\delta - 0,5) * (0,7) & (2.5.3.1) \\ ttt &= 0,15 + 0,53 * (\delta - 0,5) + 0,055 * (Kde - 2,0) * (0,8) \\ Dpropp &= 0,65 * T; \end{aligned}$$

Коэффициент влияния неравномерности попутного потока на момент винта i_0 принимается равным 1.

В вышеприведенных формулах Kde – расчетный коэффициент, учитывающих влияние нагрузки винта на коэффициент засасывания.

$$Kde = Dpropp * V * \sqrt{\beta / R}$$

Где

D – диаметр винта;

$T_{квл}$ – расчетная средняя осадка судна

β – коэффициент полноты мидель-шпангоута.

Для расчетной скорости судна диаметр винта D , частота его вращения N_m и упор винта T связаны соотношением:

$$\begin{aligned} N_m &= (((11,8 * (T)^{(1/4)}) / Dpropp)^2) & (2.5.3.2) \\ T_e &= R / Z_p \\ T &= T_e / (1 - ttt) \end{aligned}$$

T_e – полезная тяга винта

Z_p – число гребных винтов.

$V_{расч} = 6,1 * (\sqrt{L}) * (0,259 - 0,46 * (\delta - 0,6))$ – расчетная скорость в узлах

Эта формула определяет оптимальное произведение $D * \sqrt{N_m}$ как функцию упора винта, обеспечивающее относительный максимум КПД винта при заданном коэффициенте нагрузки. Задавая частоту вращения, отсюда можно найти оптимальный диаметр или, задавая диаметр, – оптимальную частоту вращения.

Для определения КПД винта далее необходимо рассчитать коэффициент нагрузки винта по упору

$$C_{та} = T / (((\rho * V_a^2) / 2) * (\pi * Dpropp / 4)) \quad (2.5.3.3);$$

$$V_a = V * (1 - WTT)$$

КПД винта в свободной воде вычисляется по следующей приближенной формуле для оптимальных по диаметру винтов:

$$\nu_0 = 1,876 - 1,235 * C_{ta}^{0,01} \quad (2.5.3.4)$$

$$iQ = 1;$$

$$\nu_S = 0,98;$$

Пропульсивный коэффициент определяется по общему выражению

$$\nu_D = (1/iQ) * ((1 - ttt)/(1 - WTT)) * (\nu_0) \quad (2.5.3.5);$$

А потребная мощность PPs (кВт) по формуле

$$PPs = ((T_e * V) / (\nu_D * \nu_S)) \quad (2.5.3.6);$$

Где ν_S – коэффициент передачи мощности на винт, который зависит от типа передачи, расположения СЭУ (судовой энергетической установки). Для приближенных расчетов ν_S можно принимать равным $=0,97 \dots 0,99$.

$$D_{opt} = (13 * (PPs / V_{rasch})^{1/4}) / (\text{sqrt}[Nm]) * 10$$

$N_p = PPs / \text{NumberShaft}$ – потребная мощность на 1 вал

Вышеприведенные формулы справедливы для гребных винтов с геометрией голландских винтов типа «В». Диапазоны изменения дисковых отношений $A_e/A_0 = 0,50 \dots 0,80$ и чисел лопастей Z от 3 до 6.

Где:

- $V = 30$ – скорость хода в узлах;
- $\rho = 1,025$ плотность воды;
- $g = 9,8$ ускорение свободного падения;
- Fr – число Фруда;
- Ω_{exact} – площадь смоченной поверхности;
- NumberShaft – количество валов;

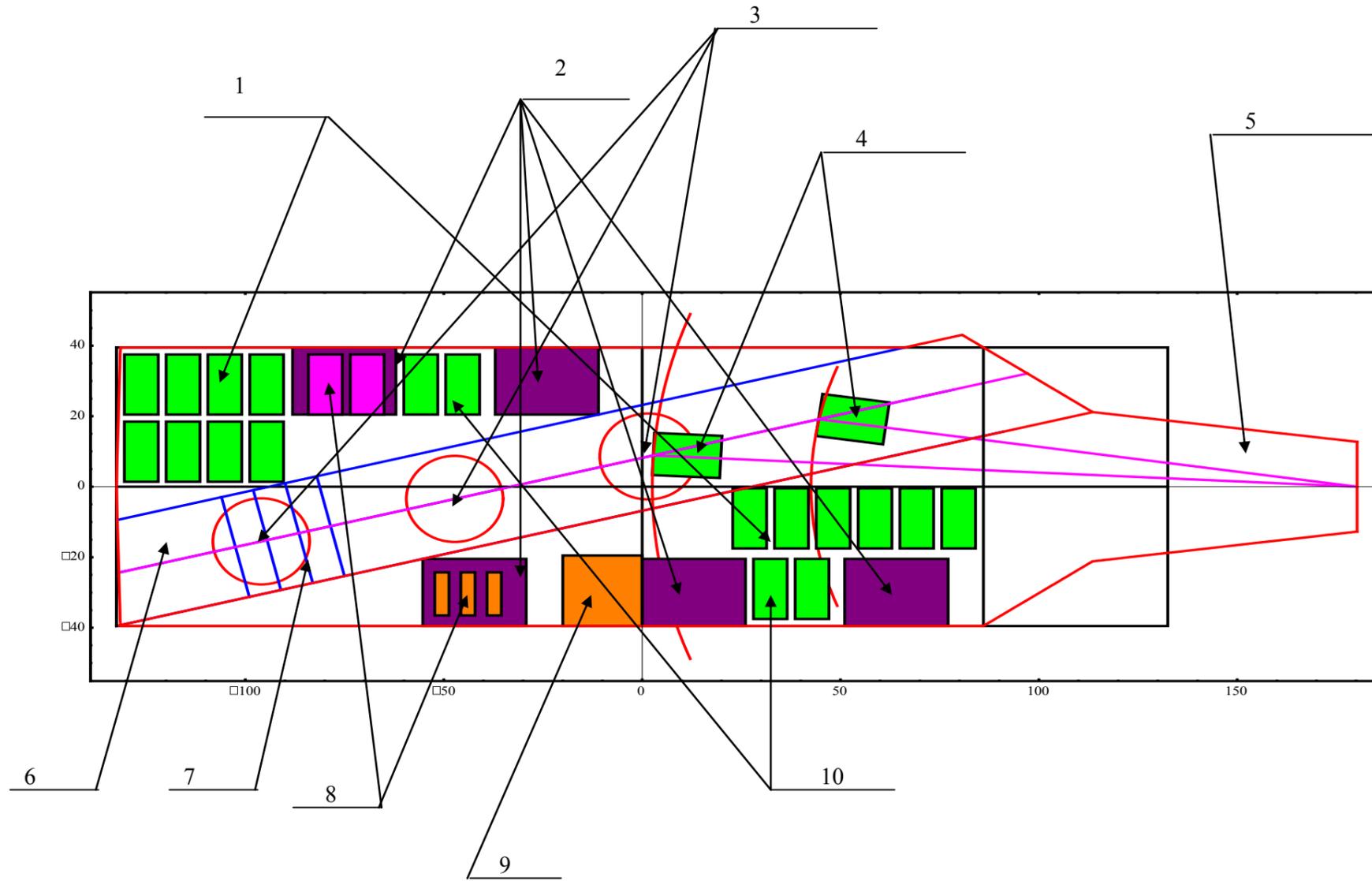
Расчет по методике ЛКИ для авианесущего корабля с некоторыми допущениями дает качественную сходимость в порядке оцениваемых параметров на примере обработки данных близких кораблей-прототипов рассчитанных в программе Propulsion («Ходкость»), разработанной специалистами отделения ходкости ФГУП «Крыловский ГНЦ», и на сегодняшний момент активно применяемой в отрасли.

2.6 Генерация эскизов общего расположения

Основным элементом ОР в ММ является полетная палуба, на ней размещены следующие составные элементы ОР (Рисунок 2.12)

Описание логики построения ОР ПП и АП см. подробнее ниже в п. «Компоновка элементов ОР ПП», а также в Главе 4.

Полетная палуба (ПП)



Элементы ОР ПП АВ (экспликация к рисунку 2.12)

- 1) Парковочная зона ЛАК самолетного типа на ПП;
- 2) Бортовой подъемник ЛАК;
- 3) Вертолетная площадка (стартовая позиция ЛАК вертолетного типа);
- 4) Стартовые позиции ЛАК самолетного типа;
- 5) Трамплинная зона (трамплин);
- 6) Угловая палуба (посадочная зона ЛАК самолетного типа);
- 7) Блок аэрофинишеров;
- 8) ЛАК на бортовых подъемниках;
- 9) Островная надстройка;
- 10) ЛАК самолетного типа в парковочных зонах между бортовыми подъемниками;

Рисунок 2.11

Компоновка элементов ОР ПП принимается следующими геометрическими зависимостями:

1) Островная надстройка на правом борту, расположена от мидель-шпангоута в корму, габариты заданы в ММ;

2) Угловая палуба от правой образующей линии правого борта кормы (на современных АВ середина УП по ДП) с заданной шириной (по требованиям к безопасности посадки разработчиков ЛАК), левая образующая УП линии параллельна правой образующей линии УП и отстоит от нее на заданную ширину, при этом ее продолжение за левый габарит ПП расширяет ПП на рассчитанный участок.

3) Угол скоса ПП к трамплину задан в ММ (по данным существующих АВ);

4) Длина трамплина и форпиковая ширина трамплина заданы в ММ.

5) Ширина трамплина в зоне сопряжения с УП опирается на левую образующую линию УП по ЛБ и симметрична по ПрБ.

6) Бортовые подъемники ЛАК

6.1) Бортовые подъемники ЛАК по ПрБ разделены на 2 зоны:

- до островной надстройки строятся от точки пересечения линии ширины подъемников с правой образующей линии УП.

- после островной надстройки строятся от островной надстройки до линии скоса ПП в зоне начала трамплина;

- авиационные бортовые подъемники (АвП) строятся в цикле по заданным габаритам и величине отстояния от друг друга по оси Х.

6.2) Бортовые подъемники ЛАК по ПрБ строятся от точки пересечения линии бортовых подъемников в ЛБ с левой образующей линией УП.

7) Парковые зоны ЛАК самолетного типа на ПП разделены на зоны:

7.1) Правого борта

7.2) Левого борта

Расстановка ЛАК на ПП строится в цикле справа и слева от УП, а также в промежутках между АвП.

8) Габариты АвП зависят от длины и ширины ЛАК, их габариты определяются (в ММ) под размещение двух ЛАК самолетного типа или трех ЛАК вертолетного типа.

9) Для наглядности в ОР ПП приведено размещения на АвП двух ЛАК самолетного типа с ЛБ и трех ЛАК вертолетного типа с ПрБ.

Для всех элементов ОР ПП определена логика их расположения и они трансформируются при изменении независимых переменных длины и ширины ПП.

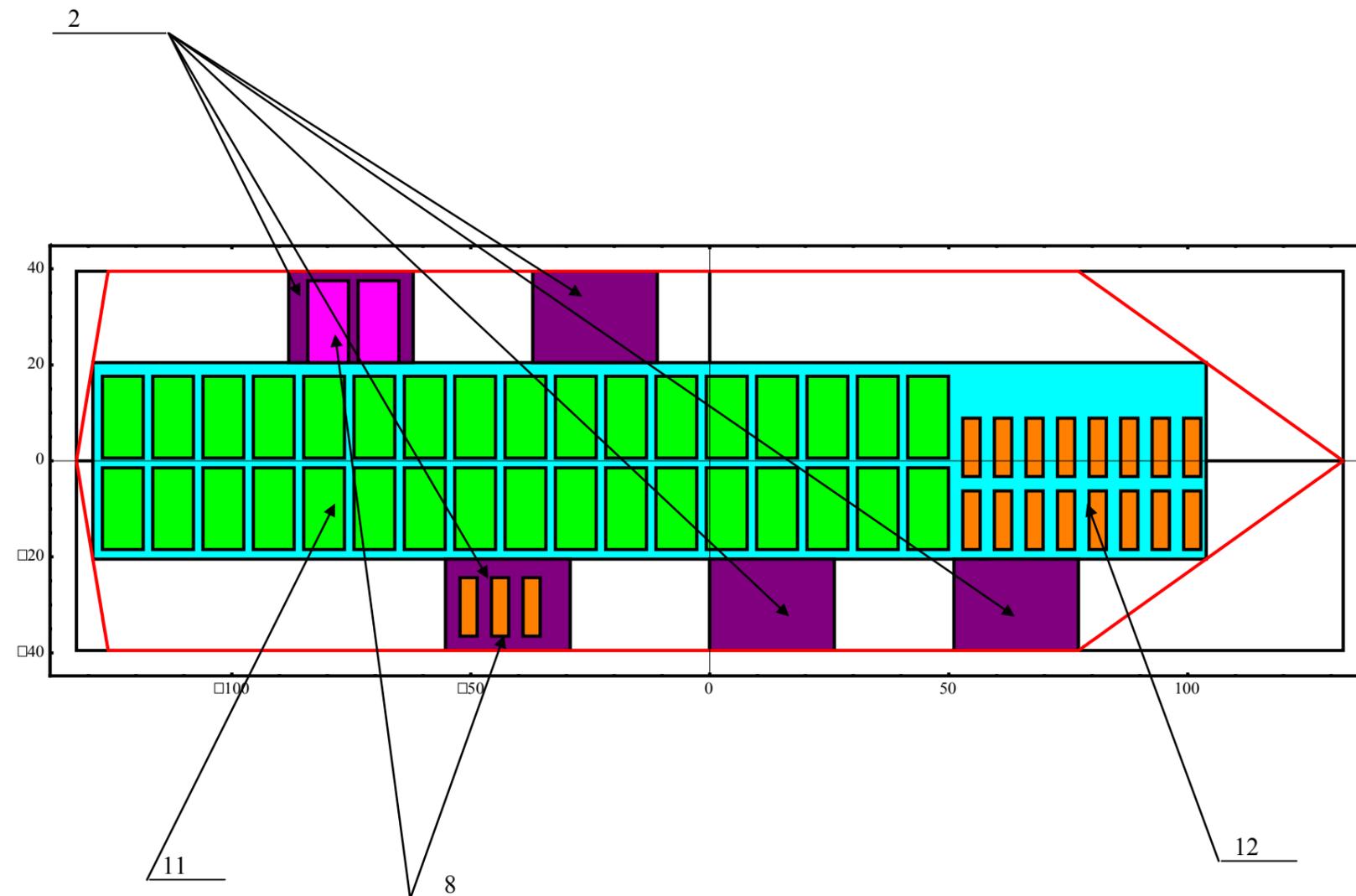
10) Блок ОР аэрофинишеров расположен внутри УП перпендикулярно к УП на заданном расстоянии от кормового среза ПП и состоит из четырех тросов аэрофинишеров;

11) Стартовые позиции ЛАК вертолетного типа описаны окружностями в зависимости от габаритов «разложенного» ЛАК вертолетного типа и размещаются внутри полосы УП в соответствии заданной длиной отстояния друг от друга.

12) Стартовые позиции ЛАК самолетного типа размещаются по специальной геометрической процедуре, которая по линии схода ЛАК самолетного типа с трамплина строит окружность до пересечения ее с линией центра УП, при этом при задании количества и длин стартовых позиций в ММ строится линия ограничивающая парковую зону ЛАК самолетного типа с ПрБ.

Количество стартовых позиций привязано к длине и ширине ПП и изменяется в зависимости от их габаритов по заданному алгоритму таким образом, чтобы ширина парковой зоны ЛБ не была меньше определенного значения (1 ряд ЛАК самолетного типа);

Ангарная палуба (АП)



- 2) Бортовой подъемник ЛАК;
- 8) ЛАК на бортовых подъемниках;
- 11) Парковочная зона ЛАК самолетного типа в ангаре;
- 12) Парковочная зона ЛАК вертолетного типа в ангаре;

Рисунок 2.12

Элементы ОР АП АВ (экспликация к рисунку 2.13)

- 11) Парковая зона ЛАК самолетного типа в ангаре;
- 12) Парковая зона ЛАК вертолетного типа в ангаре;

Габариты ангарной палубы (АП) определяются в ММ следующими геометрическими зависимостями:

- 1) Ширина АП = Ширина ПП – 2*(Ширина подъемника ЛАК)

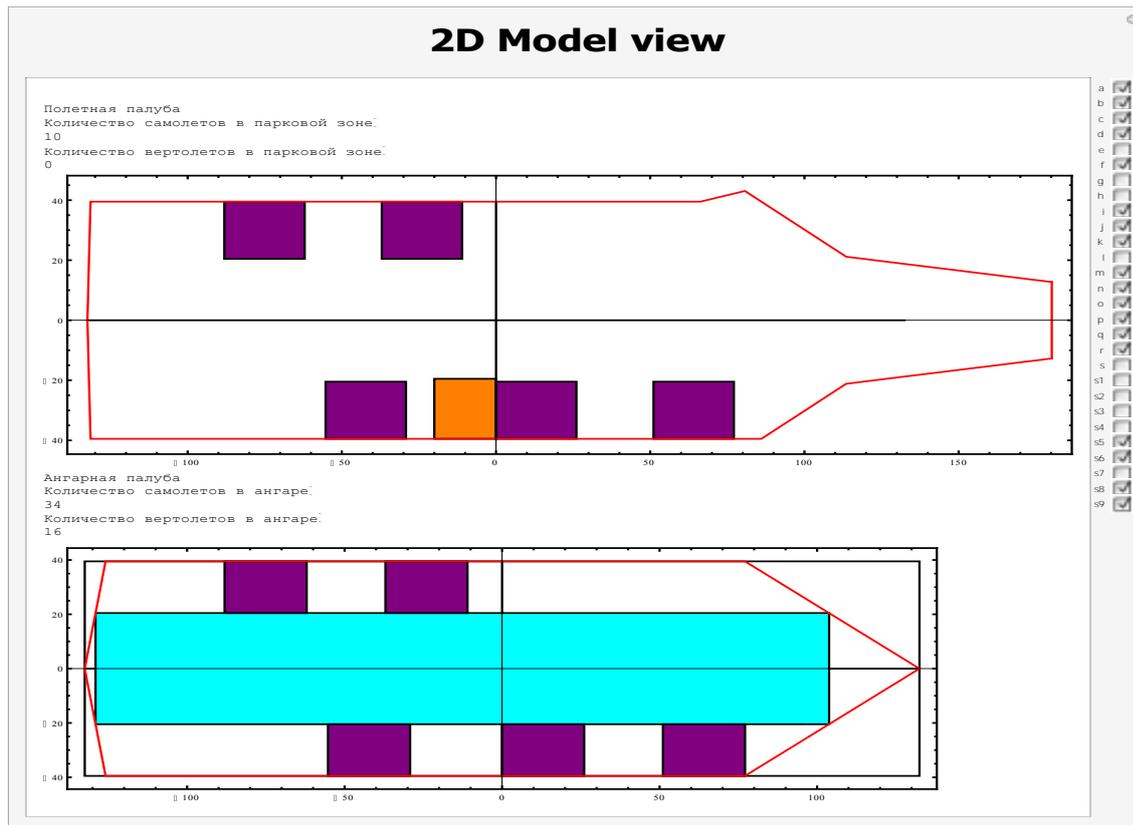


Рисунок 2.13

2) Длина АП в носу до точки пересечения линии носового («трамплинного») скоса ПП до горизонтальной линии ближнего края подъемников ЛАК с ПрБ и ЛБ;

3) Длина АП в корме до точки пересечения линии кормового скоса ПП до горизонтальной линии ближнего края подъемников ЛАК с ПрБ и ЛБ;

4) АП условно разделена на две парковые зоны (по заданной в ММ пропорции по оси X):

- 4.1) Парковую зону ЛАК самолетного типа.

ЛАК самолетного типа размещаются в цикле по их заданным габаритам в «сложенном» виде, а также заданным величинам отстояния друг от друга по оси X и Y от кормового среза АП до заданной пропорцией длины по оси X в сторону носового среза АП;

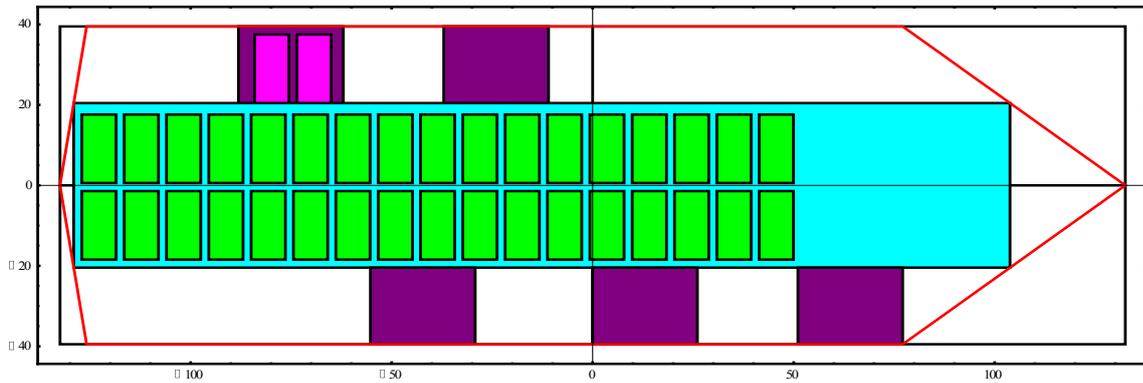


Рисунок 2.14

4.2) Парковую зону ЛАК вертолетного типа.

ЛАК вертолетного типа размещаются в цикле по их заданным габаритам в «сложенном» виде, а также заданным величинам отстояния друг от друга по оси X и Y от точки последнего ЛАК самолетного типа на АП до носового среза АП;

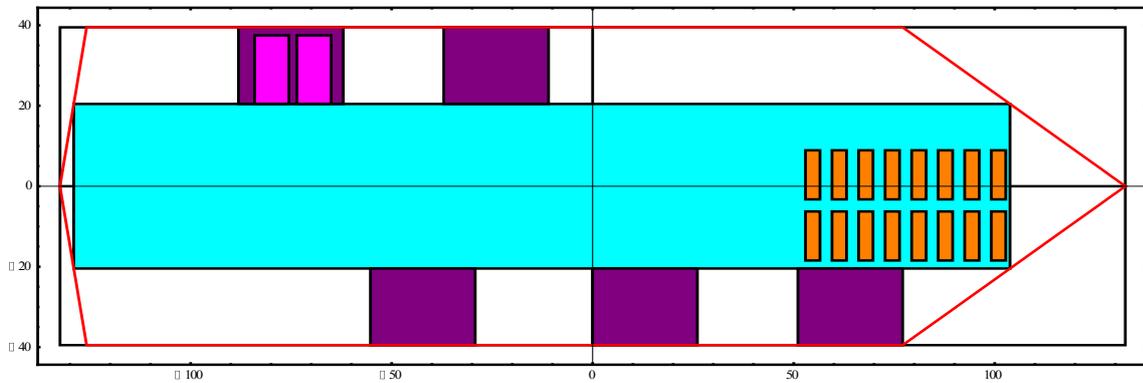


Рисунок 2.15

Количество ЛАК самолетного типа, размещенных в ангаре и количество ЛАК вертолетного типа, размещенных в ангаре, задано в ММ по длине ангарной палубы в соотношении 80 % и 20 % соответственно (соотношение может быть изменено в ММ или рассматриваться как изменяемый оптимизируемый параметр).

Палуба ГЭУ

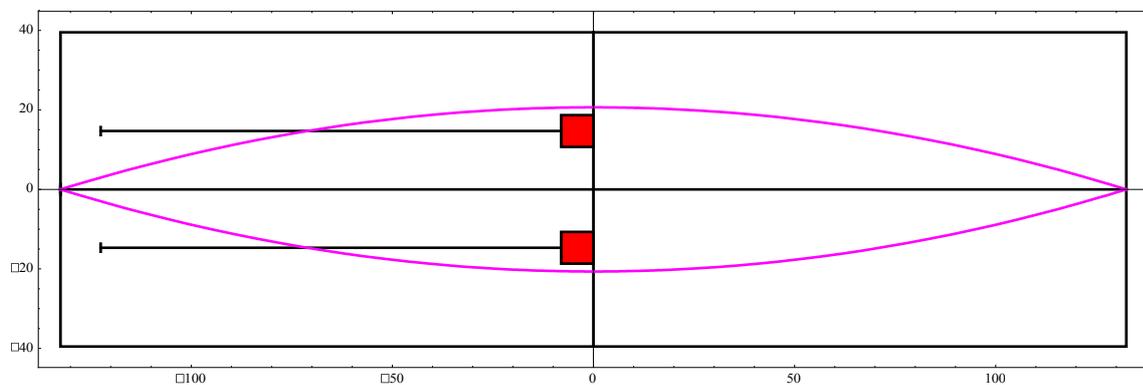


Рисунок 2.16

Для построения отдельных видов элементов 2D сборки ММ разработан специальный модуль визуализации – «2D Model View», в котором можно выбрать именно те элементы, которые нужны в данный момент для просмотра.

На палубе ГЭУ (рисунок 2.17) размещены следующие элементы ОР:

- 1) Габаритные чертежи двигателей;
- 2) Габаритные чертежи валопроводов, связанных с двигателями;
- 3) Габаритные чертежи гребных винтов, связанных с валопроводами.

По параметрам остояния друг от друга эти три элемента ОР трансформируются в цикле в зависимости от ширины палубы ГЭУ, которая является функцией ширины ПП.

По заданной пропорции высоты палубы ГЭУ от общей высоты надводного борта определяется высота и, следовательно, палуба, на которой располагаются ГЭУ.

Количество ГЭУ (при заданной мощности одного двигателя) подбирается по расчету суммарной мощности потребной на ход корабля с 10%-ым запасом.

Размещение ГЭУ внутри главных водонепроницаемых отсеков подчинено требованию обеспечения эшелонирования для повышения живучести корабля.

Динамические параметризованные эскизы ОР ПП и АП выполнены на базе специально разработанных процедур элементарной геометрии через координаты по осям X и Y:

- прямая, проходящая через две заданные точки на плоскости;
- точка пересечения двух прямых;
- прямая, перпендикулярная к данной прямой;
- точка пересечения прямой и окружности заданного радиуса;
- длина прямой, проходящей через две точки и др.

Логика компоновки элементов ОР ПП и АП, а также нижележащих палуб может варьироваться по выбору пользователя ММ и не вызывает принципиальных трудностей в трансформации связей с прочими элементами ММ, как геометрическими так и расчетными модулями.

Специальными процедурами все двухмерные объекты ОР перерисовываются в их трехмерные аналоги, таким образом, генерируется трехмерная прорисовка ОР ПП и АП, нижележащих палуб, а также палубы ГЭУ.

Для построения отдельных видов элементов 3D сборки ММ разработан специальный модуль визуализации – «3D Model View», в котором можно выбрать именно те элементы (или их комбинации), которые необходимы в данный момент для просмотра.

1) Полетная палуба

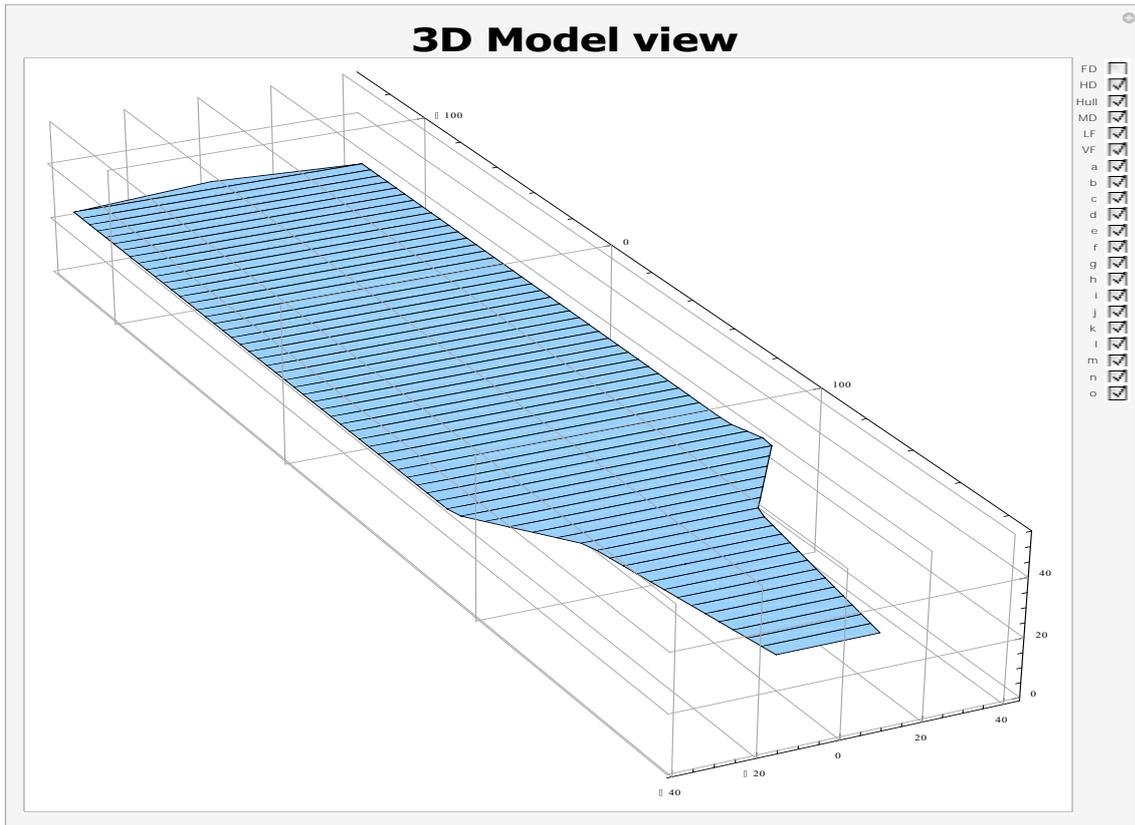


Рисунок 2.17

2) Полетная палуба с разметкой угловой палубы

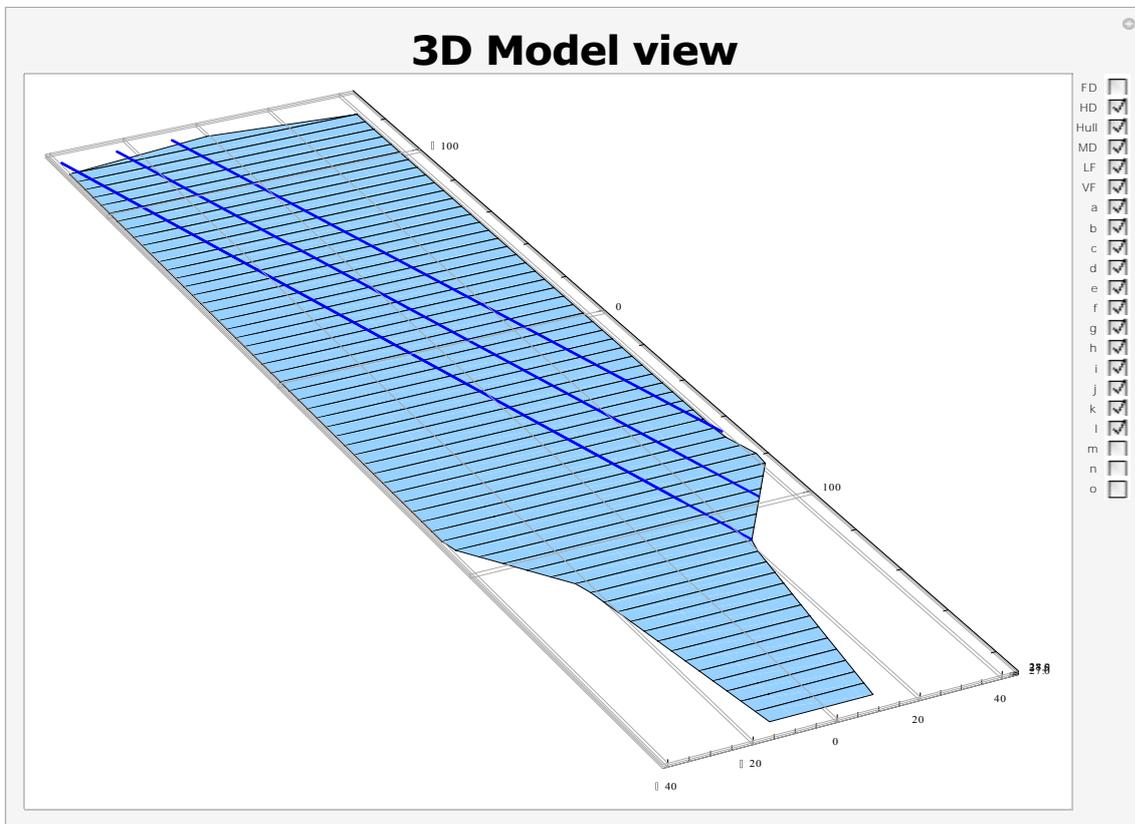


Рисунок 2.18

3) Полетная палуба с центральной разметкой угловой палубы и «блоком» аэрофинишеров.

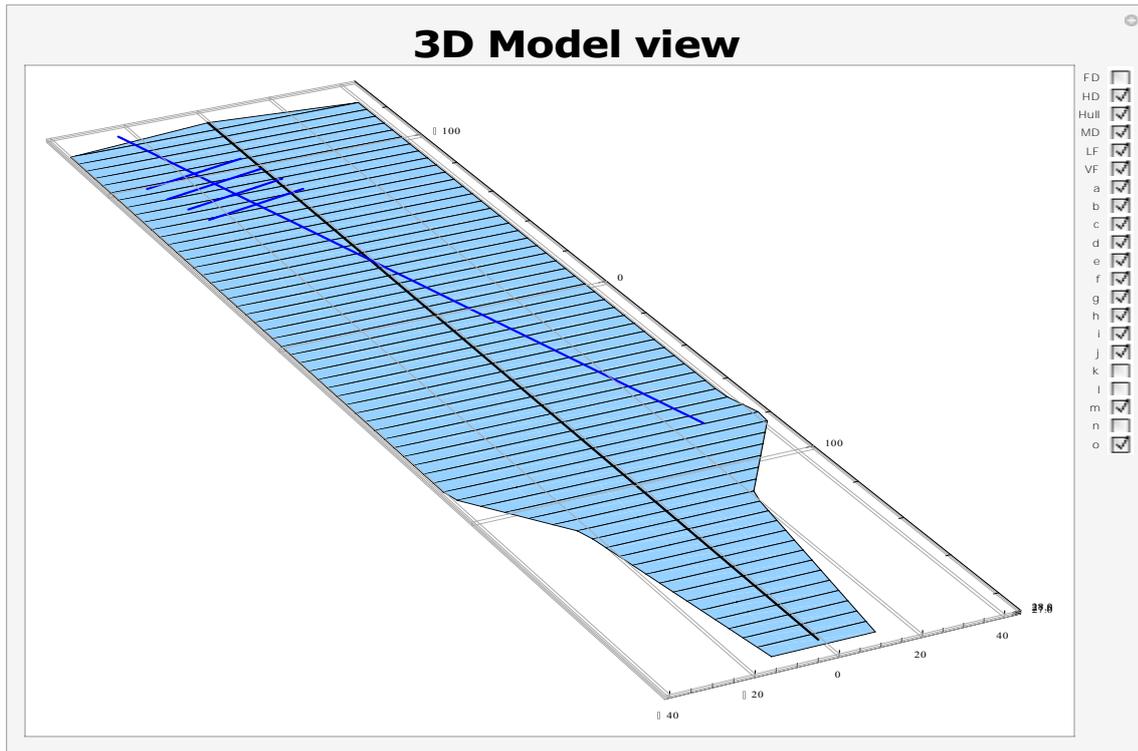


Рисунок 2.19

4) Полетная палуба с бортовыми подъемниками ЛАК и ЛАК самолетного и вертолетного типа на подъемниках.

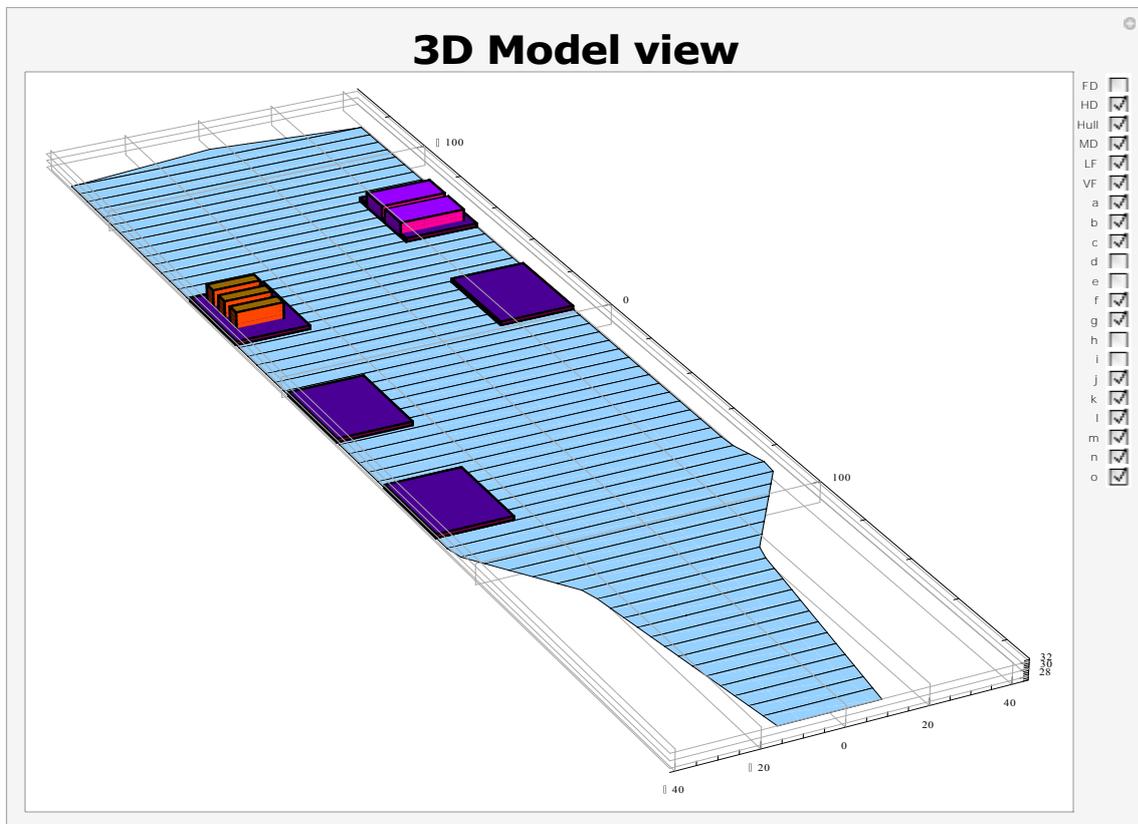


Рисунок 2.20

- 5) Полетная палуба с бортовыми подъемниками ЛАК, стартовыми позициями ЛАК самолетного типа и стартовыми позициями ЛАК вертолетного типа (вертолетными площадками (вертолетные площадки размещены на центральной линии угловой палубы))

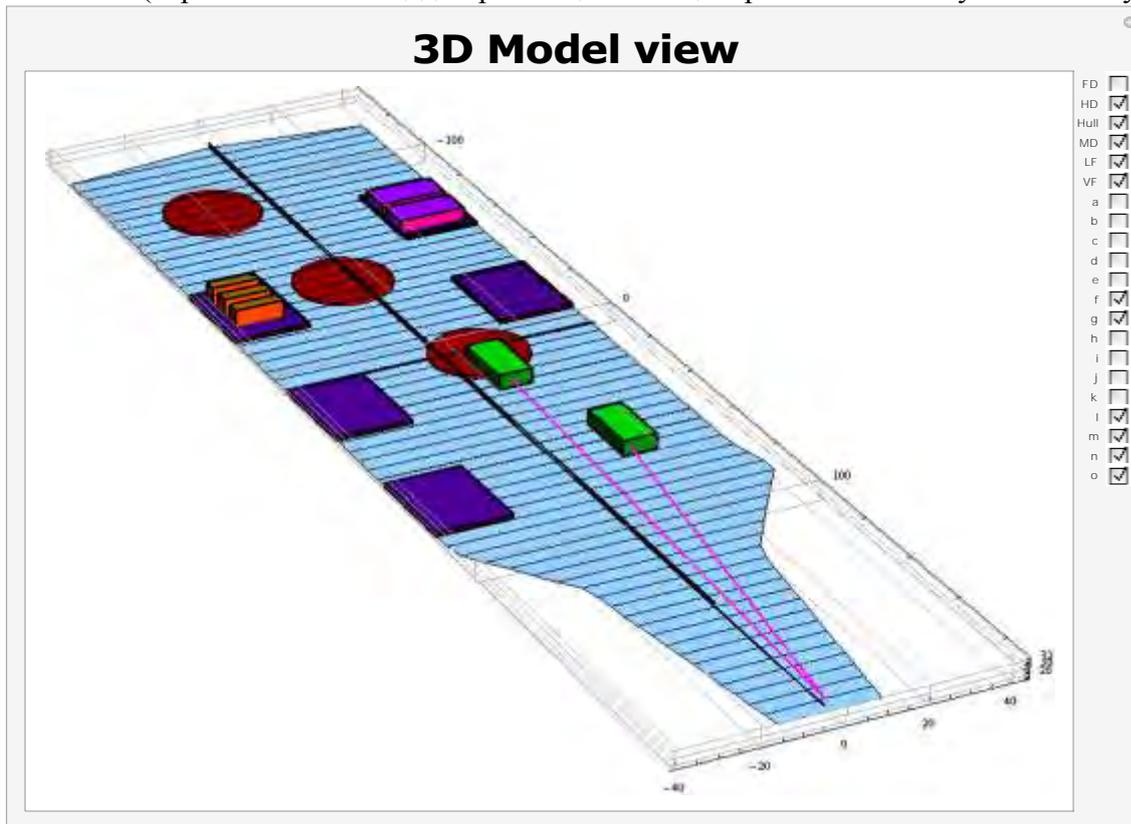


Рисунок 2.21

- 6) Полетная палуба с парковыми зонами ЛАК самолетного типа и ЛАК в зонах между бортовыми подъемниками ЛАК

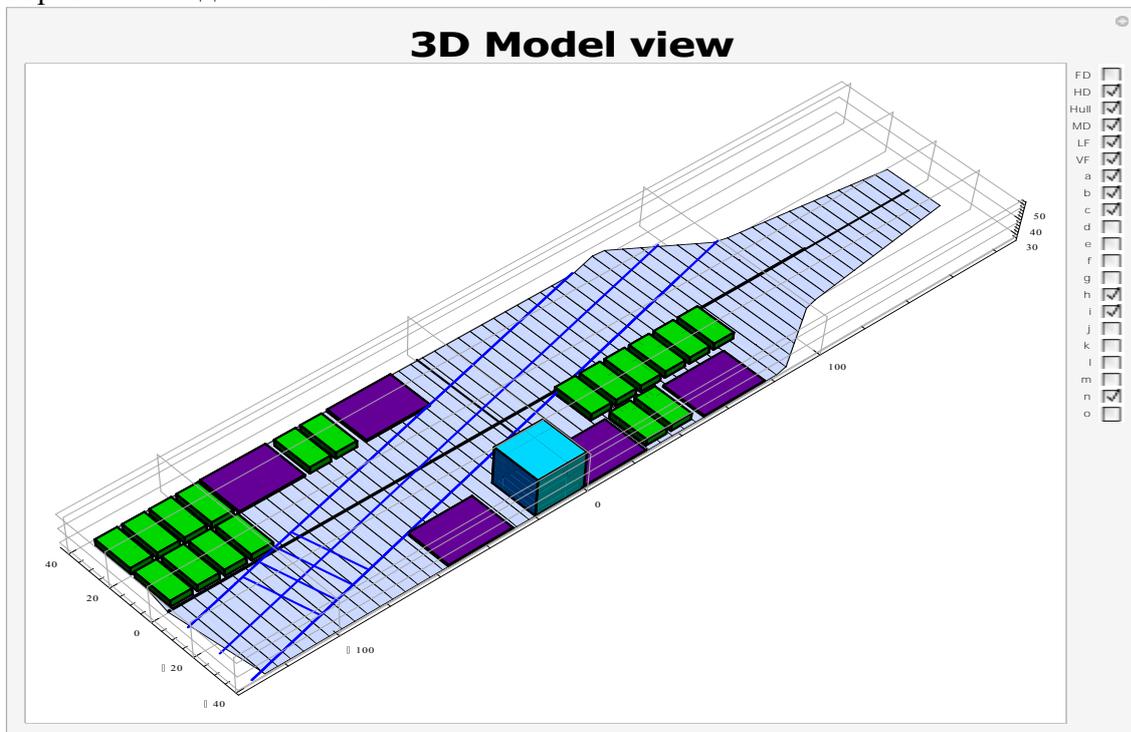


Рисунок 2.22

7) Полная сборка элементов ОР полетной палубы (включая островную надстройку)

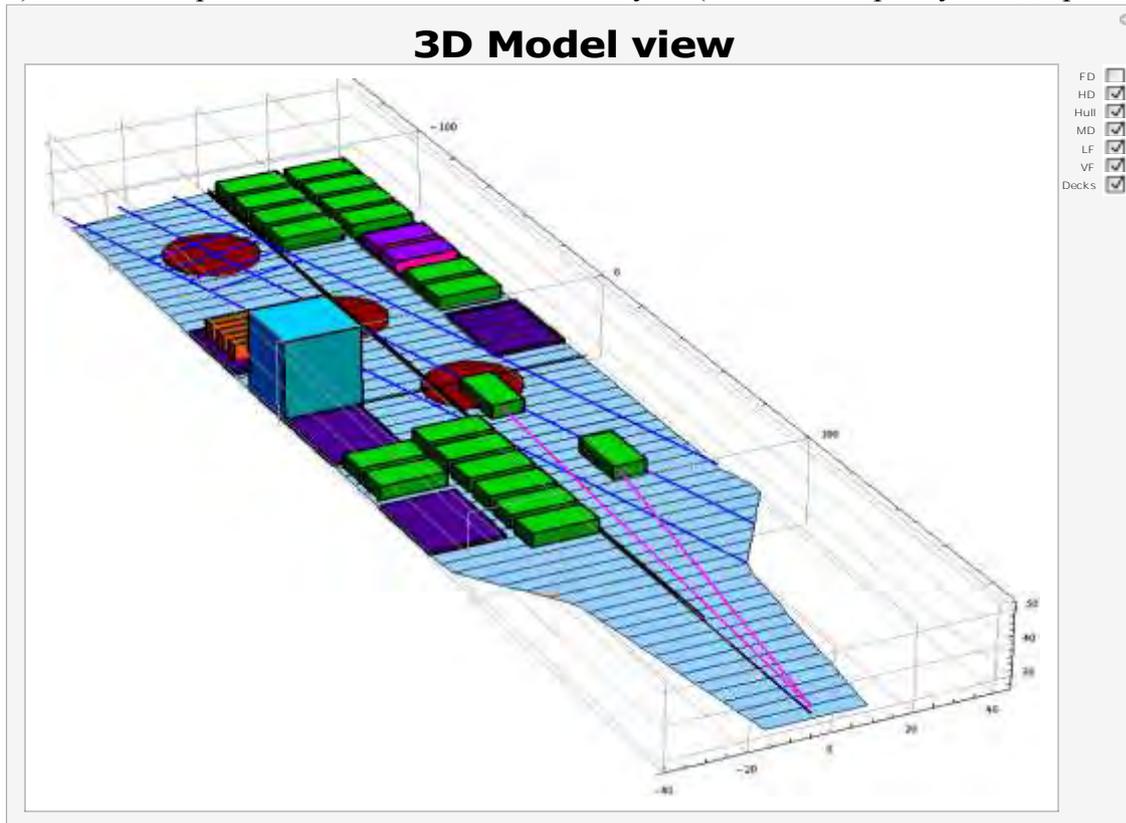


Рисунок 2.23

8) Ангарная палуба с бортовыми подъемниками ЛАК и паровыми зонами ЛАК самолетного и вертолетного типа

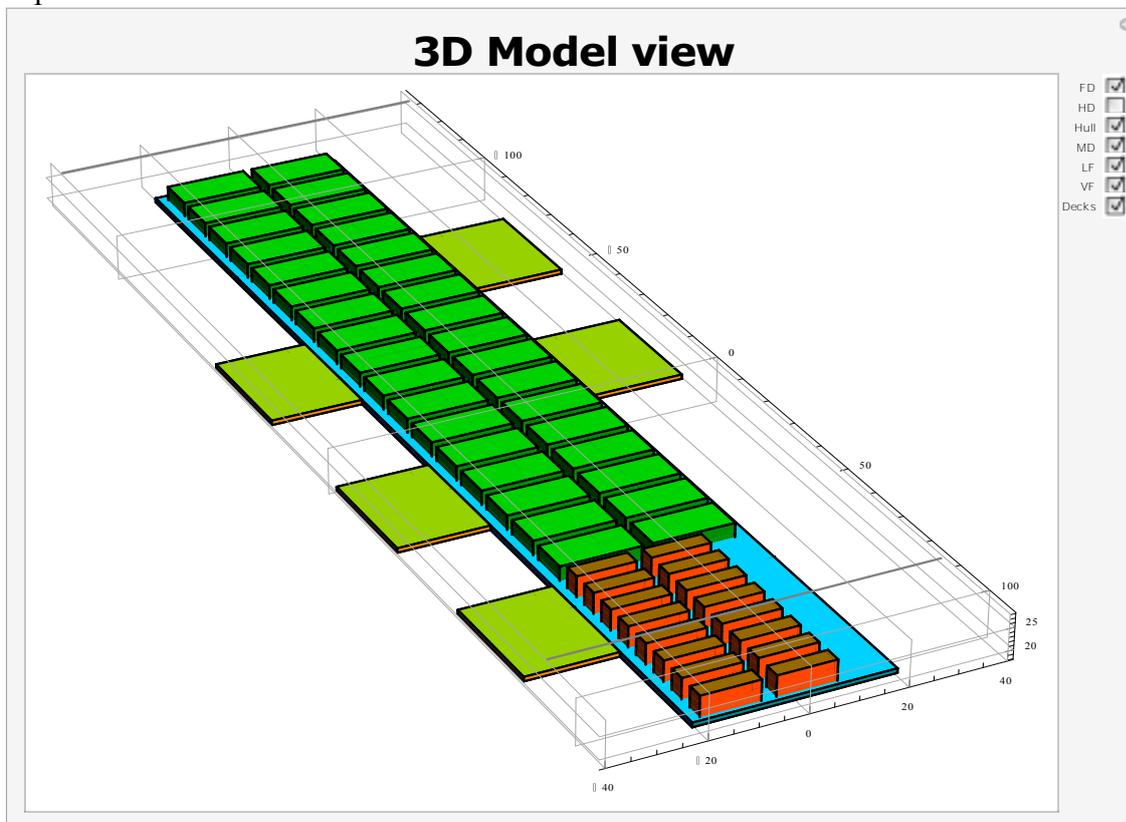


Рисунок 2.24

9) Ангарная палуба в сборке с наружной обшивкой корпуса ангарной палубы, бортовыми подъемниками ЛАК и палубой ГЭУ

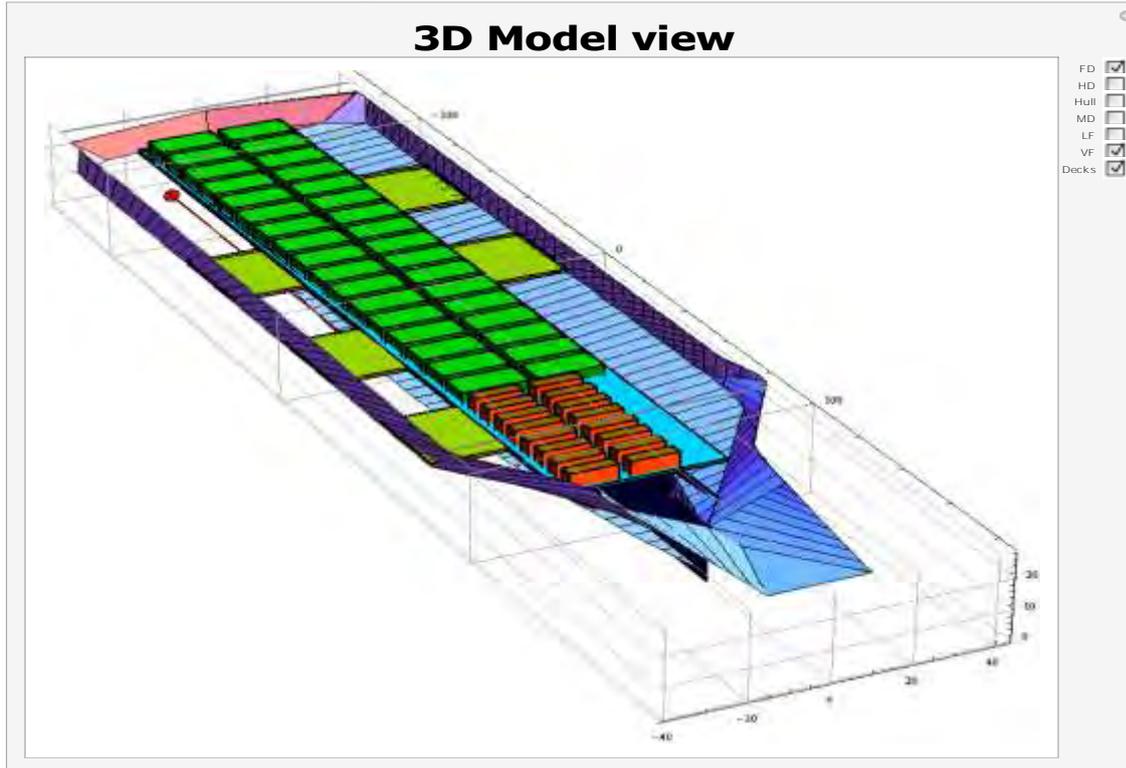


Рисунок 2.25

10) «Палуба» ГЭУ с габаритными макетами главных двигателей, валопроводов и гребных винтов

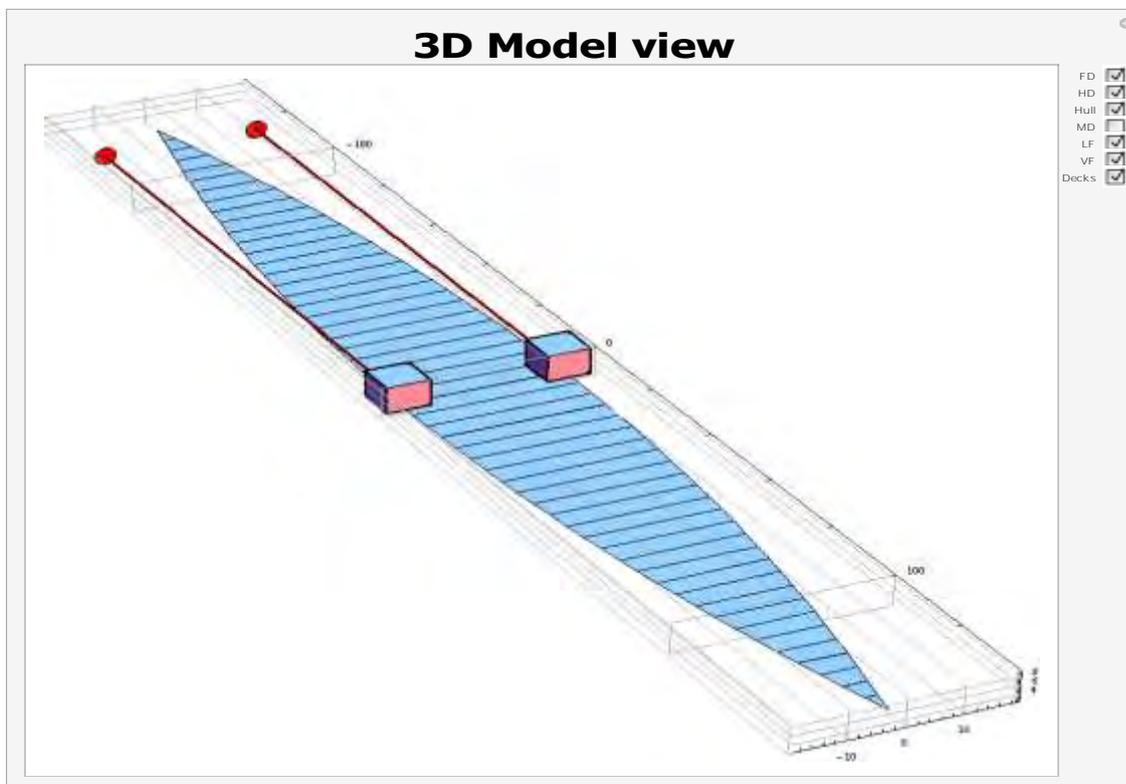


Рисунок 2.26

11) Сборка наружной обшивки корпуса с ангарной палубой

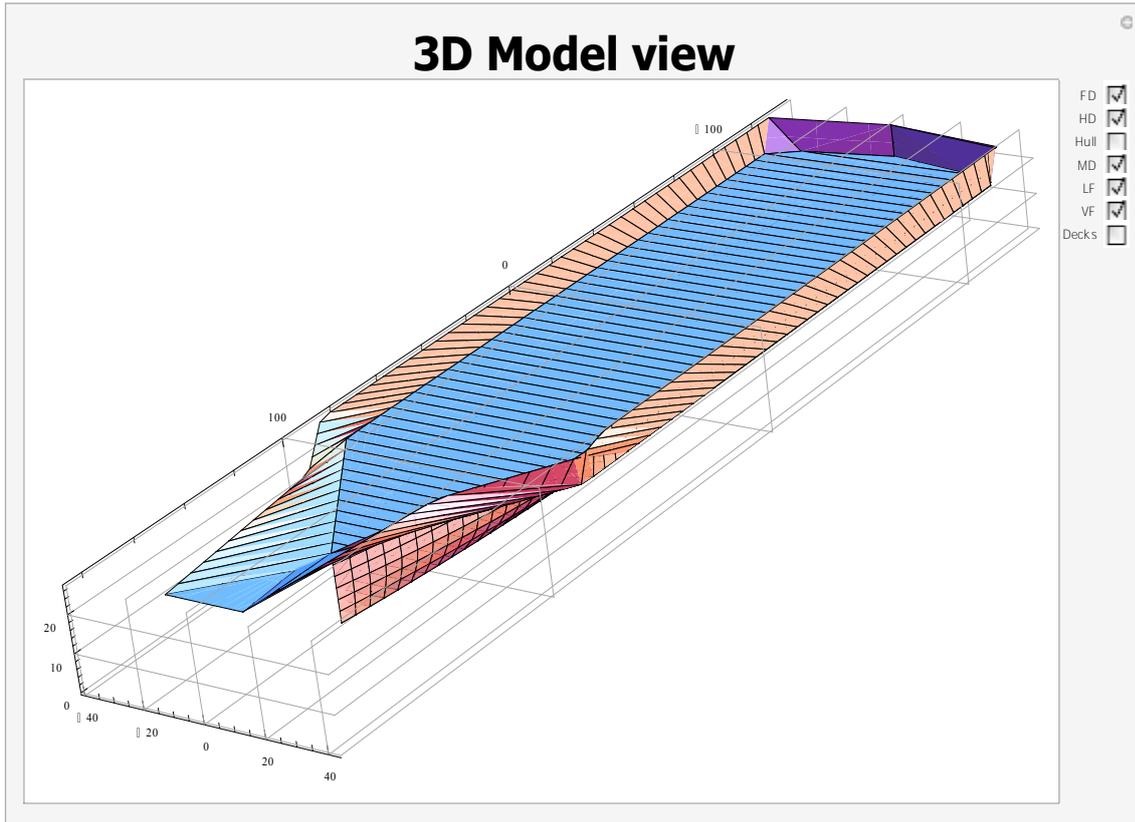


Рисунок 2.27

12) Общая сборка геометрического блока ММ в 3D представлении

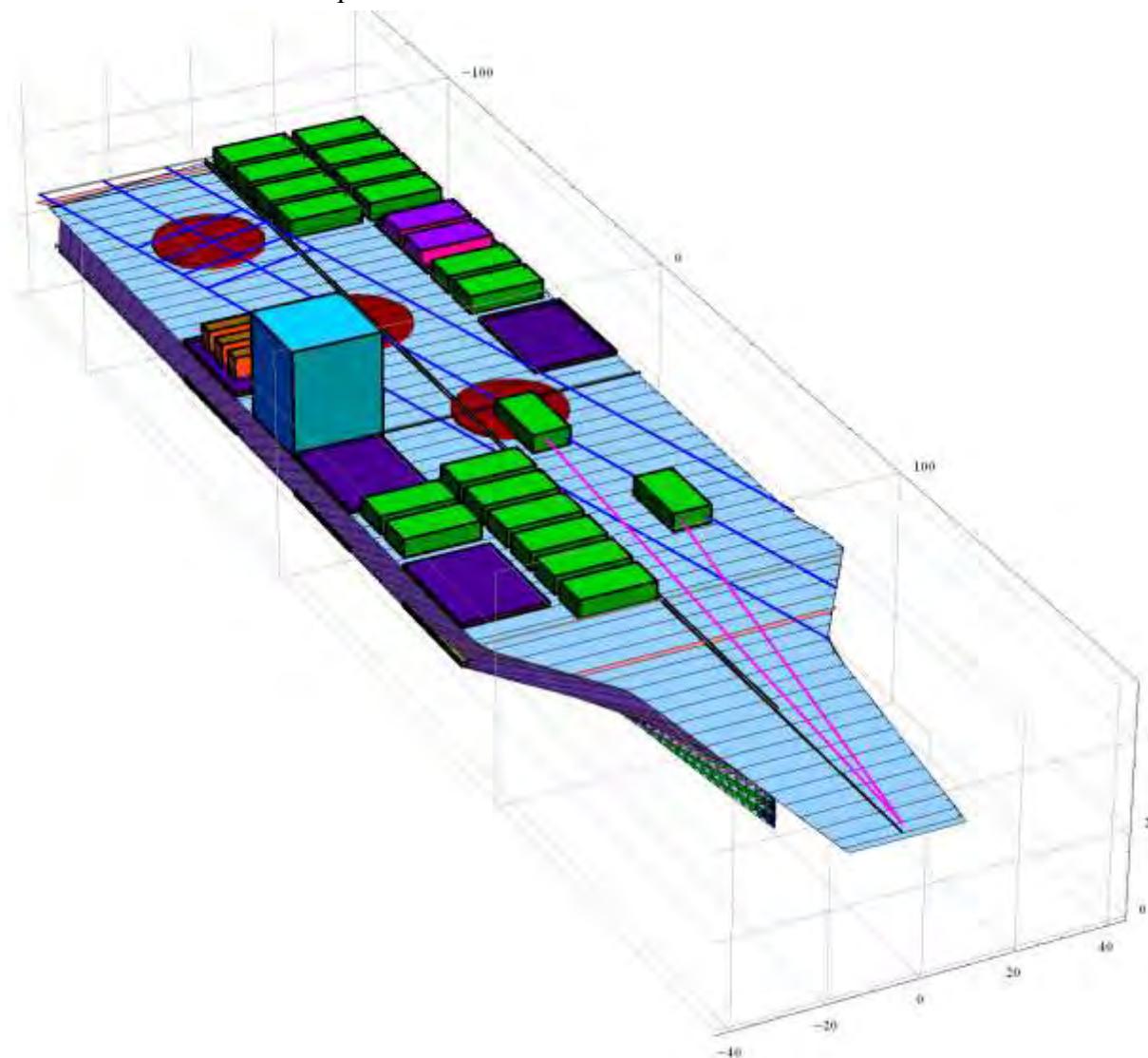


Рисунок 2.28

Генерация (построение) переборок

По результатам построения 3D модели теоретического чертежа, генерируются оба набора оставшихся каркасных линий наружной обшивки корпуса в оставшихся направлениях осей координат X, Y, Z (имеется в виду отличие в построении по шпангоутам или по палубам).

Каркасные линии представляют собой интерполяционно построенные кривые, по которым возможно производить любые расчеты, связанные с их геометрией (нахождение пересечений, интегральные расчеты площади, длины, объема и др.).

Переборки, как поверхности, строятся массивами последовательных многоугольников (четырёхсторонних полигонов (трапеций или прямоугольников)) по последовательно перебираемым точкам пересечений интерполированных кривых с прямыми линиями «сетки» с заданным шагом, который обеспечивает требуемую точность построений (шаг задается в соответствующих графических функциях и процедурах).

1) Продольные переборки;

В ММ задается три главных продольных переборки (главная (центральная) продольная переборка и две побортно, при этом сама процедура позволяет строить любое количество переборок. Отстояние бортовых переборок от центральной автоматически пересчитывается в кратных (целых) долях от общей ширины корпуса.

2) Поперечные переборки;

В ММ корпус делится на 20 ГВО (главных водонепроницаемых отсеков). Расстояния между отсеками могут быть как равными, так и задаваться вручную, при этом отстояние отсеков друг от друга будет автоматически пересчитываться в долях общей длины корпуса при изменении главных размерений.

3) Горизонтальные переборки (палубы);

В ММ корпус делится на заданное количество палуб в зависимости от высоты наружного борта, которая пересчитывается по длине и ширине корабля по данным корабля-прототипа. Высота палуб задается в ММ в зависимости от типов палуб и является фиксированной.

4) В диссертационной работе не рассматриваются расчеты прочности корабля. По аналогии с кораблем-прототипом, при заданной схеме компоновки переборок в диссертационной работе принимается допущение, что прочность обеспечивается. В случае отсутствия близкого прототипа здесь к перспективным исследованиям можно отнести расчет общей прочности по геометрии, заданному количеству и взаимному расположению палуб и переборок.

1) Продольные переборки

Переборки вдоль плоскости XOZ



Рисунок 2.29

2) Поперечные переборки

Переборки вдоль плоскости YOZ

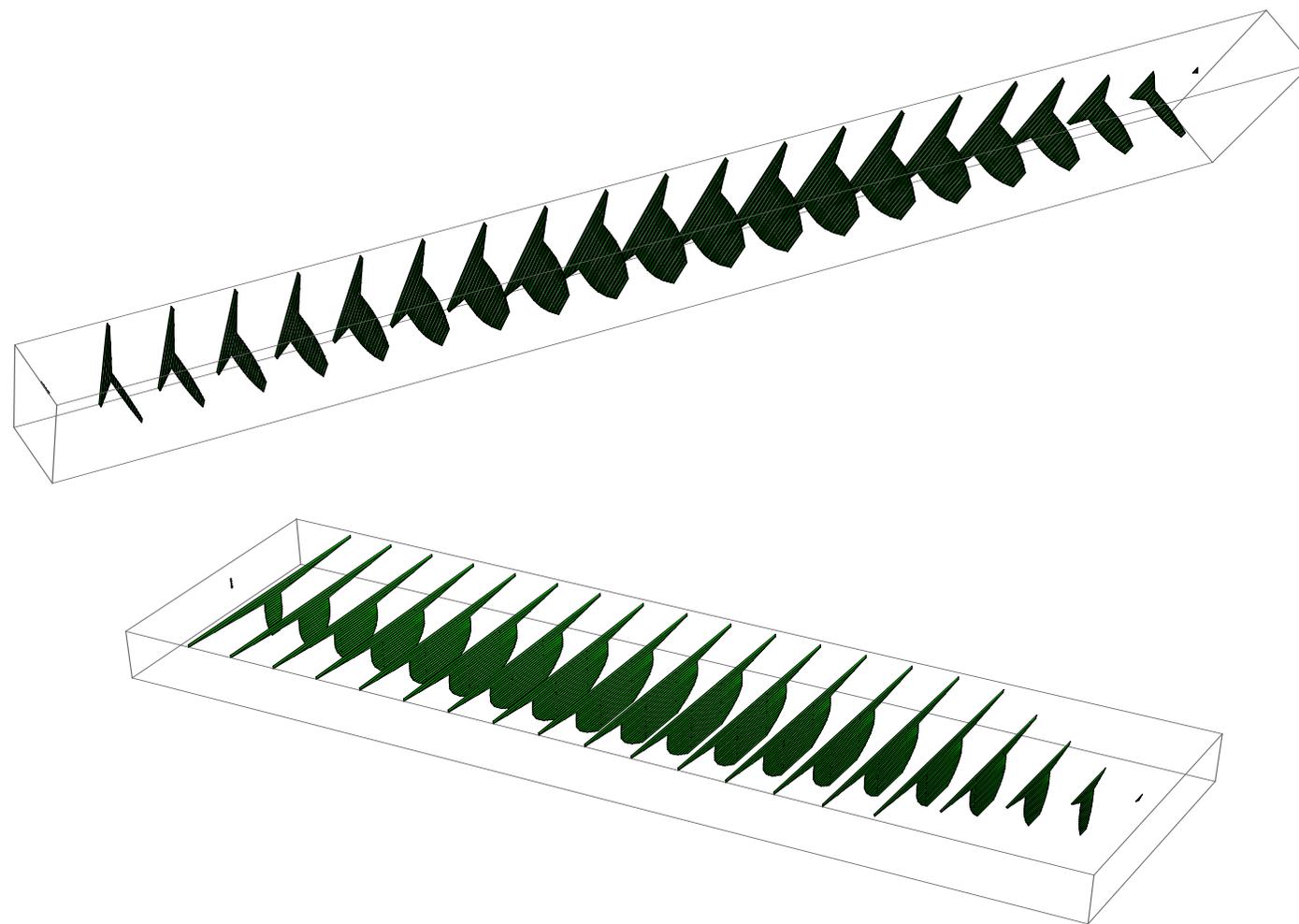


Рисунок 2.30

3) Палубы (горизонтальные переборки)

Переборки вдоль плоскости XOY

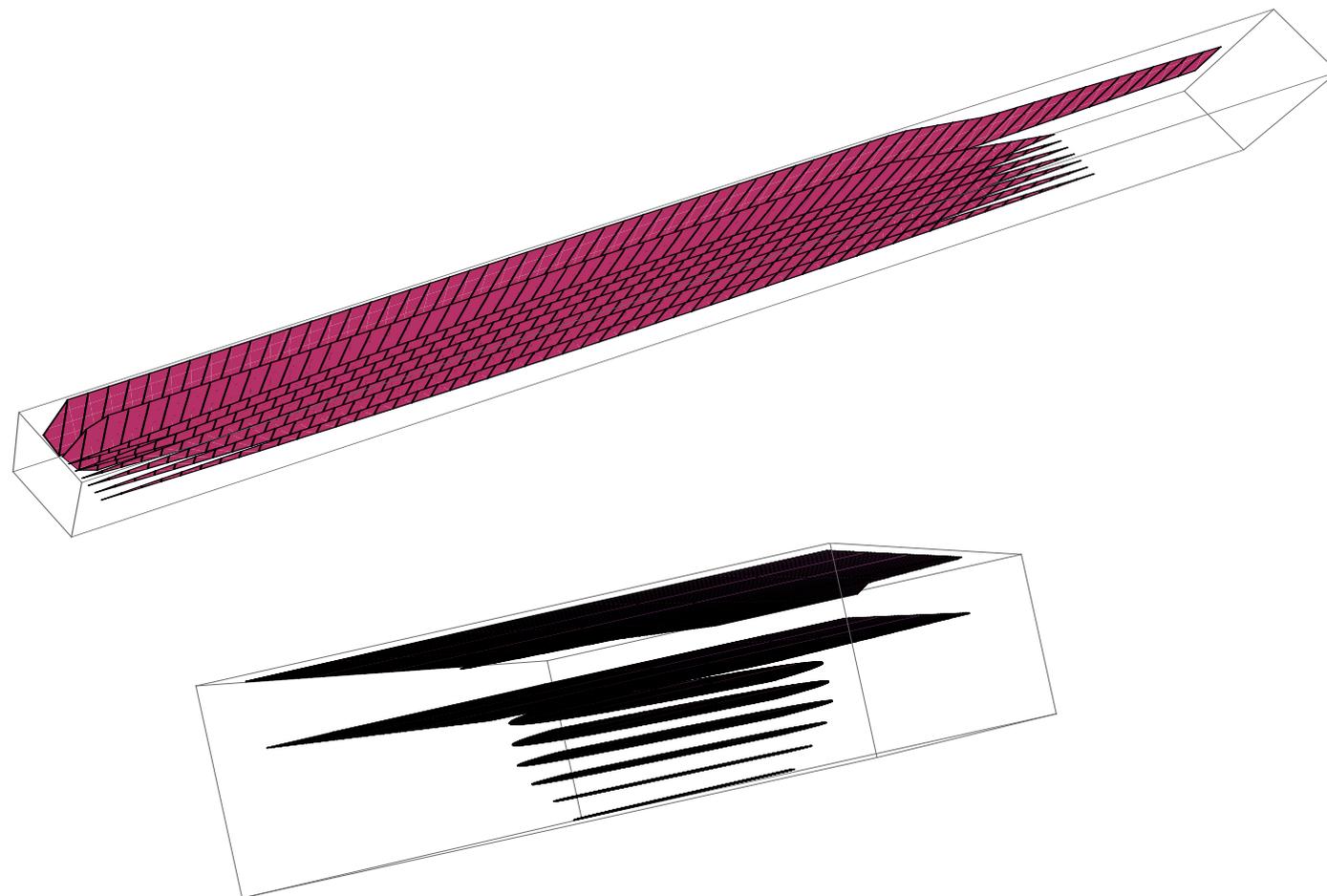


Рисунок 2.31

4) Совмещенный вид всех трех типов переборок

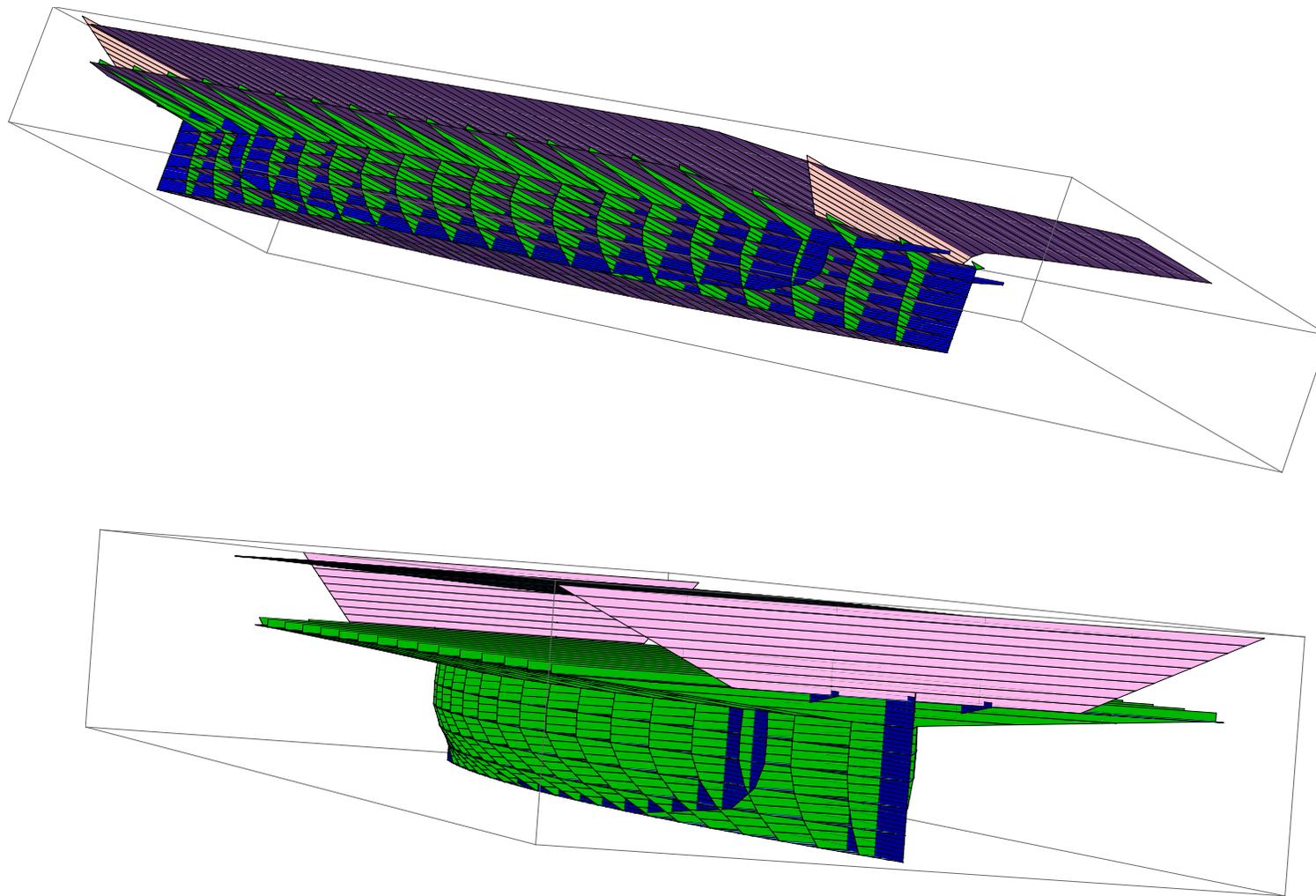


Рисунок 2.32

Пример генерации эскизов общего расположения

Возможность генерации вариантов компоновки ОР доказывает возможность включения «компьютерных прорисовок» в глобальный алгоритм оптимизации характеристик проекта корабля.

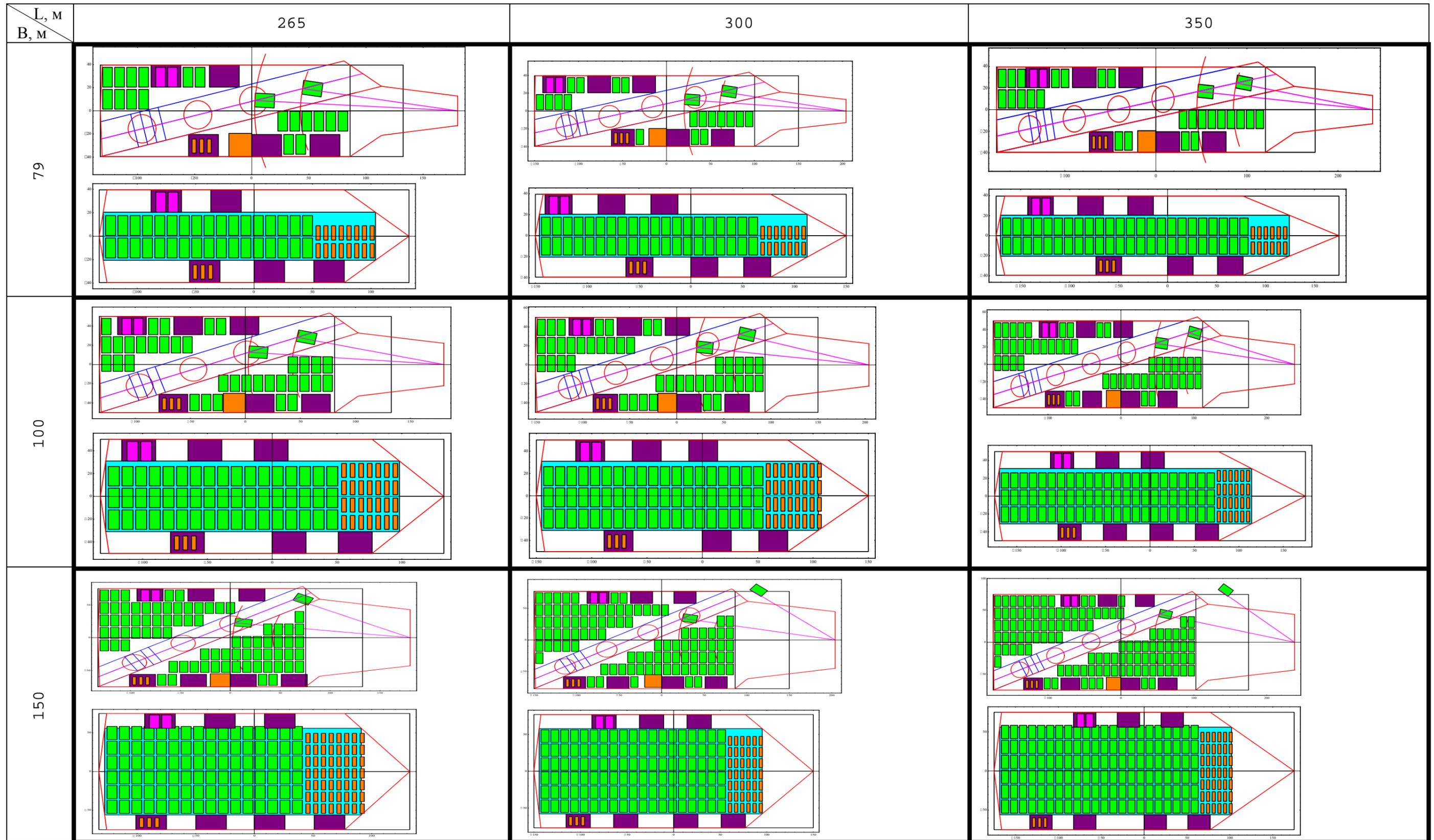
Примечание:

Следует отметить, что для супертяжелых вариантов (150-265, 150-300, 150-350) ММ авианосца не вполне корректно строить стартовые позиции ЛАК самолетного типа, однако при этом зона трамплина становится настолько большой, что появляется возможность все операции, связанные со взлетом ЛАК самолетного типа целиком перенести в зону трамплина, что при этом же позволит увеличить парковую зону ЛАК на ПП.

Параметры округления при размещении ЛАК в ангаре построены таким образом, чтобы при сравнительно небольшой нехватке места для размещения очередного ряда ЛАК они несколько перекрывали на края областей АП, что могло бы показывать проектанту, что при незначительном увеличении габаритов можно разместить большее количество ЛАК на АП.

Примеры прорисовок ОР ПП и АП представлены в таблице 2.4.

Таблица 2.4 Варианты компоновки ОР ПП и АП при изменении оптимизируемых параметров



2.7 Расчеты элементов качки

2.7.1 Расчет бортовой качки

Укрупненный расчет бортовой качки выполнен по формулам, предложенным в [9].

$$\text{tetta0G} = ((59 * \text{Sqrt}[h]/B) - 2) * (h3\text{procMAX} - 1) \quad (2.7.1)$$

$$k1 = 1,55 - 0,22 * (B/T) \quad (2.7.2)$$

$$k2 = \text{delta} + 0,34 \quad (2.7.3)$$

$$\text{tettaSB} = k1 * k2 * \text{tetta0G} \quad (2.7.4)$$

$$\text{tettaMB} = \text{tettaSB} * 2,11 \quad (2.7.5)$$

Где:

B , м – ширина по КВЛ;

T , м – осадка;

delta – коэффициент общей полноты;

h , м – начальная метацентрическая высота;

$h3\text{procMAX}$, м – амплитуда волнения 3 процентной обеспеченности;

$k1, k2$ – вспомогательные коэффициенты;

tettaMB , град. – амплитуда бортовой качки.

2.7.1 Расчет килевой качки

Укрупненный расчет качки выполнен по методике предложенной специалистами ФГУП «Крыловский ГНЦ» Платоновым В. Г. и Фишкисом Ю. М.

Приближенный метод оценки амплитуд килевой качки судна при движении на нерегулярном волнении вразрез волнам.

Метод основан на использовании диаграмм качки судов для нерегулярного волнения. Ниже на рисунке 2.35 приведена обобщенная диаграмма килевой качки водоизмещающих быстроходных судов при положении вразрез волнам без хода. Диаграмма получена с использованием экспериментальных амплитудно-частотных характеристик килевой качки моделей судов с коэффициентом общей полноты $S_v \approx 0,50 \div 0,65$.

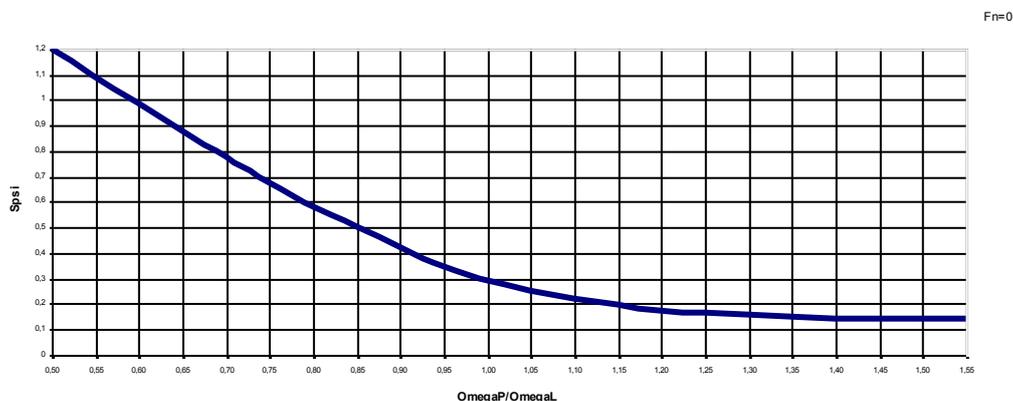


Рисунок 2.33

$$S_{\psi} = 2 * \Psi_{0,3} * g / (\Omega^2 * H_{3,3} * 57,3) \quad (2.7.6)$$

Где:

- $H_{3,3}$, м – высота волны с обеспеченностью 3%;

- $\Psi_{0,3}$, градус – амплитуда килевой качки судна с обеспеченностью 3%;

- $\Omega = 2\pi / T_p$, 1/с – частота максимума волнового спектра;

T_p , с – период максимума волнового спектра;

$T_{z1} = 0,77 * T_p$, с – средний период волнения для спектра ОСТ5.1003-80;

$T_{z2} = 0,71 * T_p$, с – средний период волнения для спектра Пирсона-Макковица;

$g = 9,81$ м/с²;

$\Omega_L = \sqrt{2 * \pi * g / L}$, 1/с;

L , м – длина судна по КВЛ.

Обоснование необходимости расчетов качки для определения возможности боевой работы.

Основной задачей расчета качки для авианосца является проверка определения предельного порога балльности волнения моря, при котором (по требованиям разработчиков ЛАК) возможно выполнять взлеты и посадки ЛАК как вертолетного так и самолетного типа.

Результаты сходимости приближенного метода были верифицированы с результатами работы сертифицированной программы «Мореходность» и была получена высокая сходимость.

Здесь следует отметить, что все упрощенные расчеты, которые использованы в ММ могут быть заменены виртуальными вызовами любых прикладных расчетных программ, например таких как Проект 1, Мореходность, Ходкость, которые могут обрабатывать данные ММ, а их расчетные результаты возвращаться в математическую модель (при необходимости).

2.8 Расчет эффективности

В диссертационной работе не рассматриваются вопросы тактики и стратегии ведения боевых действий на море с использованием авиации.

В математической модели принимается, что основным критерием при проектировании АВ, то есть его боевой эффективностью является время, которое обслуживающий персонал АВ и пилоты крыла АВ затрачивают для обеспечения взлетов ЛАК.

Учет влияния на боевую эффективность циклограмм, то есть учет взлетов, посадок, уход на второй круг, подготовка к повторным взлетам является темой перспективных исследований при развитии диссертационной работы.

Алгоритм расчета

$$t_{ij} = L_i / V_j \quad (2.7.7), \text{ где}$$

t_{ij} - время на i -ом участке при выполнении j -ой операции;

L_i – длина i -го участка;

V_j – скорость движения объекта при выполнении j -ой операции.

Таблица 2.5

Типовые участки и скорости движения объектов на данных участках:

№ Типовог о участка	1		2		3		4		6
Типовой учаток	По ангару		На подъемнике		По палубе		От стартовой позиции до отрыва от палубы		Швартовка/ расшвартовк а
Тип ЛАК	Само лет	Верто лет	Само лет	Верто лет	Само лет	Верто лет	Само лет	Верт олет	
$V_j, \text{ м/с}$	5	7	-	-	5	7	45	-	-
$t_i, \text{ с}$	-		120		-		-		300

Расчет боевой эффективности представляет собой:

1) Определение минимальных по расстоянию (длине) путей движения «раскатки» ЛАК от технической позиции в парковой зоне (ПП, АП) до стартовой позиции.

2) Определение времени на подготовку на стартовой позиции;

3) Расстояние на стартовой позиции до точки отрыва от ПП.

Перемещения ЛАК на АВ можно разделить на 2 типа:

1) ЛАК в парковой зоне ПП;

1.1) ЛАК самолетного типа в парковой зоне ПП

1.1.1) ЛАК самолетного типа из парковой зоны ПП перемещается на стартовую позицию и выполняет взлет;

1.2) ЛАК вертолетного типа в парковой зоне ПП

1.2.1) ЛАК вертолетного типа из парковой зоны ПП перемещается на стартовую позицию и выполняет взлет;

2) ЛАК в парковой зоне АП;

2.1) ЛАК самолетного типа в парковой зоне АП;

2.1.1) ЛАК самолетного типа из парковой зоны АП перемещается на АвП, выполняет подъем на ПП, производит выкатку на стартовую позицию и производит взлет;

2.2) ЛАК вертолетного типа в парковой зоне АП;

2.2.1) ЛАК вертолетного типа из парковой зоны АП перемещается на АвП, выполняет подъем на ПП, производит выкатку на стартовую позицию и производит взлет;

В ММ реализован расчетный модуль, который рассчитывает минимальные пути каждого ЛАК до стартовых позиций, при этом типы путей делятся на три группы (для ЛАК вертолетного типа на две):

- 1) Горизонтальное перемещение по АП или ПП;
- 2) Вертикальное перемещение с АП на ПП при помощи АвП;
- 3) Горизонтальное перемещение по ПП на участке от стартовой позиции до взлета.

На всех перечисленных участках ЛАК различного типа движутся с различной скоростью. Данные по скоростям задаются пользователем.

Таким образом, для каждого такого участка

$$T_{учN} = L_{учN} * V_{учN} \quad (2.7.8)$$

$$T_{общ.} = \sum_i T_{учN}, N=1-3(\text{ЛАК СТ}), N=1-2(\text{ЛАК ВТ}) \quad (2.7.9)$$

Где:

$T_{учN}$, мин- время на N участке;

$L_{учN}$, м – длина N участка;

$V_{учN}$, м/с – скорость движения ЛАК на N участке;

i , шт., общее количество ЛАК самолетного и вертолетного типа

$T_{общ}$ – общее время, затраченное на взлет всех ЛАК – ЭФФЕКТИВНОСТЬ.

В ММ принято, что все ЛАК раскатываются по стартовым позициям последовательно.

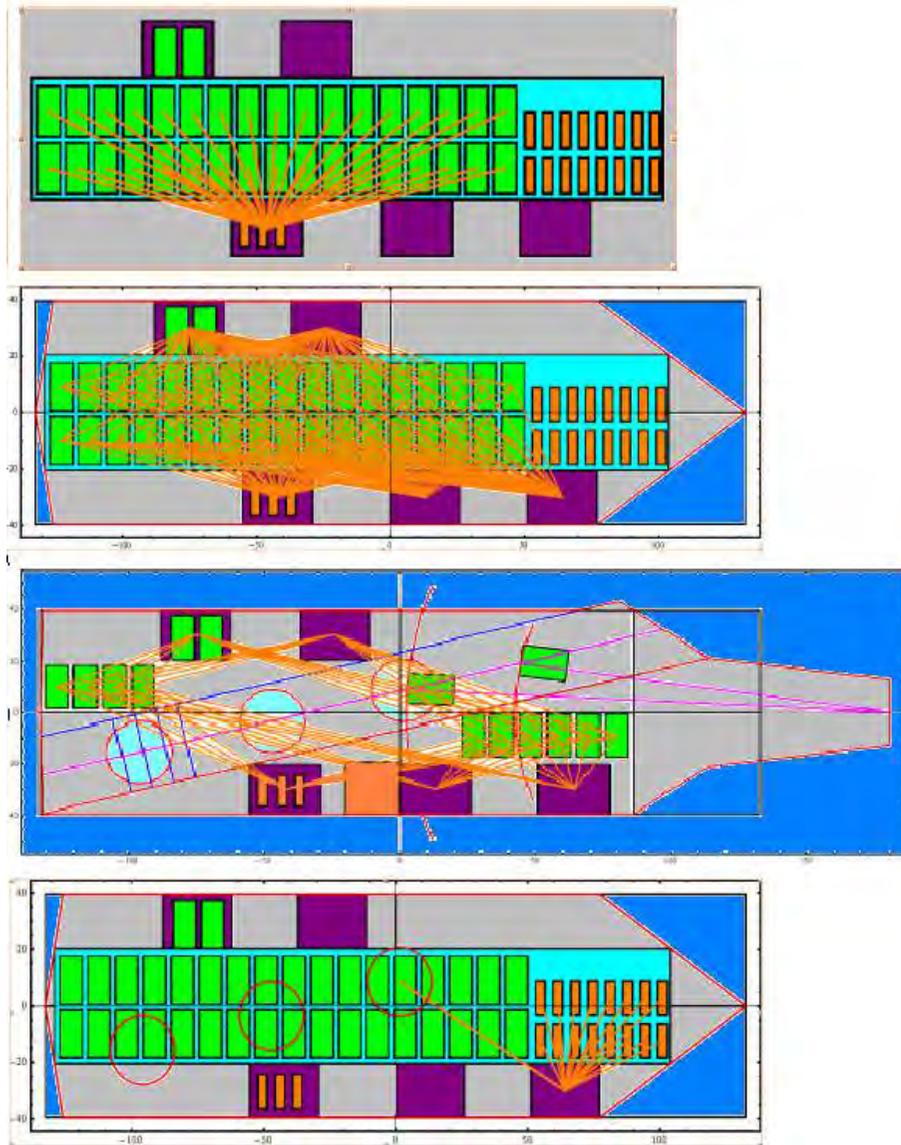
Если при подготовке ЛАК к взлету по мере высвобождения близлежащих парковых (технических) позиций производить параллельную «докатку» ЛАК расположенных на дальних стартовых позиция к ближним, тем самым значительно повысив трудозатраты личного состава, появляется возможность также значительно повысить боевую эффективность.

Здесь следует отметить, что так как эксплуатация авианосца связана с воздействиями условий моря (качка, ветер), то при перемещении ЛАК по техническим позициям часто возникает необходимость швартовки и расшвартовки ЛАК для фиксирования на промежуточных позициях перед взлетом.

Таким задачами на АВ занимается служба оперативного планирования полетов (в ВМФ РФ из состава БЧ-6) и данная задача в общей постановке является весьма сложной логистической задачей, автоматизация которой может быть рассмотрена на последующих стадиях диссертационного исследования в рамках развития работы.

Иллюстрация схемы расчета боевой эффективности представлена на рисунке 2.34.

Иллюстрация схемы расчета эффективности



Quantity	Discription	value	measure
NPlanes	Количество самолетов	44	шт.
NHelicopters	Количество вертолетов	16	шт.
NFlyObjects	Количество ЛАК	60	шт.
TimeUpTheadPlanes	Время подъема звена самолетов (5 шт.)	6.25656	мин.
TimeUpTheadHelicopters	Время подъема звена вертолетов (5 шт.)	8.28956	мин.
TimeUpAllPlanes	Время подъема всех самолетов	55.0577	мин.
TimeUpAllHelicopters	Время подъема всех вертолетов	26.5266	мин.
TimeUpAllObjects	Время подъема всех аппаратов	81.5843	мин.

Рисунок 2.34

2.9 Расчет стоимости

Расчет стоимости построен на базе методики расчета от прототипа.

$$C_k = \text{пудел. к.} * D_{\text{порожн.}} \quad (2.9.1),$$

где:

C_k – стоимость корпуса

пудел. к.– удельный показатель стоимости корпуса;

$D_{\text{порожн.}}$ – водоизмещение порожнем;

пудел. к. определяется по кораблю-прототипу с учетом пересчета стоимости черного и цветного металла по дефляторам, принятым в отрасли.

$$C_i = C_k * n_i, \quad (2.9.2), \quad \text{где}$$

C_i – стоимость i -ой статьи стоимости

n_i – удельный показатель i -ой статьи стоимости

Алгоритм оценки. Сопоставление с иностранными аналогами.

По данным открытых источников полная цена серийного корабля типа «Нимиц» или «Нимиц Плюс» при водоизмещении около 100 тыс. тонн (без авиагруппы) составляет около 10-12 млрд. долларов США. Выбранный алгоритм расчета стоимости в ММ дает высокую сходимость.

НИРы, ОКРы, стоимость авиагруппы рассчитываются отдельно и могут значительно превышать стоимость постройки серийного корабля.

Пример расчета стоимости авианосца

Таблица 2.5

Статья	Описание	%	Значение	Ед. измерения
1	Сырье и материалы	0,062	594,139	M\$
2	Возвратные отходы	-	-	M\$
3	Полуфабрикаты собственного производства	0,003	32,325	M\$
4	Покупные комплектующие изделия, полуфабрикаты и услуги кооперированных предприятий	0,0197	183,197	M\$
5	Контрагентские поставки	0,648	6162,144	M\$
6	Основная заработная плата производственных рабочих	4,29E-05	0,408	M\$
7	Дополнительная заработная плата производственных рабочих	1,35E-05	0,129	M\$

Продолжение таблицы 2.5

Статья	Описание	%	Значение	Ед. измерения
8	Отчисления на социальное страхование (28,8%) (может меняться по годам)	1,62E-05	0,154	M\$
9	Расходы на подготовку и освоение производства	0,036	349,213	M\$
10	Прочие специальные расходы	0,047	448,295	M\$
11	Цеховые накладные расходы	6,83E-05	0,649	M\$
12	Общезаводские расходы	7,01E-05	0,665518353	M\$
13	Производственная себестоимость за вычетом материальных затрат	-	-	M\$
14	Производственная себестоимость	-	-	M\$
15	Внепроизводственные расходы	-	-	M\$
16	Полная себестоимость	-	-	M\$
17	Норматив рентабельности к себестоимости	-	20	%
18	Прибыль	0,163	1554,264	M\$
19	Проект оптовой цены	-	-	M\$
20	Разработка РКД, ЭД и ПСД	0,0205	193,206	M\$
Total	Стоимость создания платформы	1	9499,793	M\$

Проектирование (работы конструкторского бюро (КБ)-проектанта и КБ-завода строителя) делится на следующие этапы:

- 1) Эскизный проект;
- 2) Технический проект;
- 3) Рабочий проект (рабоче-конструкторская документация (РКД));
- 4) Эксплуатационная документация;
- 5) Приемо-сдаточная документация;
- 6) Ремонтная документация;
- 7) Модернизационная документация;
- 8) Утилизационная документация.

Стоимость полного проектирования (этапы 1-5) оценивается в 3-7% от общей стоимости создания корабля.

Схема расчета стоимости

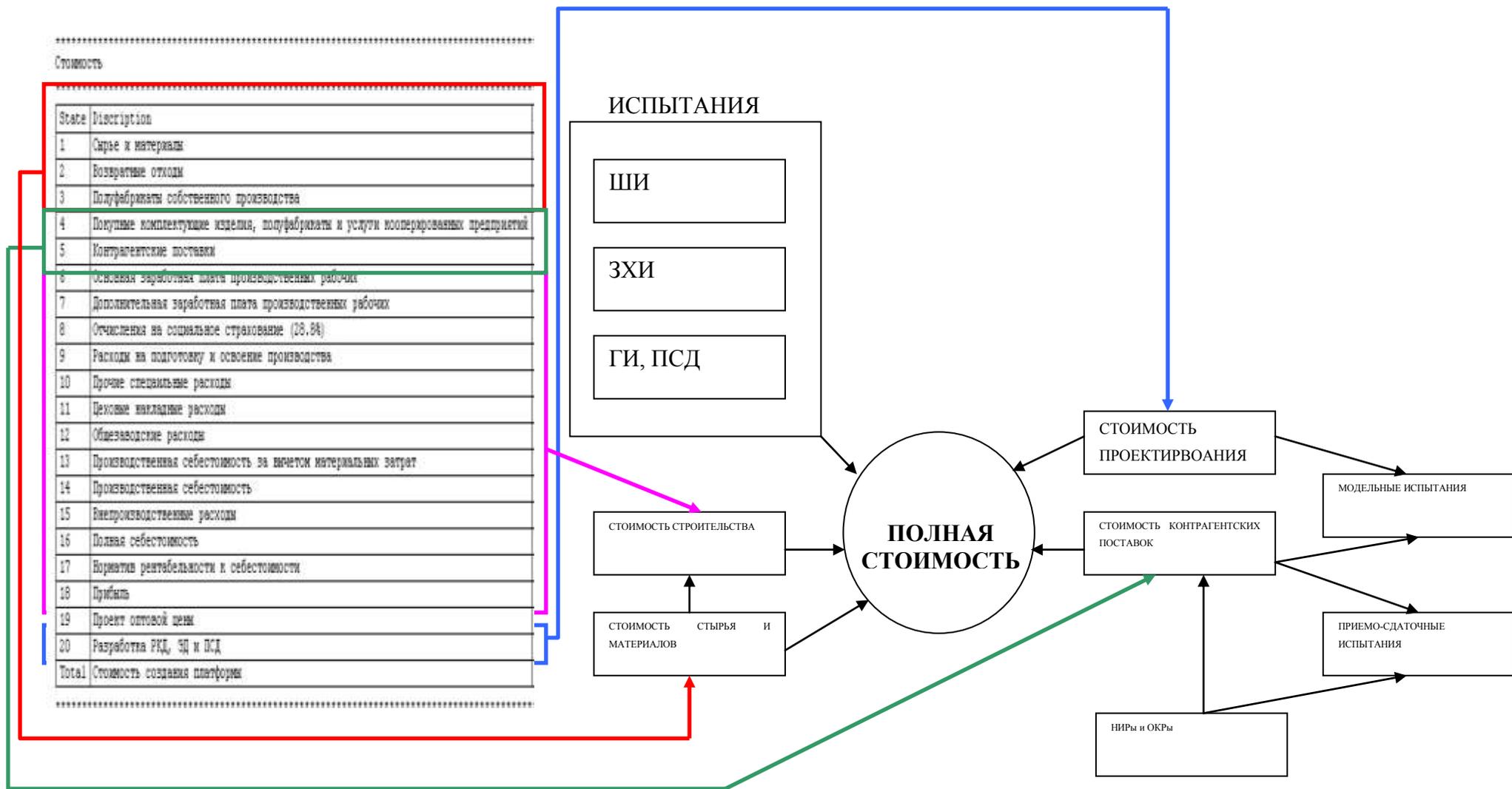


Рисунок 2.37

2.10 Архитектура программного комплекса для решения задачи оптимизации авианесущего корабля и система ее интерфейсов

2.10.1 Обоснование выбора технических и программных средств

При разработке ММ и модуля оптимизации в диссертационной работе применяется:

2.11.2 Программный продукт Wolfram Mathematica ver. 9.0.1.0, trial-version (Machine ID 6139-70080-71570), на платформе Microsoft Windows (32-bit), программа для математических вычислений, программа является интерпретатором, то есть не создает исполняемые файлы типа *.exe.

2.10.3 Описание архитектуры программного комплекса

Модульная структура

Комплекс прикладных программ, разработанных в диссертационной работе делится, на три основных модуля:

1) Геометрия и расчеты

1.1) Параметризованная 2D и 3D геометрия ОР и модели АВ;

1.2) Блок динамических проектных расчетов;

2) Модуль оптимизации, состоящий из:

2.1) Модуля эксперимента – по сути являющийся модулями 1 и 2 только помещенными в расчетный цикл;

2.2) Модуля обработки результатов эксперимента состоящего из:

2.2.1) Модуля аппроксимации данных полученных в модуле 2.1;

2.2.2) Модуля решения задачи оптимизации.

3) Модуля постоптимизации

Описание работы программных модулей

1) Модули 1.1 и 1.2 существуют в едином пространстве памяти и обмениваются данными последовательно через переменные ММ;

2) Модуль 2.1 генерирует массив данных состояний ММ и укладывает его в отдельный файл экспорта.

3) Модуль 2.2.1 принимает данные из массива 2.1 состояний ММ и строит по этим данным массив аппроксимированных функций (поверхности) зависимых параметров ММ.

4) Модуль 2.2.2 подставляет данные, полученные в модуле 2.2.1 в решение задачи оптимизации и накладывает на функции независимых и зависимых переменных ограничения (ограничения также могут накладываться на любые комбинации аппроксимируемых функций, а также, например, на принадлежность независимых или зависимых переменных к множествам целых или вещественных чисел).

5) Модуль 3 исследует решения, полученные в модуле 2.2.2 на их адекватность и оптимальность.

2.10.4 Взаимодействие с пакетами расчетов математической модели

При решении задач диссертационной работы в ММ используется импорт/экспорт для хранения данных прототипов и сохранения результатов работы математической модели при прямом выводе или для передачи в последующие модули оптимизации и постоптимизации:

- Таблицы типа MS-Excel (*.xls, *.xlsx);
- 2D и 3D чертежи ACad (*.dxf);
- Рисунки/графики (*.bmp, *.jpg).

1) Импортируются:

1.1) Данные геометрии палуб ниже ангарной по точкам, затем интерполируемые в обводы палуб (ватерлинии теоретического чертежа);

1.2) Данные теоретического чертежа прототипа для масштабируемого расчета посадки и начальной остойчивости;

1.3) Данные кривой для расчета качки;

1.4) Данные вместимости по типам помещений «защиты» в код ММ;

2) Экспортируются данные из всех расчетных модулей;

2.10.5 Пользовательский интерфейс

Пользовательский интерфейс выполнен в виде форм (окон) с областью вывода решения (таблицы, графики, 2D чертежи и 3D модели) и областью манипуляторов и строк ввода данных (строка ввода, бегунок, строка ввода с бегунком, переключатель, логический переключатель и др.).

Выводы по Главе 2

1) Математическое моделирование при проектировании кораблей и судов, в частности авианесущего корабля, является перспективным подходом в области проектирования и заслуживает пристального внимания в свете расширения функциональных возможностей систем автоматизированного проектирования, в том числе для обоснования концепции корабля и технических проектных решений на ранних стадиях проектирования.

2) Расчетные модули должны формироваться из программ, принятых и используемых в отрасли и вызываться из ММ путем виртуального вызова, что потребует дополнительных программных изысканий по данной тематике.

3) Расчет эффективности должен быть дополнен эксплуатацией АВ при посадках и подготовках к повторным вылетам.

4) Программный комплекс должен быть переработан по пути разработки независимого программно-аппаратного решения.

Глава 3. Оптимизация основных характеристик и элементов авианесущего корабля на базе математической модели

3.1 Исследование математической природы задачи

3.1.1 Математической природой задачи при проектировании авианесущего корабля (АВ) является:

3.1.1.1 Требования к процессу исследования математической модели:

- 1) Выявление целевых элементов АВ;
- 2) Построение динамической математической модели (ММ) и блока параметризованных динамических расчетов, непосредственно связанных с ММ;
- 3) Проведение расчета/расчетов данных состояний параметров ММ по заданному алгоритму;
- 4) Импорт данных проектной статистики получаемой на базе работы ММ и аппроксимация этих данных по заданному алгоритму;
- 5) Проведено исследование, которое позволяет определить необходимую степень полинома для каждой из аппроксимируемых функций параметров отдельно.
- 6) Опытным путем установлено, что пятая степень полинома является оптимальной при аппроксимации всех функций параметров.

Повышение степени аппроксимирующих полиномов выше 5 степени не дает прироста точности при построении аппроксимированных поверхностей и связанных с этим расчетов.

Более подробно данный вопрос рассмотрен в п. 3.2.1.5.

7) Опытным путем установлено, что метод «Случайного поиска» (рассматривались 4 метода оптимизации «Дифференциальной эволюции», «Нелдера-Мида», «Имитации отжига», «Случайного поиска») для данной задачи ведет себя наиболее устойчиво (рассматривались степени 2-21).

8) Данные, получаемые на базе работы математической модели, являются нелинейными аппроксимированными функциями «управляющих» независимых переменных математической модели.

8.1) Все аппроксимированные функции могут как являться критериями оптимизации, так и входить в систему функций ограничений. Следовательно, нелинейными являются как целевые функции, так и функции из системы ограничений.

8.2) Все функции аппроксимированы посредством полиномиальной аппроксимации и поэтому являются непрерывными.

9) Исходя из изложенного в п. 8 задача является задачей нелинейного программирования.

3.1.1.2 Требования к алгоритму оптимизации

Алгоритм оптимизации должен:

- 1) Позволять получать достоверные решения для всех комбинаций задачи при изменении целевых функций и системе условных ограничений;
- 2) Не снижать и не менять точность решения при изменении степени аппроксимирующего полинома;
- 3) Устойчиво функционировать при решении задач с функциями разных масштабов;
- 4) Все алгоритмы, рассмотренные при решении задачи оптимизации («Дифференциальной эволюции», «Нелдера-Мида», «Имитации отжига», «Случайного поиска») являются задачами нелинейного программирования.

3.1.2 Общая блок-схема математической модели проектирования

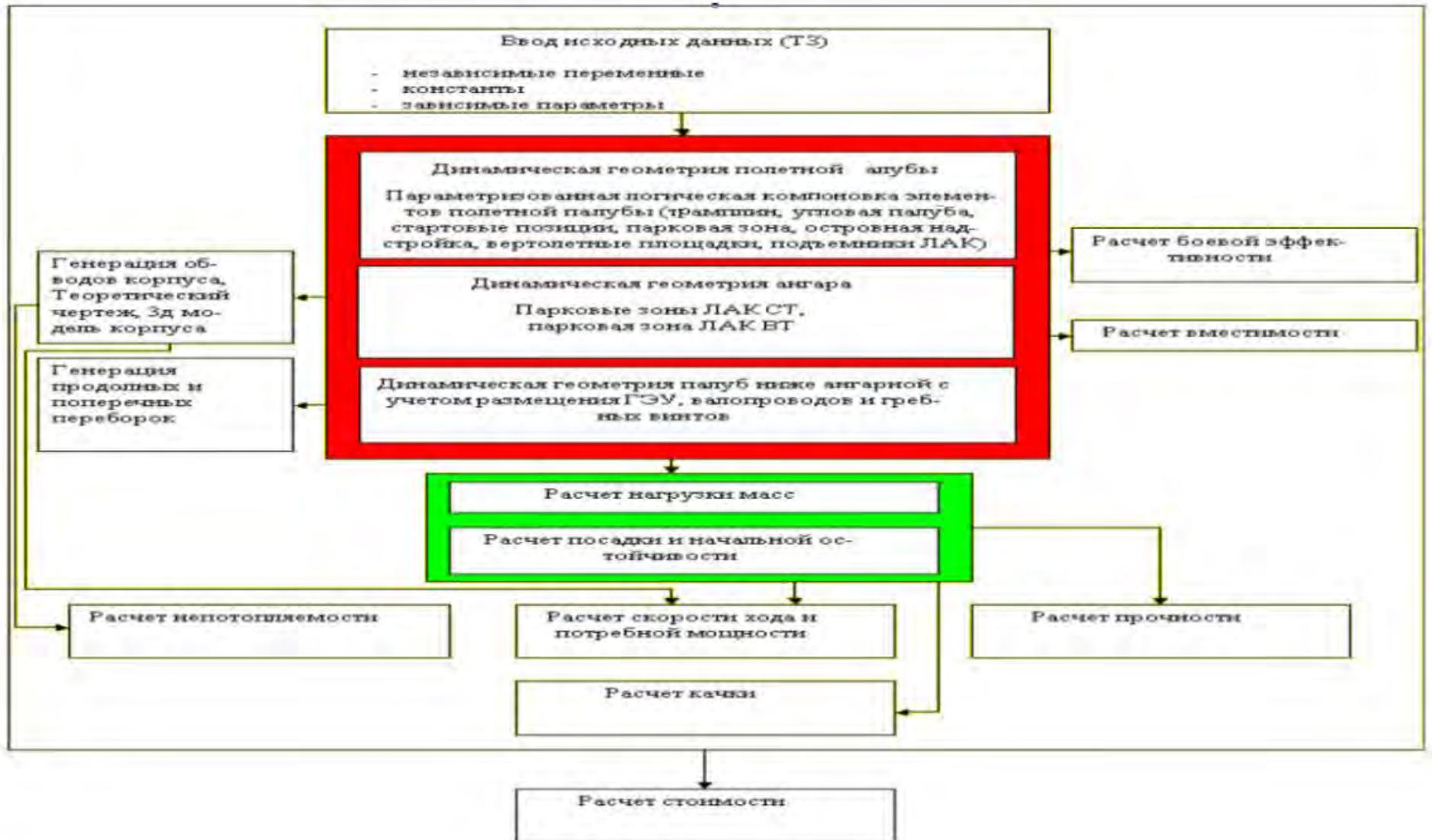


Рисунок 3.1

3.1.3 Вектор исходных данных

Данные, указанные в техническом задании:

За независимые входные переменные в математической модели (ММ) приняты линейные габариты ПП.

Данные, указываемые проектантом.

- 1) Габариты ЛАК;
- 2) Габариты ГД;
- 3) Функциональная геометрия палуб ниже палубы ангара (при этом функции масштабируются в зависимости от габаритов ПП);
- 4) Габариты гребных винтов;
- 5) Габариты подъемников ЛАК;

Данные, принимаемые по умолчанию (в условиях «гибкости» и параметризуемости ММ отсутствует четкое разделение данных на «принимаемые по умолчанию» и «указываемые проектантом», «принимаемыми по умолчанию» можно назвать только логику компоновки объектов относительно друг друга, но существует возможность и эти данные перевести в разряд «определяемые проектантом»).

По умолчанию в ММ принимаются:

- 1) ДП расположение трамплина;
- 2) Срез угловой палубы по правому борту;
- 3) Компоновочные решения по формированию ПП и взаимовлиянию геометрии друг относительно друга.
- 4) Горизонтальность и длина валопроводов по отношению к длине АВ.

3.1.3 Вектор оптимизируемых параметров проекта.

Обоснование номенклатуры оптимизируемых переменных

В итоге, при решении задачи оптимизации на основе функциональных параметров и целевой функции, построенных на базе двух независимых переменных, ищется значение целевой функции и значение независимых переменных x^* , y^* . Значения зависимых параметров ограничений вычисляются после решения задачи оптимизации путем подстановки значений x^* , y^* в аппроксимированные функции зависимых параметров.

3.1.4 Система функциональных ограничений при решении задачи оптимизации

Учитываемыми характеристиками авианосца при постановке и решении задачи оптимизации являются свойства:

- 1) Нагрузка масс (Полное водоизмещение);
- 2) Остойчивость (h - поперечная НМЦВ)
- 3) Стоимость создания объекта (Полная стоимость)

- 4) Боевая эффективность-1 (Общее число ЛАК)
- 5) Боевая эффективность-2 (время подъема всех ЛАК в воздух)
- 6) Форма корпуса (дельта – коэффициент общей полноты)
- 7) Суммарная мощность ГЭУ (при максимальной скорости 30 узлов – 55,5 км/ч – 15,41 м/с (в том числе для обеспечения набегающего воздушного потока необходимого для взлета ЛАК самолетного типа при полном штиле))
- 8) Качка (период бортовых колебаний на различном волнении необходимый для обеспечения эксплуатации ЛАК)

Модуль решения задачи оптимизации построен таким образом, что целевой функцией, то есть оптимизируемым параметром, может выступать любая функция зависимых параметров.

3.1.4.1 Ограничения

3.1.4.1.1 Общие ограничения:

- 1) Нагрузка масс;
- 2) Вместимость;
- 3) Остойчивость;
- 4) Ходкость;
- 5) Качка;
- 6) Вместимость – ограничения по вместимости в ММ не рассматривались, хотя блок расчет вместимости втронен в блок динамических расчетов.

3.1.4.1.2 Специальные ограничения (по общему расположению, по логистике и т. п.).

Специальным ограничением можно считать период бортовой качки при эксплуатации ЛАК.

На данной стадии диссертационной работы не рассмотрены вопросы:

- 1) Детальной компоновки ОР авианосца, а также компоновки палуб, кроме ПП и АП.
- 2) Вопросы логистики ЛАК на авианосце и вопросы «ротации» ЛАК на и с авианосца.

3.1.5 Критерий эффективности

За основные критерии эффективности приняты:

- 1) Общая стоимость создания АВ;
- 2) Время подъема всех ЛАК в воздух.

По ним выполнены подробные расчеты по ранее определенному алгоритму оптимизации:

- 1) Алгоритм «Случайного поиска»
- 2) Степень аппроксимирующего полинома функций зависимых параметров – 2 - 5 (оптимальная);
- 3) Система функциональных ограничений:

3.1) Для решения задачи оптимизации по стоимости

Таблица 3.1

1	НМЦВ, м	\geq	3
2	Время подъема всех ЛАК, мин.	\leq	500
3	Суммарная мощность ГЭУ на 30 узл., МВт	\leq	153
4	Общее число ЛАК, шт.	\geq	200
5	Полное водоизмещение по НМ, тыс. т	\leq	200
6	Коэффициент общей полноты δ	\geq	0,6
7	Период бортовой качки, сек.	\geq	22

3.2) Для решения задачи оптимизации по боевой эффективности

Таблица 3.2

1	НМЦВ, м	\geq	3
2	Стоимость, млн. \$	\leq	14000
3	Суммарная мощность ГЭУ на 30 узл., МВт	\leq	153
4	Общее число ЛАК, шт.	\geq	200
5	Полное водоизмещение по НМ, тыс. т	\leq	200
6	Коэффициент общей полноты δ	\geq	0,6
7	Период бортовой качки, сек.	\geq	22

3.2 Постановка задачи оптимизации**3.2.1 Описание построенной математической модели авианесущего корабля**

Математическая модель является базой методики проектирования авианесущего корабля.

Модуль математической модели (геометрическая модель и блок динамических расчетов) взаимодействует с модулем решения задачи оптимизации, который с свою очередь взаимодействует с модулем постоптимизационного анализа.

Блок-схема связи ММ с модулем решения задачи оптимизации и модулем постоптимизационного исследования (решения задачи «пост-оптимизации») показана на рисунке 3.2.

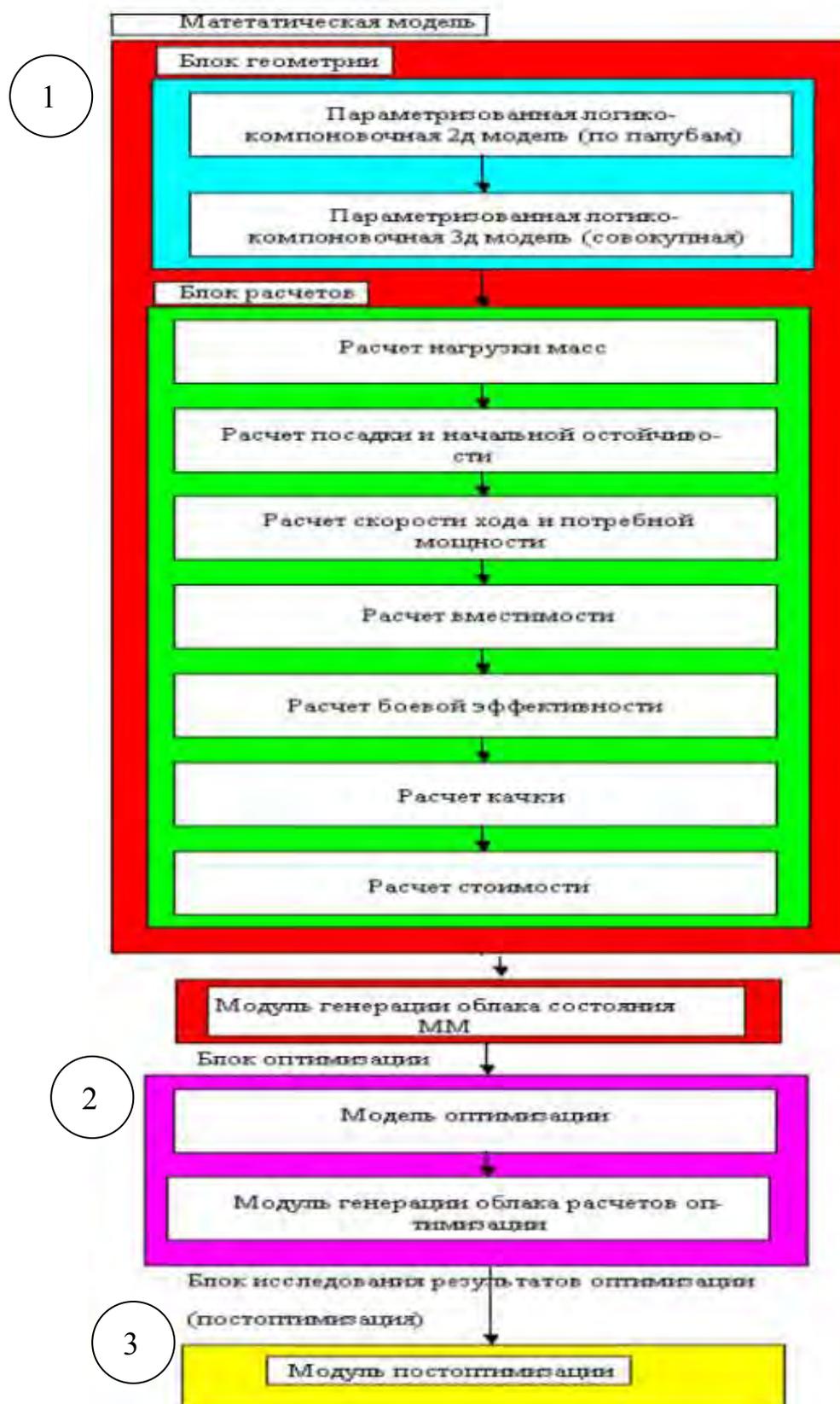


Рисунок 3.2 Состав расчетов

- 1) Укрупненное параметризованное общее расположение ПП, ангара и палубы ГЭУ, геометрии обводов палуб;

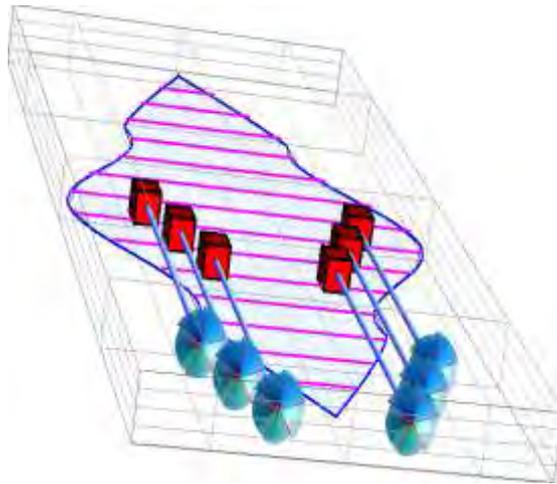
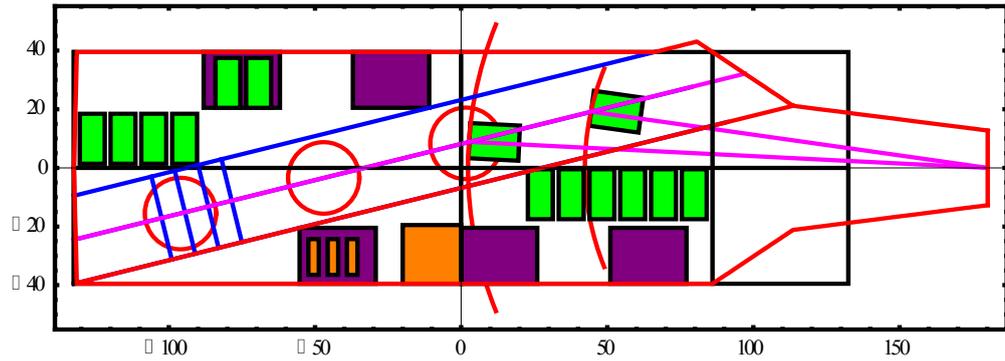
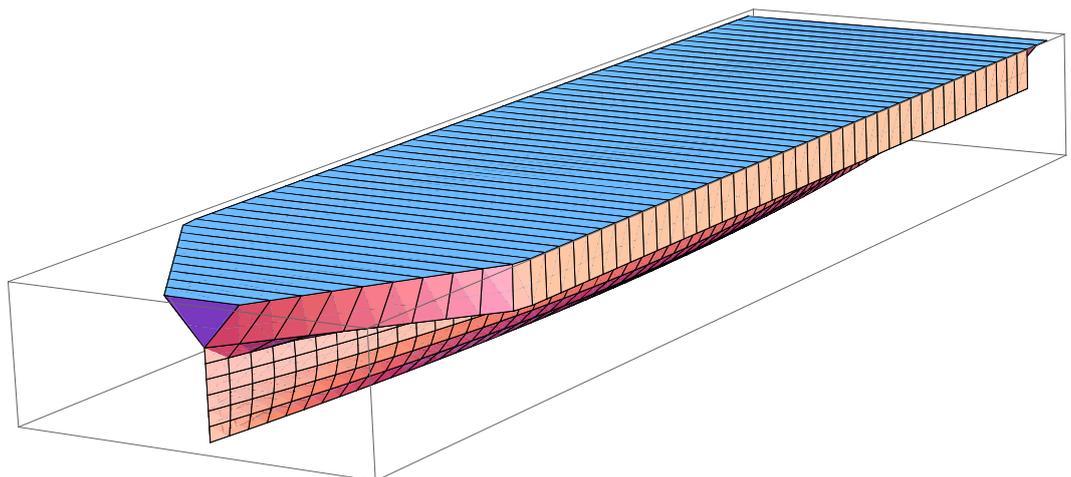


Рисунок 3.3 План полетной палубы и 3D модель палубы ГЭУ со сборкой макета пропульсивно-двигательного комплекса (двигатель+валопровод+винт)

- 2) Трехмерная геометрия наружной обшивки корпуса в математической модели;



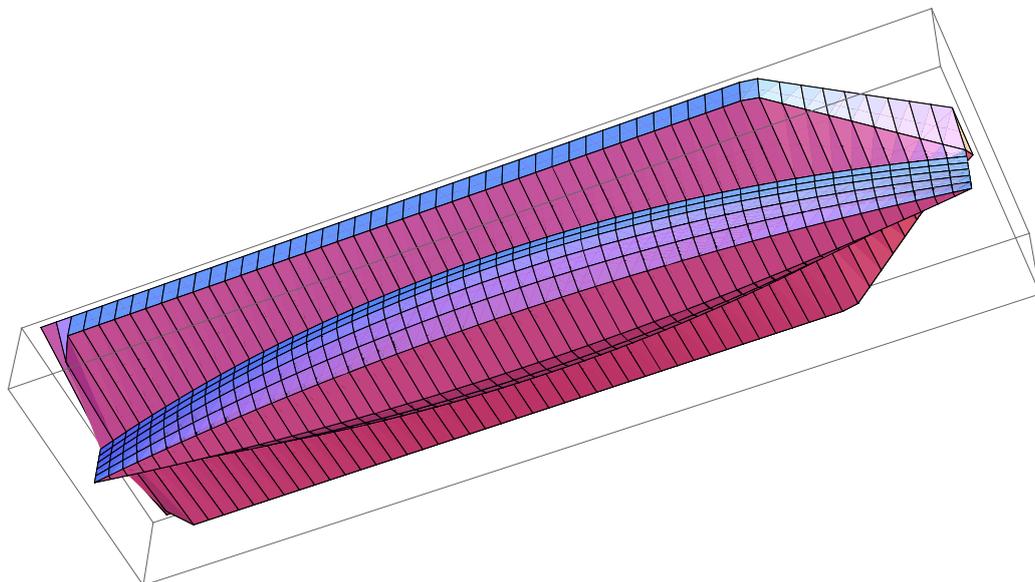


Рисунок 3.4 3D изометрические виды наружной обшивки корпуса без трамплина
3) Представление корпуса при делении на главные водонепроницаемые отсеки (ГВО);

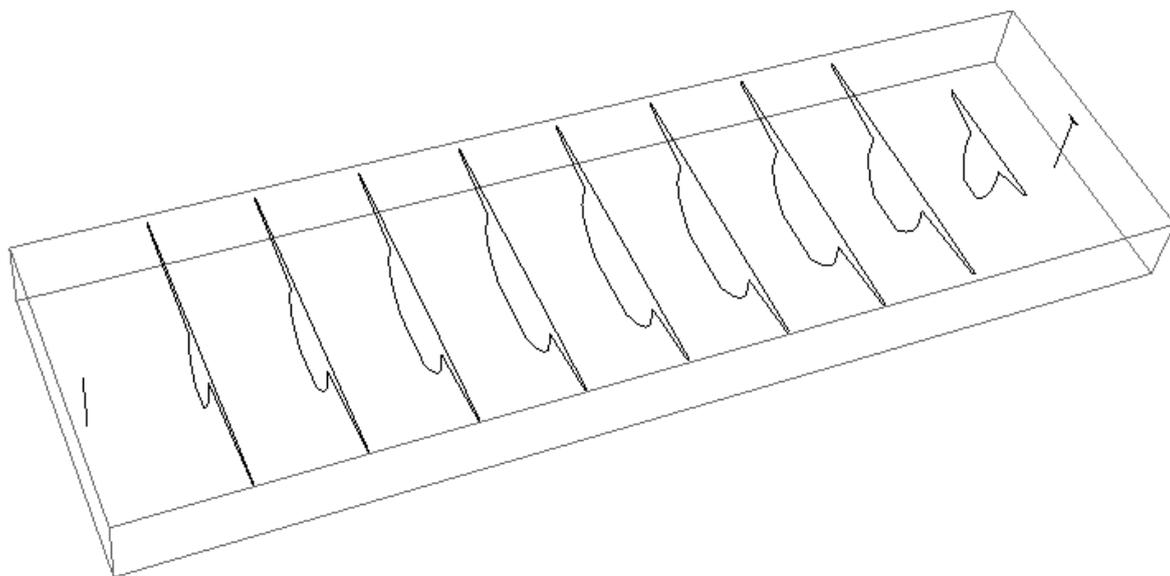


Рисунок 3.5 3D вид поперечных переборок в каркасном представлении

4) Трехмерные представления математической модели

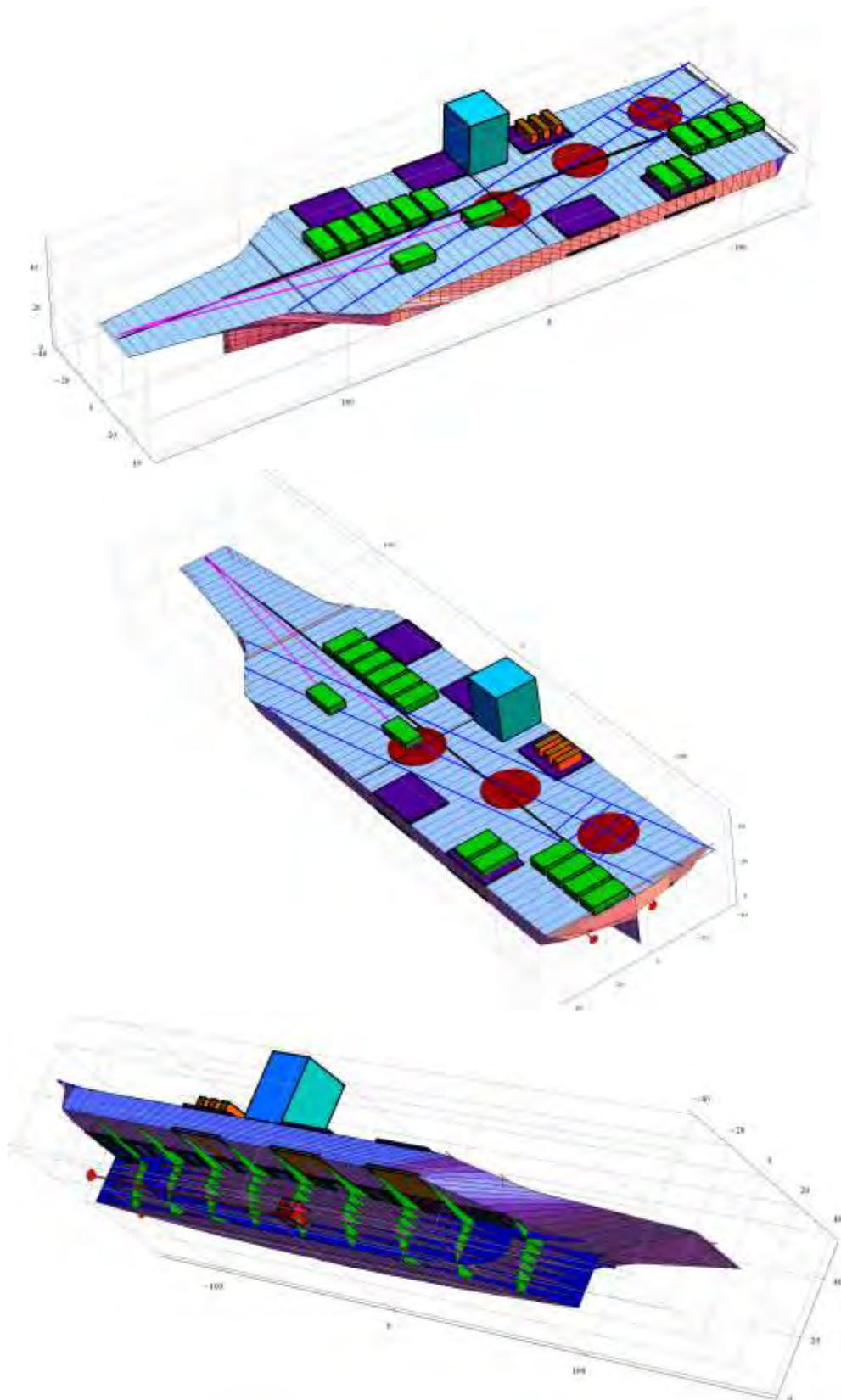


Рисунок 3.6 3D виды полной сборки геометрического модуля ММ

5) Расчет нагрузки масс на уровне разделов («скриншот» работы математической модели)

Таблица 3.3

Нагрузка масс

State	Name	%	Mass, tonne	X, meter	Y, meter	Z, meter
010101	Наружная обшивка корпуса	8.32906	7170.85	-14.8647	0.297107	12.9621
01010110	Палубы	11.2916	9721.42	-3.8309	0.	16.0509
010102	Фундаменты и подкрепления	3.10825	2676.03	-16.2349	0.371613	12.7
0102	Оборудование помещений	3.64544	3138.52	14.6215	-1.25419	15.65
0103	Судовые устройства	2.2104	1903.03	-5.97949	8.15226	20.35
0201	Тримные и пожарные системы	1.21325	1044.54	-25.9487	-0.255484	13.8625
0202	Системы бытового водоснабжения и канализации	0.363264	312.75	71.0417	0.	7.12546
0203	Системы вентиляции, отопления и охлаждения	2.37142	2041.66	-5.30256	0.0464516	18.75
0204	Системы корабельных запасов	0.310229	267.089	-9.58974	1.78839	5.175
0205	Специальные системы	0.990119	852.437	-80.8923	0.209032	14.2375
0206	Система управления и наблюдения за живучестью корабля	0.0332775	28.65	-45.8333	0.	5.11389
0207	Прочие системы	0.22214	191.25	-171.875	0.	8.33678
0208	Механизмы систем	1.51605	1305.23	4.28718	0.580645	7.55
03	Машинная установка	0.62708	539.881	3.49744	-1.5329	16.25
0401	Электрооборудование	9.53123	8205.85	-14.881	2.43871	15.025
040103	Главные двигатели	0.929213	800	-15.	0.	17.25
0402	Внутрикорабельная связь и управление	0.296013	254.85	-27.5	0.	8.78076
0403	Крепежный и монтажный материал	0.458915	395.1	-40.3333	0.	7.71194
04030101	Валы	0.615771	530.144	-72.5	0.	19.5
040302	Винты	0.0547352	47.1239	-144.95	0.	4.5
06	Защита	11.0344	9500.	0.	0.	4.5
070201	Самолеты	3.1361	2700	-31.245	-0.3	20.8
070202	Вертолеты	0.0871138	75	90.5	2.	18.75
08	Постоянные жидкие грузы	2.50829	2159.49	-11.0564	-0.743226	8.3
09	Запасные части, инструменты и приспособления (ЗИП)	0.047632	41.0084	-125.456	1.16129	14.125
1001	Запас водоизмещения	1.5294	1316.72	-51.7846	4.04129	58.5
1002	Запас на кренование	-0.856006	-736.973	-55.8462	0.	16.6875
13	Запас топлива, воды и масла	32.419	27910.9	-11.0564	-2.09032	6.3
1401	Экипаж	0.287475	247.5	82.5	0	4.5
1402	Провизия	0.274408	236.25	110.	0.	7.5
1403	Питьевая вода	0.156805	135.	82.5	0.	6.
14050108	Топливо ЛАК	0.993097	855.	-165.	0.	4.5
14050303	Масло ЛАК	0.0662065	57.	-110.	24.	13.5
140505	Газообразные среды ЛАК	0.198619	171.	82.5	-24.	4.5
Total	Итого:	100.	86094.3	-11.4634	-0.265366	11.3955

MassLoad.xls

б) Укрупненный расчет посадки и начальной остойчивости разделов («скриншот» работы математической модели)

Таблица 3.4

Посадка и начальная остойчивость

value	discription	value	measure
Dlight	Водоизмещение порожнем	64254.4	tonne
Dstandart	Стандартное водоизмещение	96067.1	tonne
Dnormal	Нормальное водоизмещение	96676.1	tonne
Dfull	Полное водоизмещение	97285.1	tonne
Lmax	Длина полетной палубы	330	meter
Bmax	Ширина полетной палубы	120	meter
L	Длина по КВЛ	330.641	meter
B	Ширина по КВЛ	45.2969	meter
T	Осадка	10.2557	meter
H	Высота борта	27	meter
L/B	Относительная длина (ходовые качества)	7.29942	none
B/T	Остойчивость и качка	4.41674	none
L/T	Управляемость	32.2397	none
H/T	Остойчивость на больших углах наклона и непотопляемость	2.63267	none
L/H	Прочность корпуса	9.77778	none
alpha	Кэффициент полноты площади ватерлинии	0.665791	none
betta	Кэффициент полноты мидель-шпангоута	0.894878	none
delta	Кэффициент общей полноты	0.495925	none
zc	Апplikата центра величины	5.80458	meter
zg	Апplikата центра тяжести	12.0405	meter
r	Поперечный метацентрический радиус	9.65205	meter
h	Поперечная метацентрическая высота	3.41609	meter
yc	Ордината центра величины	0	meter
yg	Ордината центра тяжести	-0.0502143	meter
tetta	Угол крена	0	degree
xc	Абсцисса центра величины	-3.43971	meter
xg	Абсцисса центра тяжести	-11.2481	meter
psi	Дифферент	0	meter

Stability.xls

7) Укрупненный расчет вместимости разделов («скриншот» работы математической модели)

В таблице 3.5 приведены значения площадей и объемов (стлб. 3-4):

- 1) В пересчете с геометрической модели в разделе «По палубам»;
- 2) В пересчете по данным корабля-прототипа в разделе «По типам помещений»;

Надстройка и ангарная палуба являются многоуровневыми палубами, поэтому их высота приводится для каждого яруса.

Таблица 3.5

Quantity	Description	%	%Prototype	Area	Hight	Volume	measure
*	*	*	*	*	*	*	*
По палубам							
SS	Надстройка	{1.38582, 1.35059}	0	2250.	{2.5, 2.5, 2.5}	6750.	м ² /м ³
0	Полетная палуба	{21.8497, 0.}	0	35475.	-	-	м ² /м ³
2	Вторая палуба	{8.80764, 8.58375}	0	14300.	3	42900.	м ² /м ³
Н	Ангар	{12.229, 35.7544}	0	19854.9	9	178694.	м ² /м ³
HD	Ангарная палуба	{23.3953, 22.8006}	0	37984.3	{3, 3, 3}	113953.	м ² /м ³
3	Третья палуба	{8.28648, 8.07584}	0	13453.8	3	40361.5	м ² /м ³
4	Четвертая палуба	{6.77511, 6.60288}	0	11000.	3	33000.	м ² /м ³
5	Пятая палуба	{5.87176, 5.7225}	0	9533.33	3	28600.	м ² /м ³
6	Шестая палуба	{6.10977, 5.95446}	0	9919.77	3	29759.3	м ² /м ³
7	Седьмая палуба	{5.28944, 5.15498}	0	8587.88	3	25763.6	м ² /м ³
Σ по палубам	Итого по палубам	{100., 100.}	0	162359.	-	499782.	м ² /м ³
*	*	*	*	*	*	*	*
По типам помещений							
02	Устройства	0	{1.12, 1.23}	181842.	-	614731.	м ² /м ³
03	Системы	0	{8.17, 8.24}	1.32647 × 10 ⁶	-	4.1182 × 10 ⁶	м ² /м ³
04	ГЗУ	0	{7.49, 6.2}	1.21607 × 10 ⁶	-	3.09865 × 10 ⁶	м ² /м ³
05	ЭЭ	0	{7.18, 6.04}	1.16574 × 10 ⁶	-	3.01868 × 10 ⁶	м ² /м ³
06	Защита	0	{0.14, 0.13}	22730.3	-	64971.6	м ² /м ³
07	Вооружение	0	{39.39, 40.08}	6.39532 × 10 ⁶	-	2.00312 × 10 ⁷	м ² /м ³
08	Управление	0	{1.5, 1.35}	243539.	-	674705.	м ² /м ³
09	БЗЖ	0	{1.18, 1.04}	191584.	-	519773.	м ² /м ³
10	ЭИП	0	{0.73, 0.73}	118522.	-	364841.	м ² /м ³
11	Запас вместимости	0	{1.8, 1.88}	292246.	-	939589.	м ² /м ³
14	Обитаемость	0	{14.02, 15.05}	2.27627 × 10 ⁶	-	7.52171 × 10 ⁶	м ² /м ³
15	Служебные пом.	0	{10.67, 12.14}	1.73237 × 10 ⁶	-	6.06735 × 10 ⁶	м ² /м ³
16	Кладовые	0	{3.27, 3.45}	530914.	-	1.72425 × 10 ⁶	м ² /м ³
17	Запасы	0	{3.34, 2.44}	542279.	-	1.21947 × 10 ⁶	м ² /м ³
Σ по типам	Итого по типам	0	{100., 100.}	1.62359 × 10 ⁷	-	4.99782 × 10 ⁷	м ² /м ³

Capacity.xls

8) Расчет стоимости и трудоемкости постройки («скриншот» работы математической модели)

Таблица 3.6

Стоимость

State	Description	%	value	measure
1	Сырье и материалы	0.0625269	677.884	M\$
2	Возвратные отходы	0.	0	M\$
3	Полуфабрикаты собственного производства	0.00340194	36.882	M\$
4	Покупные комплектующие изделия, полуфабрикаты и услуги кооперированных предприятий	0.0192796	209.02	M\$
5	Контрагентские поставки	0.648501	7030.71	M\$
6	Основная заработная плата производственных рабочих	0.0000429686	0.465843	M\$
7	Дополнительная заработная плата производственных рабочих	0.0000135781	0.147206	M\$
8	Отчисления на социальное страхование	0.0000162854	0.176558	M\$
9	Расходы на подготовку и освоение производства	0.036751	398.436	M\$
10	Прочие специальные расходы	0.0471783	511.483	M\$
11	Цеховые накладные расходы	0.00006832	0.740691	M\$
12	Общезаводские расходы	0.0000700388	0.759324	M\$
13	Производственная себестоимость за вычетом материальных затрат	0.	0	M\$
14	Производственная себестоимость	0.	0	M\$
15	Внепроизводственные расходы	0.	0	M\$
16	Полная себестоимость	0.	0	M\$
17	Норматив рентабельности к себестоимости	-	20	%
18	Прибыль	0.16357	1773.34	M\$
19	Проект оптовой цены	0.	0	M\$
20	Разработка РКД, ЭД и ПСД	0.0203329	220.439	M\$
Total	Стоимость создания платформы	1.	10841.5	M\$

Price.xls

9) Расчет боевой эффективности (скорость подъема крыла ЛАК в воздух)

(«скриншот» работы математической модели)

Таблица 3.7

 Боевая эффективность

Quantity	Discription	value	measure
NPlanes	Количество самолетов	90	шт.
NHelicopters	Количество вертолетов	5	шт.
NFlyObjects	Количество ЛАК	95	шт.
TimeUpTheadPlanes	Время подъема звена самолетов (5 шт.)	6.71477	мин.
TimeUpTheadHelicopters	Время подъема звена вертолетов (5 шт.)	3.84826	мин.
TimeUpAllPlanes	Время подъема всех самолетов	120.866	мин.
TimeUpAllHelicopters	Время подъема всех вертолетов	3.84826	мин.
TimeUpAllObjects	Время подъема всех аппаратов	124.714	мин.

 operationalXeffectiveness.xls

Схема расчета боевой эффективности

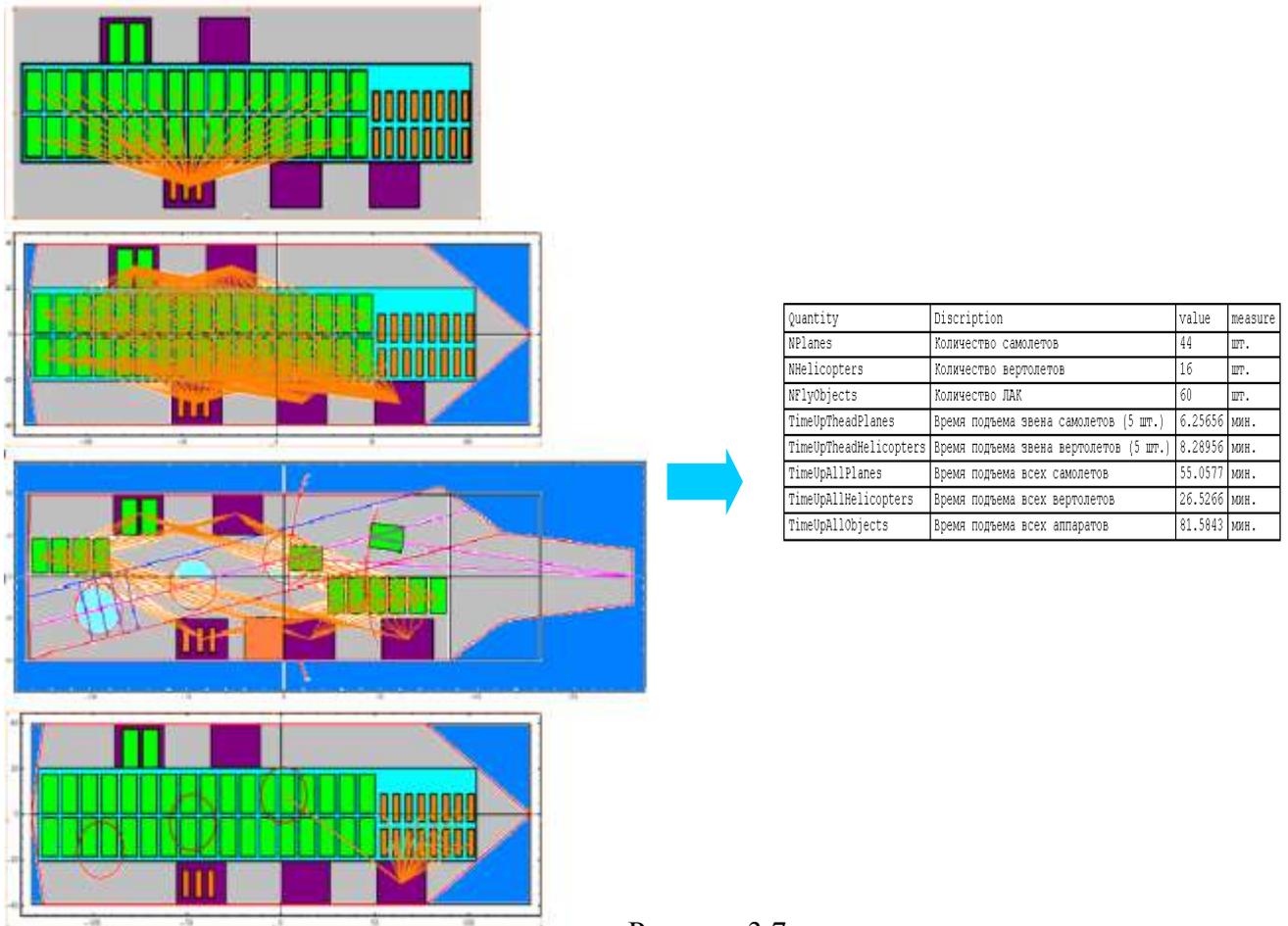


Рисунок 3.7

10) Расчет скорости хода и суммарной потребной мощности ГЭУ («скриншот» работы математической модели)

Таблица 3.8

```
*****
Скорость хода и потребная мощность
*****
```

Quantity	Discription	%	value	measure
OmegaExact	Площадь смоченной поверхности с модели	0	7.36385	тыс. м ²
NumberShaft	Количество валов	0	2	шт.
PstolRod	Мощность на один вал	0	77440.2	МВт
PmaxMWt	Полная мощность на двигателе	0	154880.	МВт
PmaxHP	Полная мощность на двигателе	0	210637.	тыс. л. с.
V	Скорость хода	0	30	узл.
Voperation	Боевая экономическая скорость хода	0	16.2	узл.

```
*****
Velocity.xls
*****
```

11) Расчет килевой и бортовой качки («скриншот» работы математической модели)

Таблица 3.9

```
*****
Качка
*****
```

Quantity	Discription	value	measure										
1	Период собственных колебаний	16.63	сек.										
2	Балльность волнения моря			1	2	3	4	5	6	7	8	9	баллы
3	Высота волны 3% обеспеченности			0.25	0.75	1.25	2.	3.5	6.	8.5	11.	12.	м
4	Длина волны			1.67	7.24	14.3	26.76	56.43	115.77	184.2	259.77	291.73	м
5	Амплитуда бортовой качки			0.05	0.1	0.15	0.59	1.47	2.94	4.4	5.87	6.46	град.
6	Амплитуда килевой качки			0.15	0.29	0.44	0.59	0.73	0.88	0.87	0.91	1.01	град.
7	Требования по амплитуде бортовой качки	2.0-3.0/8.0	град.										
8	Требования по амплитуде килевой качки	1.2/3.0	град.										

```
*****
RollingAndPitching.xls
*****
```

В диссертационной работе делается допущение, что вышеперечисленная номенклатура проектных элементов является необходимой и достаточной для корректной постановки и решения задачи оптимизации.

Целью постановки и решения задачи оптимизации является получение согласованного облика инженерного объекта на уровне технического предложения.

При решении задачи оптимизации находятся экстремумы целевой функции в условиях действия ограничений.

3.2.1.1 Особенности процесса решения задачи оптимизации

Поскольку в математической модели используется всего два оптимизируемых параметра (Lпп – длина полетной палубы, Впп – ширина полетной палубы), это значительно упрощает решение задачи оптимизации.

В диссертационной работе рассмотрено применение четырех методов при решении задачи оптимизации:

- 1) Имитации отжига;
- 2) Случайного поиска;
- 3) Нелдера-Мида;
- 4) Дифференциальной эволюции.

Процедура оптимизации основных характеристик авианесущего корабля является многоуровневой.

Идея такой процедуры состоит в том, что на первом этапе, используя приведенные в Главе 2 расчетные зависимости, получается оптимальный вариант проекта в рамках текущего технического задания. Затем применяется имитационный алгоритм, позволяющий получать значения ряда оптимизируемых переменных и значений, соответствующих этим переменным, для функциональных ограничений математической модели.

Полученные точки поверхности отклика описываются полиномами (полиномиальными функциями).

Таким образом, задача оптимизации, включающая в себя сложные расчетные зависимости, сводится к полиномиальной сложности.

Подобная процедура, с одной стороны, требует более простых алгоритмов для решения, исследует поведение значений параметров проекта, а с другой стороны, позволяет получать достаточно простые формулы, составляющие экспресс-методику проектирования авианесущего корабля.

Реализация процесса задачи оптимизации требует решения следующих проблем:

- выбор алгоритма оптимизации для первоначальной оптимизации;
- определение вида и степени полинома аппроксимирующих функций ограничений математической модели.

3.2.1.1.1 Модуль решения задачи оптимизации (окно программного модуля)

Оптимизация АВИАнесущей платформы

Время расчета	22.687500	Типовые варианты ввода	Количество типовых вариантов ввода				
Оптимизирующая функция	NMinimize	.NMinimize, NMaximize	2				
Метод оптимизации	RandomSearch	.RandomSearch, DifferentialEvolution, NelderMead, SimulatedAnnealing	4				
Вид аппроксимируемых полиномов	-x, y, xy	*x, y, xy, x ² , y ² , x ² y, xy ² , x ³ , y ³ , x ³ y, xy ³ , x ⁴ , y ⁴ , x ⁴ y, xy ⁴ , x ⁵ , y ⁵ , x ⁵ y, xy ⁵	4				
Степени аппроксимируемых полиномов	4, 4, 4, 3, 5, 3, 3, 4	.2, 2, 2, 4, 2, 2, 2, 2, 3, 3, 3, 3, 3, 3, 3, 3, 4, 4, 3, 5, 3, 3, 4, 7, 12, 30, 30, 10, 8, 10, 15, 7, 12, 10, 10, 10, 8, 10, 15	5				
Степени аппроксимируемых полиномов	4	4	4				
Наименование зависимых параметров	h	TimeUpAllObjects, PPa. 1000, TotalPrice. 1000, NFlyObjects, TotalTotalMass. Load. 3, 1.. 1000, deltadelta, tauG					
Облако состояний параметров MM и аппроксимируемые поверхности							
Аппроксимированные функции зависимых параметров построенные на базе независимых переменных	4x ⁵ - 5.10 ¹⁰ x ⁴ + 1.24957.10 ⁸ x ³ y + 2.10584.10 ¹⁰ x ² y ² + 7.17217.10 ⁸ x ² y ³ + 1.29136.10 ¹⁰ x ² y ⁴ + 3.39554.10 ¹² x ² y ⁵ + 8.49499.10 ⁸ x ³ y ² + 1.37919.10 ⁹ x ³ y ³ + 2.9608.10 ¹¹ x ³ y ⁴ + 2.36159.10 ¹⁴ x ³ y ⁵ + 4.41984.10 ¹¹ x ⁴ y + 9.71212.10 ¹¹ x ⁴ y ² + 2.79891.10 ¹² x ⁴ y ³ + 3.25452.10 ¹³ x ⁴ y ⁴ + 6.69552.10 ¹³ x ⁴ y ⁵	8.72501.10 ⁸ x ⁴ + 1.63818.10 ⁴ x ³ y + 8.67124.10 ⁸ x ³ y ² + 8.10846.10 ⁸ x ³ y ³ + 4.01255.10 ⁸ x ³ y ⁴ + 1.48976.10 ¹⁰ x ³ y ⁵ + 0.0000142427 x ⁴ y + 3.18118.10 ⁸ x ⁴ y ² + 4.54466.10 ¹¹ x ⁴ y ³ + 1.06249.10 ¹² x ⁴ y ⁴ + 3.10404.10 ⁸ x ⁴ y ⁵ + 5.26965.10 ⁷ x ⁵ y + 2.15581.10 ⁸ x ⁵ y ² + 4.00423.10 ¹² x ⁵ y ³ + 5.82684.10 ¹³ x ⁵ y ⁴	5.12417.10 ¹⁷ x ⁴ + 1.84829.10 ⁸ x ³ y + 2.43398.10 ⁸ x ³ y ² + 4.69365.10 ⁸ x ³ y ³ + 7.32985.10 ⁸ x ³ y ⁴ + 4.40034.10 ¹⁰ x ³ y ⁵ + 4.34309.10 ⁸ x ⁴ y + 9.99117.10 ⁸ x ⁴ y ² + 8.98942.10 ¹⁰ x ⁴ y ³ + 3.51548.10 ¹² x ⁴ y ⁴ + 3.10404.10 ⁸ x ⁴ y ⁵ + 3.44954.10 ⁸ x ⁵ y + 5.3224.10 ¹⁰ x ⁵ y ² + 3.56839.10 ¹² x ⁵ y ³ + 1.04606.10 ¹⁴ x ⁵ y ⁴	2.8559.10 ¹⁸ x ⁴ + 1.60959.10 ¹⁰ x ³ y + 8.74157.10 ⁸ x ³ y ² + 4.40022.10 ⁸ x ³ y ³ + 1.73754.10 ⁸ x ³ y ⁴ + 8.59623.10 ¹⁰ x ³ y ⁵ + 2.44797.10 ⁸ x ⁴ y + 1.91239.10 ⁸ x ⁴ y ² + 6.23118.10 ¹¹ x ⁴ y ³ + 2.64847.10 ¹² x ⁴ y ⁴ + 3.75417.10 ¹⁴ x ⁴ y ⁵ + 0.0000320969 x ⁵ y + 7.25504.10 ⁸ x ⁵ y ² + 1.70552.10 ¹⁰ x ⁵ y ³ + 2.05137.10 ¹² x ⁵ y ⁴ + 4.69115.10 ¹³ x ⁵ y ⁵ + 1.77271.10 ¹⁴ x ⁵ y ⁶ + 1.70289.10 ⁷ y ⁶ + 1.82185.10 ⁸ x ⁶ y + 1.16294.10 ¹¹ x ⁶ y ² + 4.00652.10 ¹⁴ x ⁶ y ³ + 7.38841.10 ¹³ x ⁶ y ⁴ + 2.96394.10 ¹³ x ⁶ y ⁵	3.80658.10 ¹⁸ x ⁴ + 2.75351.10 ¹⁰ x ³ y + 1.89783.10 ¹⁰ x ³ y ² + 1.35269.10 ⁸ x ³ y ³ + 6.80777.10 ¹¹ x ³ y ⁴ + 3.83211.10 ¹² x ³ y ⁵ + 5.20642.10 ⁸ x ⁴ y + 1.19499.10 ¹⁰ x ⁴ y ² + 2.89995.10 ¹³ x ⁴ y ³ + 3.75417.10 ¹⁴ x ⁴ y ⁴ + 1.80585.10 ¹¹ x ⁴ y ⁵ + 7.25504.10 ⁸ x ⁵ y + 1.70552.10 ¹⁰ x ⁵ y ² + 2.05137.10 ¹² x ⁵ y ³ + 4.69115.10 ¹³ x ⁵ y ⁴ + 1.77271.10 ¹⁴ x ⁵ y ⁵ + 1.70289.10 ⁷ y ⁶ + 1.82185.10 ⁸ x ⁶ y + 1.16294.10 ¹¹ x ⁶ y ² + 4.00652.10 ¹⁴ x ⁶ y ³ + 7.38841.10 ¹³ x ⁶ y ⁴ + 2.96394.10 ¹³ x ⁶ y ⁵	0.0000187987 x ⁴ + 0.0000146927 x ³ y + 5.82026.10 ⁷ x ³ y ² + 0.0000411447 x ³ y ³ + 1.95434.10 ⁷ x ³ y ⁴ + 5.78956.10 ⁸ x ³ y ⁵ + 0.0000161996 x ⁴ y + 6.97813.10 ⁸ x ⁴ y ² + 1.3698.10 ⁸ x ⁴ y ³ + 6.83297.10 ¹¹ x ⁴ y ⁴ + 1.15943.10 ¹¹ x ⁴ y ⁵ + 7.25504.10 ⁸ x ⁵ y + 1.70552.10 ¹⁰ x ⁵ y ² + 2.05137.10 ¹² x ⁵ y ³ + 4.69115.10 ¹³ x ⁵ y ⁴ + 1.77271.10 ¹⁴ x ⁵ y ⁵ + 1.70289.10 ⁷ y ⁶ + 1.82185.10 ⁸ x ⁶ y + 1.16294.10 ¹¹ x ⁶ y ² + 4.00652.10 ¹⁴ x ⁶ y ³ + 7.38841.10 ¹³ x ⁶ y ⁴ + 2.96394.10 ¹³ x ⁶ y ⁵	2.28017.10 ⁸ x ⁴ + 2.78665.10 ⁷ x ³ y + 1.23219.10 ⁹ x ³ y ² + 1.45991.10 ⁸ x ³ y ³ + 9.97283.10 ⁸ x ³ y ⁴ + 2.20513.10 ¹¹ x ³ y ⁵ + 5.67451.10 ⁷ x ⁴ y + 4.40459.10 ⁸ x ⁴ y ² + 1.3698.10 ⁸ x ⁴ y ³ + 6.83297.10 ¹¹ x ⁴ y ⁴ + 1.02742.10 ¹³ x ⁴ y ⁵ + 1.59738.10 ⁷ y ⁶ + 4.40149.10 ⁸ x ⁶ y + 2.76994.10 ¹¹ x ⁶ y ² + 9.39331.10 ¹⁴ x ⁶ y ³ + 2.9024.10 ¹⁴ x ⁶ y ⁴ + 1.8237.10 ⁸ x ⁶ y ⁵ + 3.93108.10 ⁸ x ⁶ y ⁶ + 8.14966.10 ¹⁰ x ⁶ y ⁷ + 1.42115.10 ⁷ x ⁶ y ⁸ + 1.56632.10 ⁸ x ⁶ y ⁹ + 1.36824.10 ¹¹ x ⁶ y ¹⁰ + 5.00765.10 ⁷ x ⁶ y ¹¹ + 8.40459.10 ⁸ x ⁶ y ¹² + 2.14429.10 ¹¹ x ⁶ y ¹³ + 1.02742.10 ¹³ x ⁶ y ¹⁴ + 1.59738.10 ⁷ x ⁶ y ¹⁵ + 4.40149.10 ⁸ x ⁶ y ¹⁶ + 2.76994.10 ¹¹ x ⁶ y ¹⁷ + 9.39331.10 ¹⁴ x ⁶ y ¹⁸ + 2.9024.10 ¹⁴ x ⁶ y ¹⁹ + 1.8237.10 ⁸ x ⁶ y ²⁰

2.1 Параметр

2.2 Степени аппроксимируемых полиномов

2.3 Вид аппроксимируемых полиномов

2.4 Оптимизирующая функция

2.5 Метод оптимизации

2.6 Степень полинома при построении одномерной зависимости параметров

2.7 Вывод функций

Наименование зависимых параметров	h	TimeUpAllObjects	PPa. 1000	TotalPrice. 1000	NFlyObjects	TotalTotalMass. Load. 3, 1.. 1000	deltadelta	tauG			
Значение оптимизируемого параметра			419.903								
Независимые переменные, значение по результатам оптимизации	-x, y		-406.436, 120.057								
Ед. измерения	meter	minute	MWt	GS	unit	ktonne		sec.			
Значения зависимых параметров	4.0183	419.903	336.911	19.0287	185.523	155.761	0.681831	28.9286			
Ограничения на параметры	3.95247, 1000..	0., 435.07.	0., 356.535.	0., 7.56069.	.187., 1000..	0., 162.952.	0., 0.688235.	.30.3976, 1000..			
Наименования дополнительных ограничений	длина PP	Ширина PP	Отношение длины PP к ширине PP	Первая производная целевой функции	Вторая производная целевой функции						
Дополнительные ограничения	x < 265	y < 78	2.5 <= x / y < 3.39	4.91455.10 ⁸ x ⁴ - 3.4685.10 ⁸ x ³ y + 0.0000324338 x ² y ² + 2.40753.10 ⁸ x ² y ³ + 1.19181.10 ⁹ x ² y ⁴ + 0.0000427281 y ⁶ + 1.90871.10 ⁷ x ⁵ y + 4.09019.10 ¹⁰ x ⁵ y ² + 1.27499.10 ¹¹ x ⁵ y ³ + 2.10786.10 ⁶ y ⁶ + 1.72465.10 ⁸ x ⁶ y + 4.80508.10 ¹¹ x ⁶ y ² + 9.32295.10 ¹⁴ x ⁶ y ³ + 0							
Наименование зависимых параметров	h	TimeUpAllObjects	PPa. 1000	TotalPrice. 1000	NFlyObjects	TotalTotalMass. Load. 3, 1.. 1000	deltadelta	tauG			
Степень аппроксимации при построении одномерной зависимости параметров	1	1	1	1	1	1	1	1			
Одномерная зависимость параметров											
Функции одномерной зависимости параметров	3.72956.644 x ¹¹ - 1.12732.10 ¹¹ x ¹⁰ + 0.423209 x ⁹ - 81.5843 x ⁸ + 4.1447 x ⁷	1.12732.10 ¹¹ x ¹⁰ - 0.423209 x ⁹ + 81.5843 x ⁸ - 4.1447 x ⁷	158.669 x ¹⁰ - 0.378201 x ⁹ + 81.5843 x ⁸ - 4.1447 x ⁷	5.92534 x ¹⁰ - 0.0305199 x ⁹ + 81.5843 x ⁸ - 4.1447 x ⁷	32.3427 x ¹⁰ - 0.378201 x ⁹ + 81.5843 x ⁸ - 4.1447 x ⁷	49.5123 x ¹⁰ - 0.247336 x ⁹ + 81.5843 x ⁸ - 4.1447 x ⁷	0.529231 x ¹⁰ - 0.000426864 x ⁹ + 81.5843 x ⁸ - 4.1447 x ⁷	12.2398 x ¹⁰ - 0.0450241 x ⁹ + 81.5843 x ⁸ - 4.1447 x ⁷			
Диапазон изменения переменной	-81.5843, 4.1447	-81.5843, 4.1447	-81.5843, 4.1447	-81.5843, 4.1447	-81.5843, 4.1447	-81.5843, 4.1447	-81.5843, 4.1447	-81.5843, 4.1447			
Диапазон изменения функции	3.80724, 4.1447	81.5843, 4.1447	193.196, 342.795	8.41529, 19.2037	63.1979, 196.887	69.691, 157.121	0.564057, 0.714947	15.9131, 31.8285			
Текущая переменная	TimeUpAllObjects										
Наименование зависимых параметров	h	TimeUpAllObjects	PPa. 1000	TotalPrice. 1000	NFlyObjects	TotalTotalMass. Load. 3, 1.. 1000	deltadelta	tauG			
Удельная стоимость за ед. изменяемого параметра	1047.51	1.	2.3629	32.7655	2.6441	4.04309	2342.67	22.2103			

Экспликацию см. п. 3.2.1.1.2.1

Рисунок 3.8

3.2.1.1.2 Описание алгоритма оптимизации с использованием математической модели АВ

Блок-схема алгоритма оптимизации представлена на рисунке 3.9.

Экспликация рисунка 3.8 подробно представлена в п. 3.2.1.1.2.1.

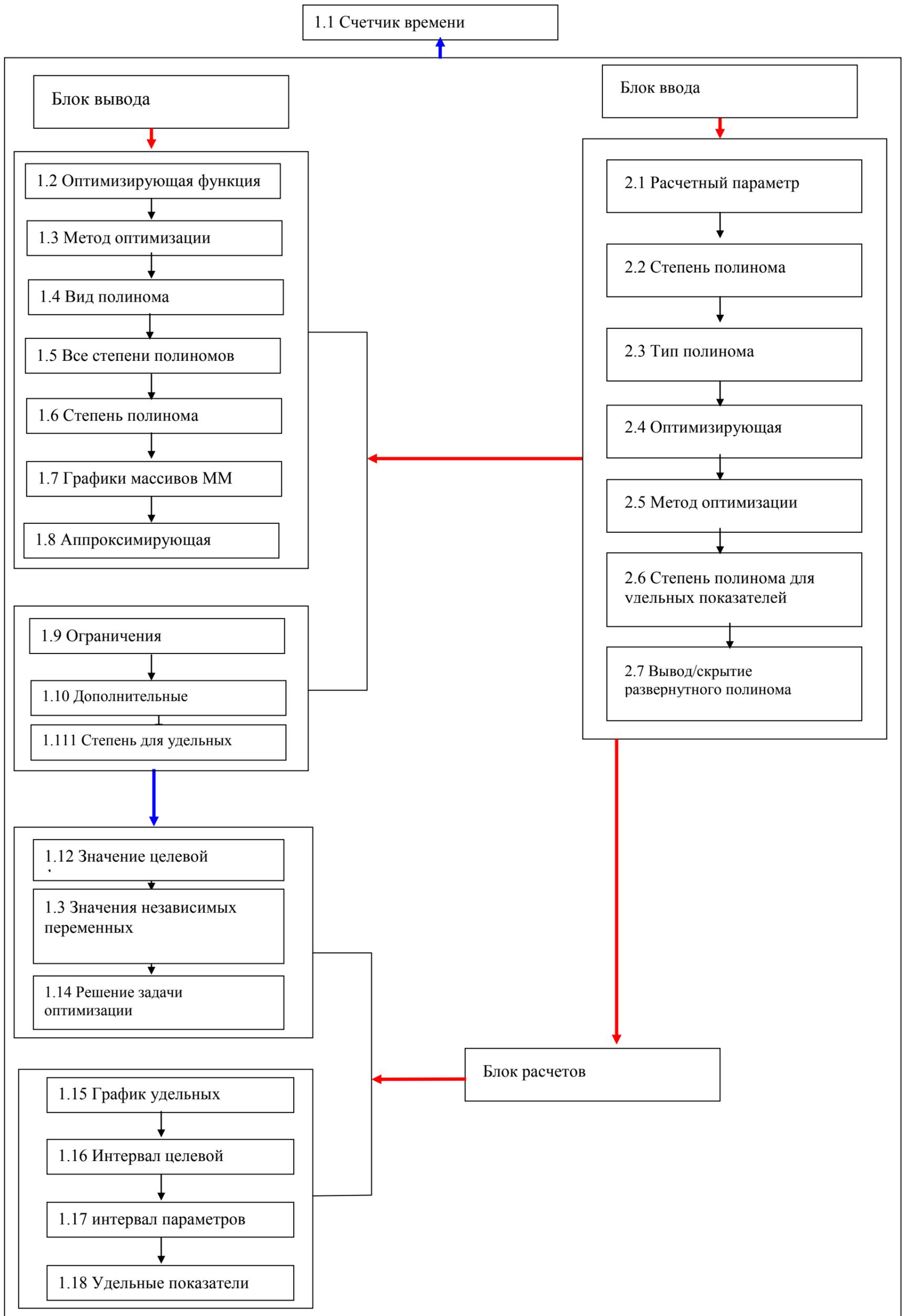


Рисунок 3.9

3.2.1.1.2.1 Экспликация к рисунку 3.8

Решение задачи оптимизации состоит из следующих последовательных операций:

- 1) Окна вывода исходной и расчетной информации, содержащего:
 - 1.1) Счетчика общего времени расчета;
 - 1.2) Текущей и доступных оптимизирующей функции (`{NMinimize,NMaximize}`);
 - 1.3) Текущего и доступных методов оптимизации (`{"RandomSearch", "DifferentialEvolution", "NelderMead", "SimulatedAnnealing"}`);
 - 1.4) Текущего и доступных видов аппроксимирующего полинома;
 - 1.5) Текущей и доступных степеней аппроксимирующего полинома;
 - 1.6) Степеней аппроксимирующего полинома для каждого параметра;
 - 1.7) Трехмерных графиков массивов состояний ММ для каждого параметра вместе с аппроксимирующей поверхностью (трехмерным представлением аппроксимирующей функции параметров по независимым переменным).
 - 1.8) Списка аппроксимирующей функций по каждому параметру;
 - 1.9) Значения целевой функции после решения задачи оптимизации;
 - 1.10) Значения независимых переменных после решения задачи оптимизации;
 - 1.11) Значений каждого независимого параметра после подстановки решений задачи оптимизации в аппроксимирующие функции;
 - 1.12) Списка ограничений на каждый параметр в интервалах.
 - 1.13) Списка дополнительных ограничений на независимые переменные;
 - 1.14) Списка степеней аппроксимации при выражении зависимых параметров через аппроксимированную целевую функцию (удельных показателей);
 - 1.15) Графиков аппроксимированных параметров через целевую функцию;
 - 1.16) Диапазона изменения целевой функции;
 - 1.17) Диапазона изменения параметров;
 - 1.18) Списка удельных показателей параметров в единицах целевой функции.
- 2) Блока манипуляторов ввода исходной информации, который содержит:
 - 2.1) Расчетный параметр $1 \div 8$ (Метацентрическая высота, Боевая эффективность, Полная мощность, Полная стоимость, Полное число летательных аппаратов, Полное водоизмещение, Коэффициент общей полноты, Период свободных колебаний);
 - 2.2) Степени аппроксимирующего полинома – $n=1 \div 10$;
 - 2.3) Вида аппроксимирующего полинома – $1 \div 4$: $(x+y+x^2+y^2, 1+x+y+x^2+y^2, 1+x+y+x^2+y^2+x^2+y^2)$, где x и y – независимые переменные длина и ширина полетной палубы.
 - 2.4) Оптимизирующая функция $1 \div 2$ (Максимизация, Минимизация);

2.5) Метод оптимизации 1÷4 (Имитации отжига, Дифференциальной эволюции, Случайного поиска, Нелдера-Мида);

2.6) Степени аппроксимирующего полинома при построении зависимости параметров 1÷3 (различные для различных параметров);

2.7) Вывода или скрытия аппроксимирующей функции основного массива.

3.2.1.2 Особенности второго этапа процесса решения задачи оптимизации

После решения задачи оптимизации полученные данные передаются в модуль решения задачи потоптимизации, в котором эти данные анализируются. Таким образом, в этом модуле можно осуществлять фильтрацию неверных решений, а также наглядно оценивать влияние изменения исходных данных на получаемый результат.

При решении задачи оптимизации при изменении исходных параметров таких как:

- Степень аппроксимирующего полинома;
- Тип аппроксимирующего полинома;
- Метод оптимизации;
- Расчетный параметр;
- Оптимизирующая функция.

А также последующей подстановке значений независимых параметров полученных при решении задачи оптимизации наблюдается различное приближение с фактическими значениями параметров, которые получаются при подстановке оптимизированных значений независимых переменных непосредственно в модель.

Это связано с видом аппроксимированных функций параметров, а также с алгоритмами работы самих методов оптимизации в сочетании с этими функциями, как в виде критериев оптимизации, так и в виде функций ограничений.

При необходимости последующих расчетов с использованием ММ, возникает возможность выявить те входные параметры при решении задачи оптимизации, которые дают «достоверные» решения в модуле ММ, то есть обладают наибольшей близостью к реальным значениям состояния геометрической ММ и блока расчетов при изменении входных параметров, которые в свою очередь являются оптимальными оптимизированными решениями, как с точки зрения достоверности данных, так и с точки зрения машинной трудоемкости получения решения задачи оптимизации.

3.2.1.2.1 Модуль решения задачи постоптимизации (окно программного модуля)

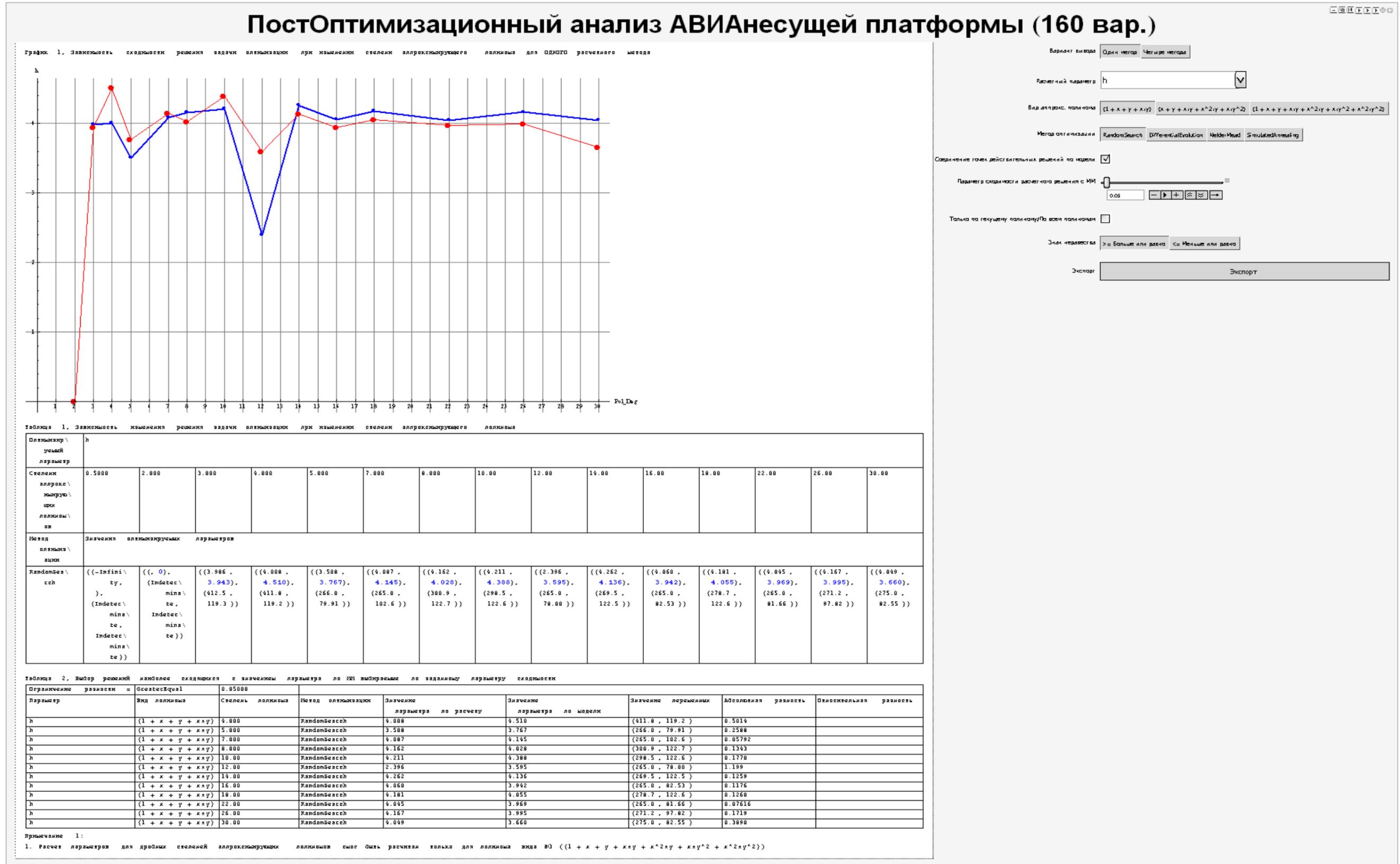


Рисунок 3.10

3.2.1.2.2 Описание последовательности решения задачи постоптимизации

Программный модуль решения задачи постоптимизации состоит из следующих функциональных элементов:

- 1) Окно вывода исходной и расчетной информации, которое содержит:
 - 1.1) График сравнения, сходимости решений задачи оптимизации с «реальными» состояниями ММ при изменении степени аппроксимирующего полинома;
 - 1.2) Список степеней аппроксимирующего полинома;
 - 1.3) Список значений решения задачи оптимизации, «реального» значения оптимизируемого параметра, решений задачи оптимизации для независимых переменных;
 - 1.4) Сводная таблица сравнения решения задачи оптимизации по выбранному абсолютному критерию разности.
 - 1.5) Блока примечаний;
- 2) Блок манипуляторов ввода исходной информации, который содержит:
 - 2.1) Вывод окна 1 по одному или четырем методам оптимизации ("RandomSearch", "DifferentialEvolution", "NelderMead", "SimulatedAnnealing");
 - 2.2) Расчетный параметр (Метацентрическая высота (h), Боевая эффективность (TimeUpAllObjects), Полная мощность (PPs), Полная стоимость (TotalPrice), Полное число летательных аппаратов (NFlyObjects), Полное водоизмещение (TotalTotalMassLoad), Коэффициент общей полноты (deltadelta), Период свободных колебаний(tauG));
 - 2.3) Вид аппроксимирующего полинома ($\{1 + x + y + x*y\}$ ", " $\{x + y + x*y + x^2*y + x*y^2\}$ ", " $\{1 + x + y + x*y + x^2*y + x*y^2 + x^2*y^2\}$ ");
 - 2.4) Соединение точек списка «реальных» состояний ММ.
 - 2.5) Значение критерия сходимости;
 - 2.6) Переключатель по текущему полиному/по всем видам аппроксимирующих полиномов;
 - 2.7) Знак неравенства при фильтрации по критерию сходимости;
 - 2.8) Кнопка экспорта данных отчета в файл.

3.2.1.3 Исследование работы методов оптимизации при решении задачи оптимизации

Все четыре метода (Нелдера-Мида, Имитации отжига, Случайного поиска, Дифференциальной эволюции) дают высокую сходимости решений задачи оптимизации между собой для всех типов критерия оптимизации и системы функций ограничений. В диссертационной работе выполнено исследование сходимости решений задачи оптимизации при варьировании начальных условий таких как:

- 1) Вид аппроксимирующего полинома;
- 2) Степень аппроксимирующего полинома;
- 3) Метод оптимизации;
- 4) Целевая функция;
- 5) Функция оптимизации.

В программном модуле «Постоптимизация» (Глава 4) строятся графики сходимости решений задачи оптимизации с «реальными» состояниями ММ в зависимости от степени аппроксимирующего полинома.

Выполненный анализ показал, что наибольшие из возможных расхождений между реальными состояниями ММ и решениями задачи оптимизации (на базе аппроксимирующих полиномов параметров ММ) наблюдаются, когда значения независимых переменных находятся на границах области аппроксимации - именно там могут отмечаться наибольшие резкие (порывистые) осцилляции аппроксимирующей функции.

Так как все целевые функции, рассматриваемые в диссертационном исследовании аппроксимируются непрерывными полиномиальными аппроксимациями и являются гладкими поверхностями, расхождений при одинаковых входных параметрах, только за счет изменения метода оптимизации, не наблюдается.

1) При решении задачи оптимизации, для повышения скорости расчета не использовались ограничения с открытыми диапазонами $<$ или $>$, а все ограничения сводятся в закрытые интервалы вида нижний порог ограничения \leq Ограничение \leq Верхний порог ограничения, пороги при этом вводятся исходя из логики значения ограничений.

При использовании открытых диапазонов верхняя или нижняя граница становятся равными $\pm\infty$, это значительно увеличивает трудоемкость исследуемой задачи, когда верхнюю границу можно задать числом, которое для данного параметра является настолько большим, что оно лежит за пределами исследуемых моделей.

2) Оптимизируемая функция и функции ограничений были масштабированы в близком диапазоне, так как решение задачи оптимизации становится более устойчивым при оперировании величинами близких порядков.

3) Повышение степени аппроксимирующего полинома не всегда благотворно сказывается на сходимости реальных состояний ММ с решениями задачи оптимизации, что доказывается компьютерными экспериментами приведенными в Главе 4.

4) Высокая степень аппроксимирующего полинома не всегда приводит к критическим осцилляциям на границах аппроксимируемой функции.

5) Аппроксимация полиномами дробной степени (1,5; 2,5; 3,5....) при ее увеличении дает одинаковые решения задачи оптимизации, практически равноудаленные от реального состояния параметров ММ, это означает что использование аппроксимации полиномами дробных степеней не позволяет обеспечить наилучшую сходимость к реальным состояниям ММ, однако и не вызывает значительных расхождений. При этом не для всех типов аппроксимирующих полиномов задача оптимизации имеет решения, при аппроксимировании полиномами дробных степеней, в зависимости от типа целевой функции.

3.2 Приведение задачи поиска характеристик АВ к оптимизации полиномиального класса на основе сканирования параметров.

После верификации ММ на примере существующих проектов авианосцев, для получения статистических данных для работы алгоритмов оптимизации ММ подставляется в циклы, на

основе работы которых при изменении независимых переменных строятся массивы точек зависимых параметров.

В диссертационной работе рассматривается зависимость от двух независимых переменных x и y (длины и ширины полетной палубы АВ) поэтому выполнена аппроксимация массивов ограничений и критерия получены по данным независимым переменным.

3.2.1.5 Выбор вида аппроксимирующей функции

Анализ данных из массивов параметров ММ показывает, что данные распределены с минимальным отклонением от реальных состояний ММ по значению параметра, и следовательно, аппроксимация данных выполнена функциями полиномиального типа:

$$\text{func}=(1+x+y)^n \quad (3.1)$$

Такой вид аппроксимирующего полинома является оптимальным для данной целевой функции и данной системы функциональных ограничений.

Разворачивая данный полином в сумму с повышением степени n , получаем набор всех необходимых слагаемых для аппроксимации массива состояний ММ, генерируя тем самым функции зависимых параметров.

В диссертационной работе рассмотрены варианты аппроксимаций рядами показательных, тригонометрических функций, а также функций комплексной переменной, а также их комбинациями. Однако произведенные исследования показали, что такие функции хуже аппроксимируют данные массивов зависимых параметров, имеют множественные осцилляции, могут сильно осциллировать на границах области аппроксимации при повышении степени n , мнимые функции имеют разрывы.

Для примера рассмотрим аппроксимацию с заданной степенью при различных видах аппроксимирующей функции:

Степень аппроксимирующего полинома $n=5$

1) $(1+\text{Cos}[y]+\text{Sin}[x])^5$;

2) $(1+x+y)^5$;

3) $(1+E^x+\text{Cos}[y])^5$;

4) $(1+E^y+\text{Tan}[x])^5$;

5) $(1+I \text{Cos}[y]+ I \text{Sin}[x])^5$;

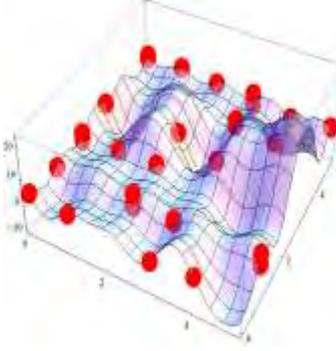
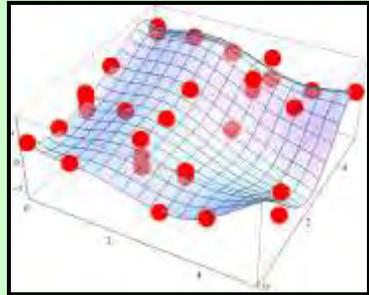
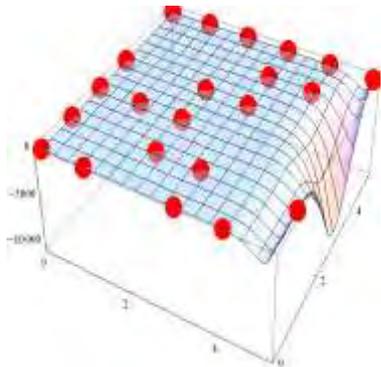
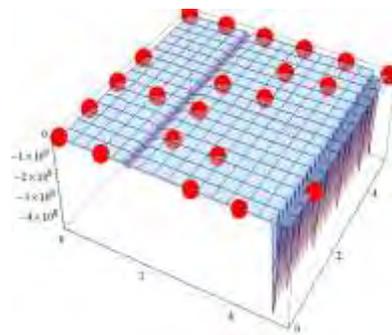
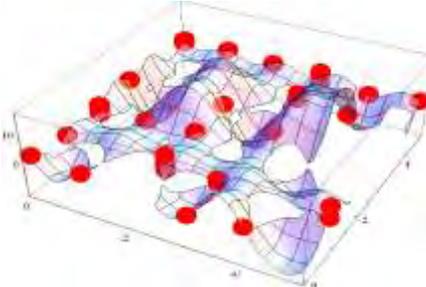
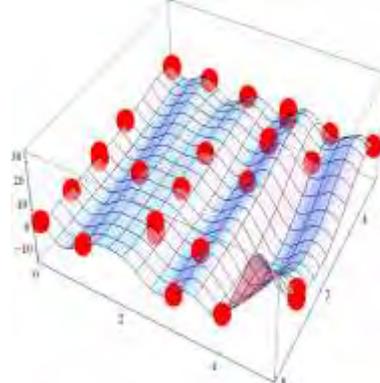
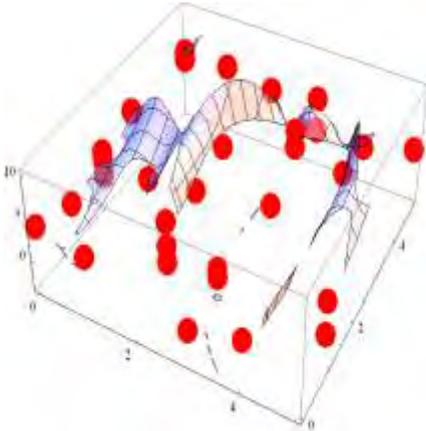
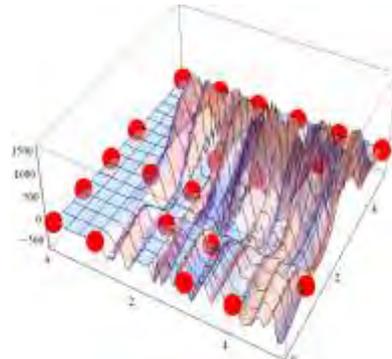
6) $(1+y+\text{Sin}[x])^5$;

7) $(1+y+ I \text{Cos}[x])^5$;

8) $(1+\text{Cos}[y]+\text{Sin}[E^x])^5$;

Учитывая, что быстродействие рассматриваемых в диссертационной работе методов оптимизации значительно выше при использовании полиномиальных функций, выбор вида аппроксимирующей функции является обоснованным.

Таблица 3.9 Графики аппроксимирующих функций при изменении типа функции

$(1+\text{Cos}[y]+\text{Sin}[x])^5$	$(1+x+y)^5$	$(1+E^x+\text{Cos}[y])^5$	$(1+E^y+\text{Tan}[x])^5$
			
$(1+I*\text{Cos}[y]+I*\text{Sin}[x])^5$	$(1+y+I*\text{Cos}[x])^5$	$(1+y+I*\text{Cos}[x])^5$	$(1+\text{Cos}[y]+\text{Sin}[E^x])^5$
			

3.2.1.6 Сопоставление алгоритмов при решении задачи оптимизации

Условные обозначения:

--- метод расходится с реальными состояниями ММ

-- «очень плохое решение»;

- «плохое решение»;

+ «хорошее решение»;

++ «очень хорошее решение»;

+++ «превосходное решение»;

Таблица 3.11

		Метод оптимизации				«Рейтинг» Итого (сумма +/-):
		Нелдера-Мида	Дифференциальной эволюции	Имитации и отжига	Случайного поиска	
Целевая функция	Метацентрическая высота	+	-	---	-	-4
	Боевая эффективность	-	-	+	+	0
	Мощность ГЭУ	+	++	+++	++	+8
	Стоимость	-	+	+	++	+3
	Количество ЛАК	-	--	-	+	-3
	Водоизмещение	+	++	+	+	+5
	Коэффициент общей полноты	+	+	++	++	+6
	Период бортовой качки	+	++	+	++	+6
	«Рейтинг» Итого (сумма +/-):	+2	+4	+5	+10	

Рейтинги определены условно и получены по сопоставлению данных реальных состояний ММ с решениями задачи оптимизации на базе решений модуля задачи постоптимизации.

3.2.1.7 Выводы по решению задачи оптимизации

1) Решение задачи оптимизации в большей степени зависит не от метода оптимизации, а от структуры исходных данным массивов ММ.

2) Как видно из таблицы 3.11 наилучший рейтинг при решении задачи оптимизации имеет метод «Случайного поиска», однако он дает плохое решение по метацентрической высоте.

3) Лучшей рейтингом из целевых функций обладает «Мощность ГЭУ», то есть данные этого параметра имеют наилучшее распределение на всем пространстве значений ММ, что позволило выполнить наиболее гладкую аппроксимацию.

Там образом, решение задачи оптимизации необходимо индивидуально комбинировать с лучшим по рейтингу для данного параметра методом оптимизации.

Данный подход позволяет выполнить верификацию функций ММ по свойствам, влияющим на ее описание и применение при решении конкретных задач в области оптимизации.

Выводы по Главе 3

1) Математической природой при решении задачи оптимизации является построение адекватной ММ и проведение корректного эксперимента на основе данных получаемых от ММ.

2) Задача оптимизации является многокритериальной и нелинейной.

3) Рассмотренные в диссертационной работе методы решения задачи оптимизации должны применяться комбинированно, к различным типам данных и видам аппроксимированных целевых функций.

Глава 4. Математическая модель как базис обоснования концепции авианесущего корабля

4.1 Верификация математической модели

Верификация математической модели (ММ) велась непрерывно на всех этапах диссертационной работы при разработке ММ.

Верификация основывается на статистических данных открытых источников по авианесущим (АВ) кораблям.

Верификацию ММ можно условно разделить на два этапа:

4.1.1 Верификация до проведения эксперимента при решении задачи оптимизации:

4.1.1.1) По модулю геометрии математической модели:

Модель геометрии базируется на «классической» схеме компоновки элементов полетной палубы (ПП), за исключением положения центра угловой палубы (УП) смещенного от диаметральной плоскости (ДП) на левом борту (ЛБ).

Геометрия ПП и компоновочные решения составных элементов ПП описывают классический вариант ПП современного АВ.

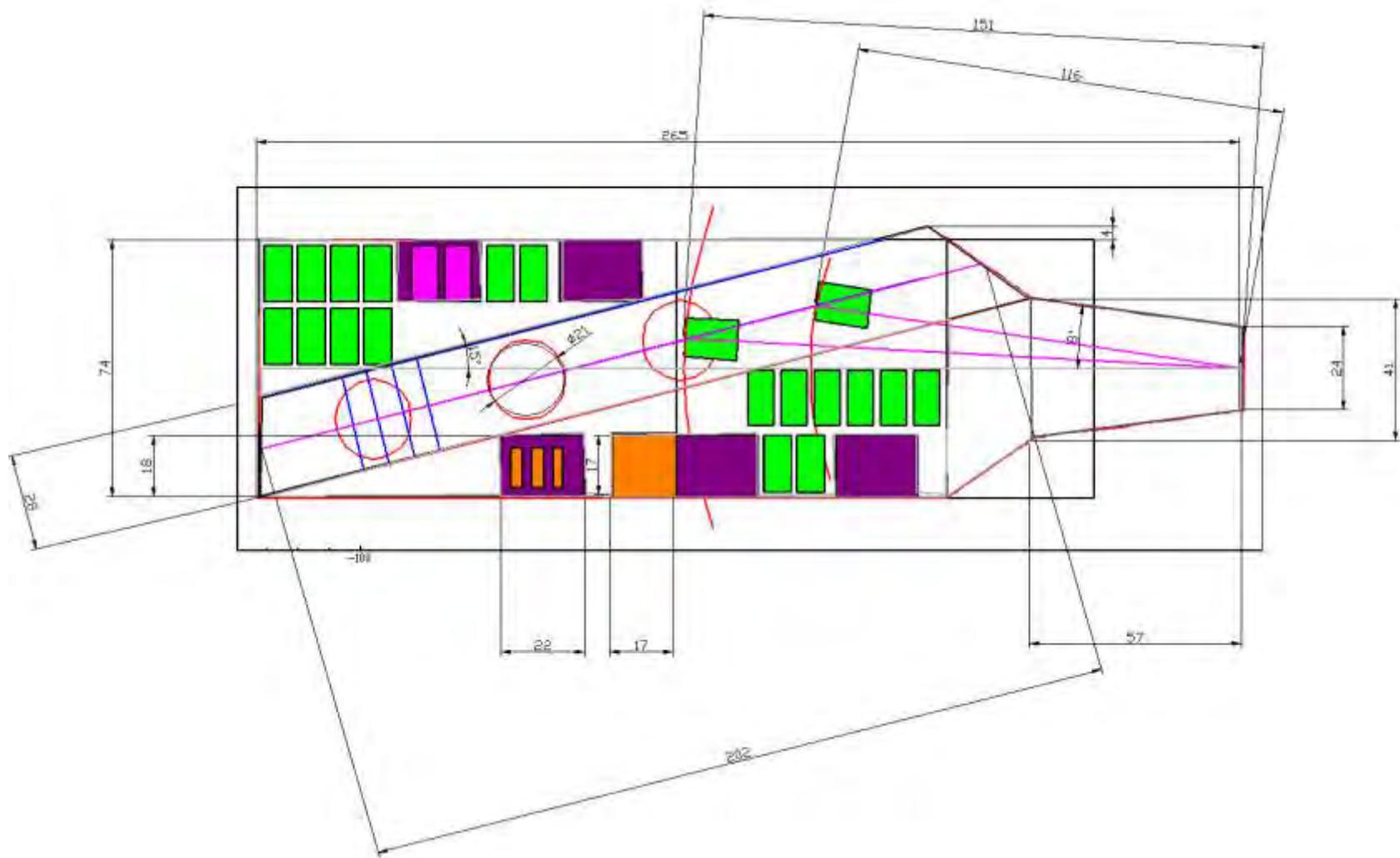


Рисунок 4.2

Образмеренная схема ОР ПП АВ варианта математической модели близкого к современным мировым АВ



Рисунок 4.3

Образмеренная схема ОР ПП АВ экспортного варианта АВ (по проработкам ПАО «Невское ПКБ»)

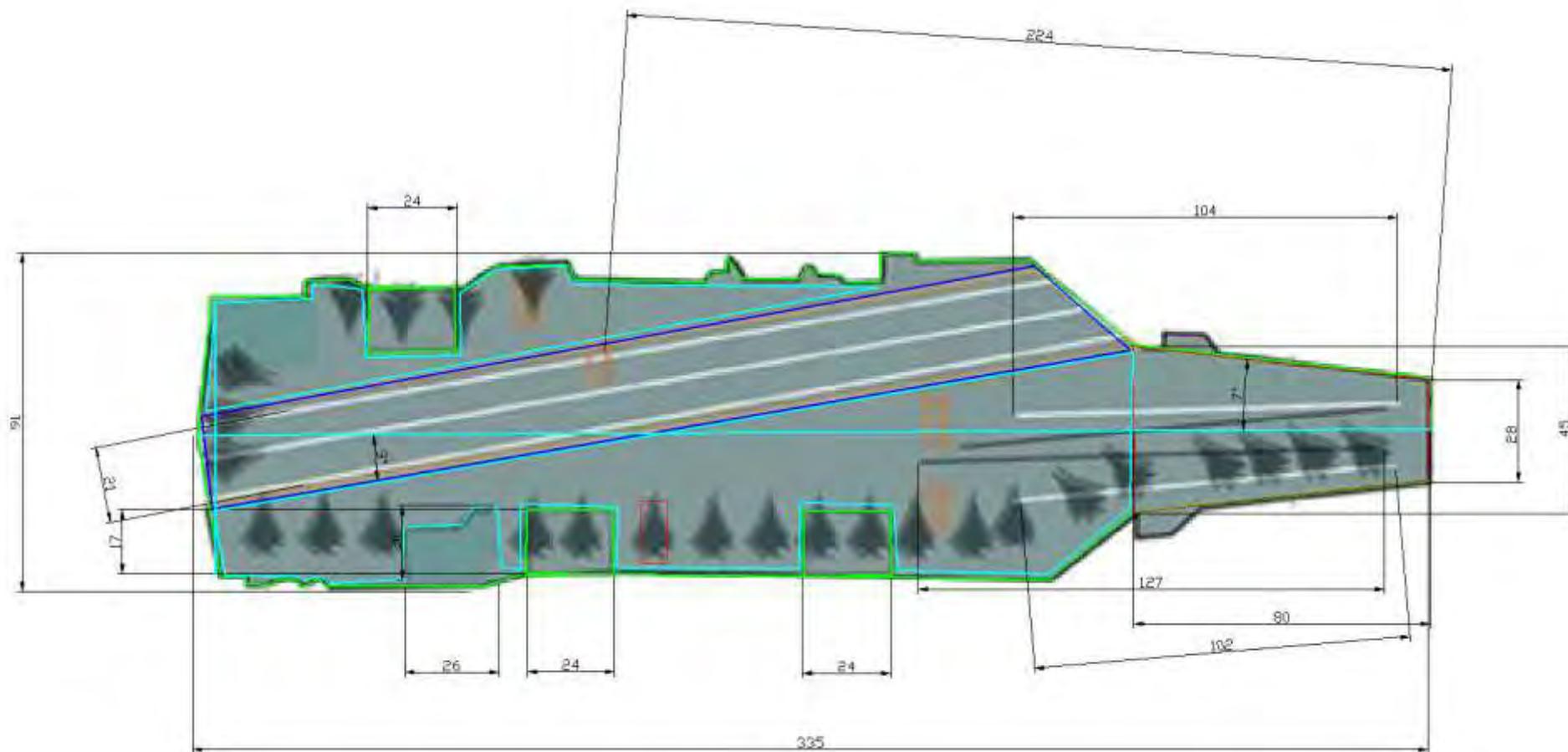


Рисунок 4.4
 Образмеренная схема ОР ПП АВ типа «Нимиц»

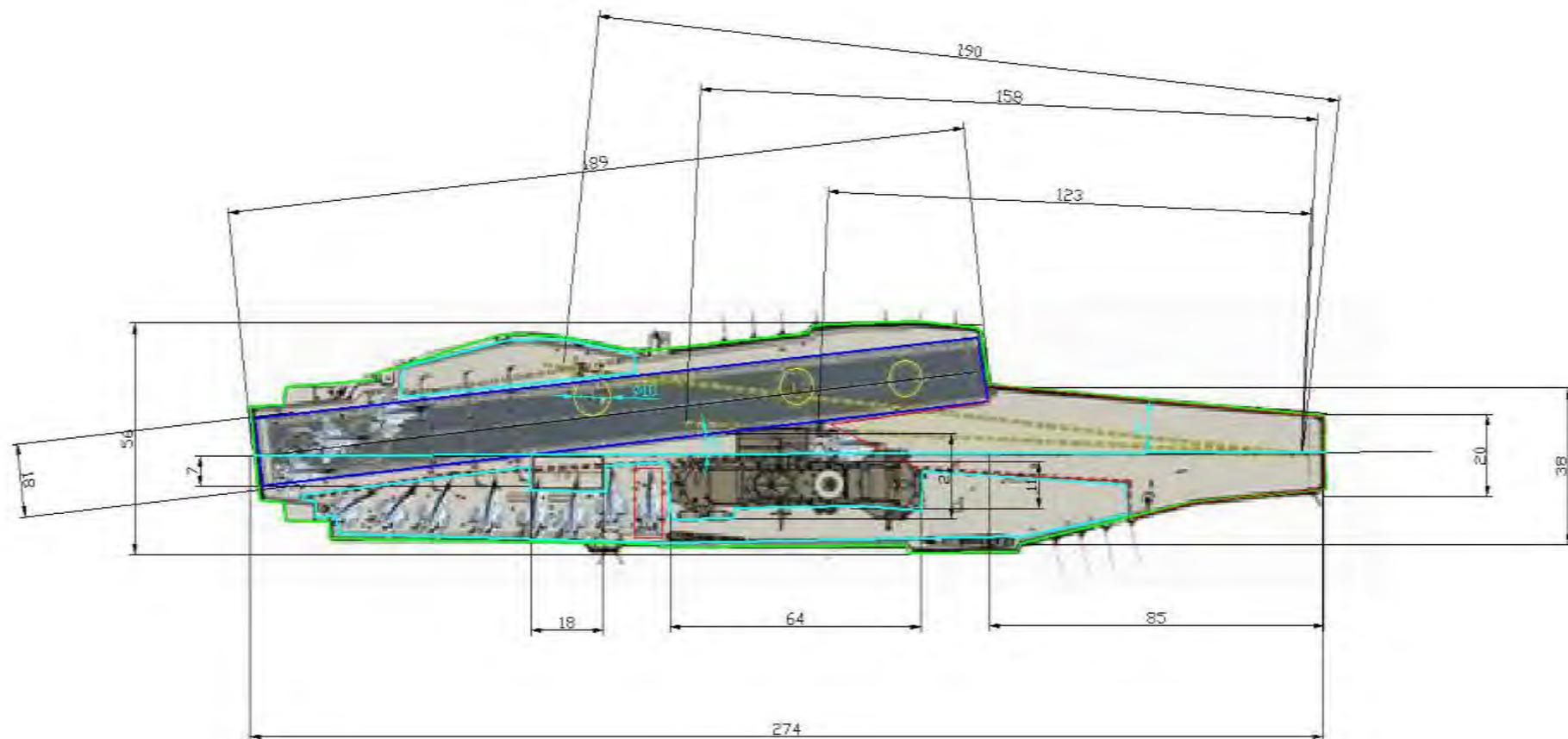


Рисунок 4.5
 Образмеренная схема ОР ПП АВ «Викрамадития»

Таблица 4.2

Соотношения габаритов элементов ОР ПП АВ

Обо знач	Наименование	ММ (близкий вариант)		Средний АВ рекламный экспортный вариант			«Нимиц»			«Викрамадития»		
Lfd	Длина ПП, м	265		312			335			274		
Bfd	Ширина ПП, м	74		70			91			56		
Lad	Длина угловой палубы, м	202		216			243			189		
Vad	Ширина угловой палубы, м	28		32			21			18		
Npl ne	Нлак, Количество ЛАК на ПП	18		10			26			16		
	Навп, Количество подъемников ЛАК, шт.	5		3			3			2		
		(двойных)		(одинарных)			(двойных)			(одинарных)		
	Нлак на ав, Количество возможных, одновременно поднимаемых ЛАК на АвП	10		3			6			2		
	Нлак/Навп на ав	1,8		3,3			4,3			8		
	Нсп, Количество стартовых позиций, шт.	2		3			3			3		
	Нлак/Нсп	9		3,3			8,6			5,3		
№	Длина стартовых позиций, м	№1	№2	№1	№2	№3	№1	№2	№3	№1	№2	№3
Lsp		116	151	106	108	192	102	104	224	123	158	190
	Lсп/Лпп	0,44	0,57	0,34	0,35	0,62	0,30	0,31	0,67	0,45	0,58	0,69
Nhp	Количество вертолетных площадок (ВП), шт.	4		2			4			3		

Обо знач	Наименование	ММ (близкий вариант)		Средний АВ рекламный экспортный вариант		«Нимиц»		«Викрамадития»	
Dhp	Диаметр ВП	21		9		13	15	10	
	Количество аэрофинишеров	4		3		4		3	
Lel, Bel	Габариты БП (авп) L, B, м	22	18	17	15	24	17	18	7
Aad	Aad, Угол наклона УП к ДП, град.	15		8		9		6	
Atr	Atr, Угол наклона склоа трамплинной части к ДП, град.	8		4		7		5	
	Spp, Площадь ПП около, м^2	16900		17200		22970		11125	
	Lpp*Vpp	19610		21840		30485		15344	
	Spp/(Lpp*Vpp)	0,86		0,79		0,75		0,73	
	Rpp, Периметр ПП, м	641		704		816		620	
	2*(Lpp+Vpp))	678		764		852		660	
	Rpp/(2*(Lpp+Vpp))	0,95		0,92		0,96		0,93	
	Площадь парковой зоны ЛАК, м^2	ЛБ	ПрБ	ЛБ	ПрБ	ЛБ	ПрБ	ЛБ	ПрБ
		2914	3144	1299	3870	2576	7895	526	2387
		6058		5169		10471		2913	
	Sпз/Sпп	0,36		0,30		0,46		0,26	
Ltr	Lтр, Длина «трамплинной» части, м	57		83		80		85	
Vtr	Vтр, Ширина «трамплинной» части, м	41		33		45		38	
	Lтр*Vтр	2337		2739		3600		3230	

Обо знач	Наименование	ММ (близкий вариант)	Средний АВ рекламный экспортный вариант	«Нимиц»	«Викрамадития»
	Стрз, Площадь «трамплинной» зоны, м ²	1828	2368	2878	2290
	Стрз/Лтр*Втр	0,78	0,86	0,79	0,71
	Суп, Площадь угловой палубы , м ²	5472	6820	6243	2963
	Лпп/Впп	3,58	4,46	3,68	4,89
	Суп/Спп	0,32	0,40	0,27	0,27
	Стр/Спп	0,11	0,14	0,13	0,21
	Суп/Стр	0,32	0,40	0,27	0,27
	Лнадстр.	17	27	26	64
	Внадстр.	17	12	20	21

Из данных сводной таблицы 4.2 можно сделать вывод об адекватности элементов общего расположения полетной палубы в математической модели.

Таким образом, геометрические характеристики элементов общего расположения полетной палубы выражаются через следующие дополнительные соотношения геометрии полетной палубы:

$$\left. \begin{aligned}
 \frac{Lfd1}{Bfd1} &= 4.153 \\
 \frac{Sfd1}{Bfd1 \cdot Lfd1} &= 0.781 \\
 \frac{SParkZone1}{Sfd1} &= 0.344 \\
 \frac{Sad1}{Sfd1} &= 0.314 \\
 \frac{STramp1}{Sfd1} &= 0.144 \\
 \frac{Sfd1}{Nplanefd1} &= 1059.42 \\
 \frac{PerimFD1}{2 \cdot (Bfd1 + Lfd1)} &= 0.941 \\
 \frac{BSS1 \cdot LSS1}{Sfd1} &= 0.044 \\
 \frac{Sad1}{STramp1} &= 2.334 \\
 \frac{STramp1}{BTramp1 \cdot LTramp1} &= 0.788 \\
 \frac{57.3 \cdot \text{ArcTan} \left[\frac{Lad1}{Bad1} \right]}{\text{AngleAD1}} &= 9.804 \\
 \frac{57.3 \cdot \text{ArcTan} \left[\frac{LTramp1}{BTramp1} \right]}{\text{AngleTramp1}} &= 11.428 \\
 \frac{SParkZone1}{Sfd1} &= 0.344 \\
 \frac{SParkZone1}{Nplanefd1} &= 359.562
 \end{aligned} \right\} (4.1)*$$

*Примечание: система уравнений значений элементов ОР ПП может быть расширена на базе статистики и получаемых тем самым эмпирическим формулам.

Где:

Lfd1 – длина полетной палубы; Bfd1- ширина полетной палубы; Sfd1 – площадь полетной палубы; Sad1 – площадь угловой палубы; BSS1 – ширина островной надстройки; LSS1 – длина островной надстройки; Nplanefd1 – количество самолетов на полетной палубе; PerimFD1 – периметр полетной палубы; STramp1 – площадь трамплинной части; LTramp1 – длина трамплинной части; BTramp1 – ширина трамплинной части; SParkZone – площадь парковой зоны; AngleTramp1 – угол скоса трамплинной части относительно ДП; AngleAD1 – угол скоса угловой палубы относительно ДП.

В диссертационной работе разработано приложение, позволяющее оценивать полноту (недоопределенность (когда количество уравнений меньше количества искомых переменных) или переопределенность (когда количество уравнений больше количества

искомых переменных)) определения системы уравнений элементов общего расположения (ОР) полетной палубы (ПП) и получать решения в аналитическом и символьном виде (рисунок 4.6).

Система уравнений элементов ОР ПП

УРАВНЕНИЯ

$Lfd1 = 4.1531$
Bfd1

$\frac{Sfd1}{Bfd1 Lfd1} = 0.781969$

$SParkZone1 = 0.344171$
Sfd1

$Sad1 = 0.314606$
Sfd1

$\frac{STramp1}{Sfd1} = 0.144244$

$\frac{Sfd1}{Nplanefd1} = 1059.42$

$\frac{PerimFD1}{2(Bfd1+Lfd1)} = 0.941009$

eq $BSS1LSS1 = 0.0448463$
Sfd1

$\frac{Sad1}{STramp1} = 2.33415$

$\frac{STramp1}{BTramp1 LTramp1} = 0.788793$

$57.3 \text{ ArcTan} \left[\frac{Lad1}{Bad1} \right] = 9.80447$
AngleAD1

$57.3 \text{ ArcTan} \left[\frac{LTramp1}{BTramp1} \right] = 11.4281$
AngleTramp1

$SParkZone1 = 0.344171$
Sfd1

$SParkZone1 = 359.562$
Nplanefd1

$$\left\{ \left\{ \begin{aligned} Lfd1 &\rightarrow -2.30458 \sqrt{Sfd1}, \\ Bfd1 &\rightarrow -0.554906 \sqrt{Sfd1}, \\ \text{AngleTramp1} &\rightarrow \\ &5.01394 \text{ ArcTan} \left[\frac{LTramp1}{BTramp1} \right], \\ \text{AngleAD1} &\rightarrow \\ &5.84427 \text{ ArcTan} \left[\frac{Lad1}{Bad1} \right] \end{aligned} \right\} \right\},$$

$$\left\{ \left\{ \begin{aligned} Lfd1 &\rightarrow 2.30458 \sqrt{Sfd1}, \\ Bfd1 &\rightarrow 0.554906 \sqrt{Sfd1}, \\ \text{AngleTramp1} &\rightarrow \\ &5.01394 \text{ ArcTan} \left[\frac{LTramp1}{BTramp1} \right], \\ \text{AngleAD1} &\rightarrow \\ &5.84427 \text{ ArcTan} \left[\frac{Lad1}{Bad1} \right] \end{aligned} \right\} \right\}}$$

ПЕРЕМЕННЫЕ

name1

Lfd1

Bfd1

Lad1

Bad1

ФУНКЦИИ

Nplanefd1

Nelev1

Nplaneonelev1

NplaneDivNelev1

Nsp1

NplaneDivNsp1

NumerSp1

LSp1

LSpDivLfd1

Nhelplace1

Dimhelplace1

Naf1

LBelev1

AngleAD1

AngleTramp1

Sfd1

vars LfdBfd1

SfdDivLfdBfd1

PerimFD1

LfdBfd21

PerimFDDivLfdBfd21

BortParkZone1

SParkZoneByBort1

SParkZone1

SParkZoneDivSfd1

LTramp1

BTramp1

LTrampBTramp1

STramp1

STrampDivLTrampBTramp1

Sad1

LfdDivBfd1

SadDivSfd1

STrampDivSfd1

SadDivSTramp1

LSS1

BSS1

Рисунок 4.6

Полный перебор в цикле всех комбинаций состояний согласованности системы ОР ПП (совокупность уравнений и совокупность переменных), то есть совокупностей системы уравнений и переменных может позволить сформировать совокупность алгебраических решений системы уравнений ОР ПП, значения которых могут быть также рассчитаны при вводе значений независимых переменных $L_{пп}$ и $V_{пп}$.

По сформированной на базе статистики системе алгебраических уравнений ОР ПП существует возможность оперативно оценивать значения проектных параметров ОР ПП подставляя в систему значения независимых или зависимых переменных.

Пример №1

Необходимо рассчитать Sfd (площадь полетной палубы), (Рисунок 4.7) которая является функцией от Lfd (длины полетной палубы) и Bfd (ширины полетной палубы), при этом, так как по первому уравнению Bfd является функцией от Lfd, то значение Bfd может быть рассчитано автоматически, а может быть введено явно (Рисунок 4.7):

Система уравнений элементов ОР ПП

УРАВНЕНИЯ

- Lfd1 = 4.1531
- mfd1
- Sfd1 = 0.781969
- Bfd1Lfd1
- SParkZone1 = 0.344171
- Sfd1
- Sad1 = 0.314606
- Sfd1
- STramp1 = 0.144244
- Sfd1
- Sfd1 = 1059.42
- Nplanefd1
- PerimFD1 = 0.941009
- Z (Bfd1+Lfd1)
- BSS1LSS1 = 0.0448463
- Sfd1
- Sad1 = 2.33415
- STramp1
- STramp1 = 0.788793
- BTramp1LTramp1
- 57.3 ArcTan $\left[\frac{Lad1}{Bad1} \right] = 9.80447$
- AngleAD1
- 57.3 ArcTan $\left[\frac{LTramp1}{BTramp1} \right] = 11.4281$
- AngleTramp1
- SParkZone1 = 0.344171
- Sfd1
- SParkZone1 = 359.562
- Nplanefd1

$\left\{ \begin{array}{l} \{Sfd1 \rightarrow 0.781969 Bfd1 Lfd1\} \\ \{Sfd1 \rightarrow 16945.7\} \end{array} \right\}$

ПЕРЕМЕННЫЕ

Lfd12 300

Bfd12 72.2352

ФУНКЦИИ

- Lfd1
- Bfd1
- Lad1
- Bad1
- Nplanefd1
- Nelev1
- Nplaneonelev1
- NplaneDivNelev1
- Nsp1
- NplaneDivNsp1
- NumerSp1
- LSp1
- LSpDivLfd1
- Nhelplace1
- Dimhelplace1
- Naf1
- LBelev1
- AngleAD1
- AngleTramp1
- Sfd1
- vars LfdBfd1
- SfdDivLfdBfd1
- PerimFD1
- LfdBfd21
- PerimFDDivLfdBfd21
- BortParkZone1
- SParkZoneByBort1
- SParkZone1
- SParkZoneDivSfd1
- LTramp1
- BTramp1
- LTrampBTramp1
- STramp1
- STrampDivLTrampBTramp1
- Sad1
- LfdDivBfd1
- SadDivSfd1
- STrampDivSfd1
- SadDivSTramp1
- LSS1
- BSS1

Рисунок 4.7

Пример №2

Необходимо рассчитать Sfd и SParkZone (площадь полетной палубы и площадь парковой зоны), Sfd является функцией от Lfd (длины полетной палубы) и Bfd (ширины полетной палубы), SParkZone является функцией от Sfd при этом, так как по первому уравнению Bfd является функцией от Lfd, то значение Bfd может быть рассчитано автоматически, а может быть введено явно (Рисунок 4.8):

Система уравнений элементов ОР ПП

УРАВНЕНИЯ

- $Lfd1 = 4.1531$
- Bfd1
- $\frac{Sfd1}{Bfd1 Lfd1} = 0.781969$
- $SParkZone1 = 0.344171$
- $\frac{Sad1}{Sfd1} = 0.314606$
- $\frac{STramp1}{sfd1} = 0.144244$
- $\frac{Sfd1}{Nplanefd1} = 1059.42$
- $\frac{PerimFD1}{2(Bfd1+Lfd1)} = 0.941009$
- $BSS1LSS1 = 0.0448463$
- $\frac{Sad1}{STramp1} = 2.33415$
- $\frac{STramp1}{BTramp1 LTramp1} = 0.788793$
- $57.3 \text{ ArcTan} \left[\frac{Lad1}{Bad1} \right] = 9.80447$
- $57.3 \text{ ArcTan} \left[\frac{LTramp1}{BTramp1} \right] = 11.4281$
- $SParkZone1 = 0.344171$
- $SParkZone1 = 359.562$
- Nplanefd1

```

{{{Sfd1 → ConditionalExpression[
  0.188286 Lfd12, Lfd1 > 0 || Lfd1 < 0],
SParkZone1 → ConditionalExpression[
  0.0648024 Lfd12, Lfd1 > 0 || Lfd1 < 0],
Bfd1 → ConditionalExpression[
  0.240784 Lfd1, Lfd1 > 0 || Lfd1 < 0]}}}
{{{Sfd1 → 16945.7, SParkZone1 → 5832.22,
72.2352 → 72.2352}}}

```

ПЕРЕМЕННЫЕ

Lfd12

Bfd122

- Lfd1
- Bfd1
- Lad1
- Bad1
- Nplanefd1
- Nelev1
- Nplaneonelev1
- NplaneDivNelev1
- Nsp1
- NplaneDivNsp1
- NumerSp1
- LSp1
- LSpDivLfd1
- Nhelplace1
- Dimhelplace1
- Naf1
- LBelev1
- AngleAD1
- AngleTramp1
- Sfd1
- vars LfdBfd1
- SfdDivLfdBfd1
- PerimFD1
- LfdBfd21
- PerimFDDivLfdBfd21
- BortParkZone1
- SParkZoneByBort1
- SParkZone1
- SParkZoneDivSfd1
- LTramp1
- BTramp1
- LTrampBTramp1
- STramp1
- STrampDivLTrampBTramp1
- Sad1
- LfdDivBfd1
- SadDivSfd1
- STrampDivSfd1
- SadDivSTramp1
- LSS1
- BSS1

ФУНКЦИИ

Рисунок 4.8

4.2 Описание исходных данных для оценки адекватности математической модели

Исходными данными для оценки адекватности ММ служат:

- 1) Статистические данные по характеристикам АВ из открытых источников;
- 2) Мировые тенденции развития кораблей рассматриваемого класса.
- 3) Соответствие проектным нормам и требованиям в том числе требованиям РМРС.

Следует отметить, что при верификации с кораблями блока НАТО наблюдается низкая сходимость типа «Нимиц» и «Нимиц+» по:

- 1) Полному водоизмещению;
- 2) Количеству ЛАК;

Верифицируемость ММ диссертационного исследования с данными открытых источников по проектам АВ стран блока НАТО является не вполне корректной задачей, так как в основе проектов АВ стран блока НАТО заложены иные проектные удельные показатели, что может приводить к значительным (принципиальным) отличиям.

В первую очередь к таким удельным показателям относятся расчеты связанные с:

- 1) Нагрузкой масс (Расчет водоизмещения);
- 2) Вместимостью (Количество ЛАК на ПП и АП);
- 3) Посадкой и начальной остойчивостью (требования к проектированию ВМФ РФ и ВМС НАТО).

Что, в конечном итоге, приводит к расхождениям, в частности по количеству ЛАК, а также по водоизмещению.

Устранение данных нивязок по верифицируемости с кораблями блока НАТО возможно выполнить в ММ на последующих стадиях разработки диссертационной работы обобщив информацию по проектным нормативам (удельным показателям) ВМС стран блока НАТО.

Верификация ММ проводилась путем расчета зависимых параметров при вводе в модель исходных данных существующих кораблей данного класса (АВ по данным открытых источников) и сравнения параметров, рассчитанных по ММ с данными открытой статистики.

Более подробная статистика, которая была использована при построении ММ базируется на открытых источниках корабля-прототипа.

Результаты верификации показали высокий процент сходимости, следовательно, ММ является адекватной и пригодной для решения задач по обоснованию концепции облика перспективного корабля.

Верификация по характеристикам:

- 1) Полная стоимость постройки и проектирования;
- 2) Полная мощность ГЭУ;

3) Коэффициент общей полноты;

имеют высокую сходимость с проектами АВ США типа «Нимиц» и «Нимиц+».

Данные по параметрам и свойствам таким как:

- 1) Начальная метацентрическая высота;
- 2) Период свободных колебаний;
- 3) Боевая эффективность;
- 4) Начальная метацентрическая высота;

По кораблям НАТО отсутствуют в открытых источниках.

В диссертационной работе выполнено сравнение параметров рассчитанных в ММ с данными открытых источников по АВ ВМФ РФ.

4.1.1.2) По модулям расчетов:

- Расчет нагрузки масс (определение водоизмещения);
- Расчет посадки и начальной остойчивости;

Верифицируемость методики расчета посадки проверяется при сравнении расчетов по ММ с расчетами программы Проект 1.

Таблица 4.3

Вариант корпуса АВ:

L=	265	м	Длина ПП
B=	40,8	м	Ширина ПП
H=	27	м	Высота борта

Таблица 4.4

Верификация метода расчета посадки и начальной остойчивости

Величина	Размерность	Обозначение	ПРОЕКТ Т-1	ММ	Разность	Погрешность, %	Достоверность	Примечание
ВОДОИЗМЕЩЕНИЕ	т	D	63347	63347	-	-	-	
ВОДОИЗМЕЩЕНИЕ ОБЪЕМНОЕ	куб,м	V	63347	63347	-	-	-	
ОТСТОЯНИЕ ЦТ СУДНА ОТ МИДЕЛЯ	м	Xg	-8,0	-8,0	-	-	-	
ОТСТОЯНИЕ ЦТ СУДНА ОТ ДП	м	Yg	-0,5	-0,5	-	-	-	
ОТСТОЯНИЕ ЦТ СУДНА ОТ ОП	м	Zg	12,1	12,1	-	-	-	

Величина	Размерность	Обозначение	ПРОЕКТ-1	ММ	Разность	Погрешность, %	Достоверность	Примечание
ОТСТОЯНИЕ ЦВ СУДНА ОТ МИДЕЛЯ	м	Xc	-8,1	-5,7	-2,4	30	ДА	
ОТСТОЯНИЕ ЦВ СУДНА ОТ ОП	м	Zc	6,0	6,5	0,5	8	ДА	
ВОЗВЫШЕНИЕ ПОПЕРЕЧН. МЦ НАД ОП	м	Zm	17,3	-	-	-	-	
ВОЗВЫШЕНИЕ ПРОДОЛЬНОЙ МЦ НАД ОП	м	Zm	390,4	-	-	-	-	
ПОПЕРЕЧНАЯ МЦВ	м	h'	5,2	3,7	1,6	30	ДА	
ПОПРАВКА К ПОПЕРЕЧНОЙ МЦВ	м	dh	0,0	-	-	-		
ПРОДОЛЬНАЯ МЦВ	м	H	378,4	476,1	97,7	26	ДА	
ПЛОЩАДЬ ВАТЕРЛИНИИ	кв,м	S	7243,0	-	-	-	-	
ОТСТОЯНИЕ ЦТ ВЛ ОТ МИДЕЛЯ	м	Xf	-0,2	-	-	-	-	
ОТСТОЯНИЕ ЦТ ВЛ ОТ ДП	м	Yf	0,0	-	-	-	-	
ОСАДКА НА МИДЕЛЕ	м	T	10,6	11,4	0,8	7	ДА	
ОСАДКА В ЦТ ВЛ	м	Tf	10,6	-	-	-	-	
ОСАДКА НОСОМ	м	Tн	7,8	10,8	2,9	37	НЕТ	Требуется доработка расчетного модуля
ОСАДКА КОРМОЙ	м	Tк	13,4	12,0	1,4	10	ДА	
ДИФФЕРЕНТ	м	Tн-Tк	-5,6	-1,3	-4,3	77	НЕТ	Требуется доработка расчетного модуля
МОМЕНТ, ДИФФЕРЕНТУЮЩИЙ НА 1СМ	тм/см,	DH/100L	904,5	-	-	-	-	

Величина	Размерность	Обозначение	ПРОЕКТ Т-1	ММ	Разность	Погрешность, %	Достоверность	Примечание
МОМЕНТ, КРЕНЯЩИЙ НА 1 ГРАД,	тм/град,	Dh/57,3	5801,6	-	-	-	-	
ЧИСЛО ТОНН НА 1 СМ ОСАДКИ	т/см	q	72,4	-	-	-	-	
УГОЛ КРЕНА	град.	tetta	-4,9	-7,1	-2,1	43	НЕТ	Требуется доработка методики
ПЕРИОД БОРТОВОЙ КАЧКИ	с	tauG	14,0	16,0	2,0	14	ДА	

- Расчет потребной мощности на ход корабля;
- Расчет боевой эффективности;
- Расчет качки;
- Расчет вместимости;
- Расчет количества ЛАК;
- Расчет стоимости строительства и проектирования.

4.1.2 Верификация после проведения эксперимента при решении задачи оптимизации и постоптимизации.

- 4.1.2.1) По модулю геометрии математической модели;
- 4.1.2.2) По модулям расчетов:
 - Расчет нагрузки масс (определение водоизмещения);
 - Расчет посадки и начальной остойчивости;
 - Расчет потребной мощности на ход корабля;
 - Расчет боевой эффективности
 - Расчет качки;
 - Расчет вместимости;
 - Расчет количества ЛАК;
 - Расчет стоимости строительства и проектирования.

В целом, как показал анализ, компоненты ММ верифицируются с высокой степенью достоверность по преобладающему числу проектных параметров.

4.3 Результаты проектных исследований с использованием математической модели АВ

Главным результатом использования ММ, при обосновании концепции, АВ является возможность постановки и решения задачи оптимизации.

Помимо этого, на основании работы ММ появляется возможность выполнять проектные проработки (исследования), направленные на обоснование проектных решений на ранних стадиях, а также, возможно, «промежуточных», таких как:

Проектные исследования, рассмотренные в диссертационной работе:

1) Изменение полной потребной мощности и скорости хода при изменении толщины корпусных конструкций при условии обеспечения общей прочности.

На основе изменения нагрузки масс при изменении толщины корпусных конструкций существует возможность пересчета необходимой потребной мощности, что, по сути, является пересчетом скорости хода базового варианта при изменении толщины корпусных конструкций (наружная обшивка, переборки, палубы) по статистическим данным при трансформации математической модели. Результаты расчета для различной толщины корпусных конструкций представлены на графиках.

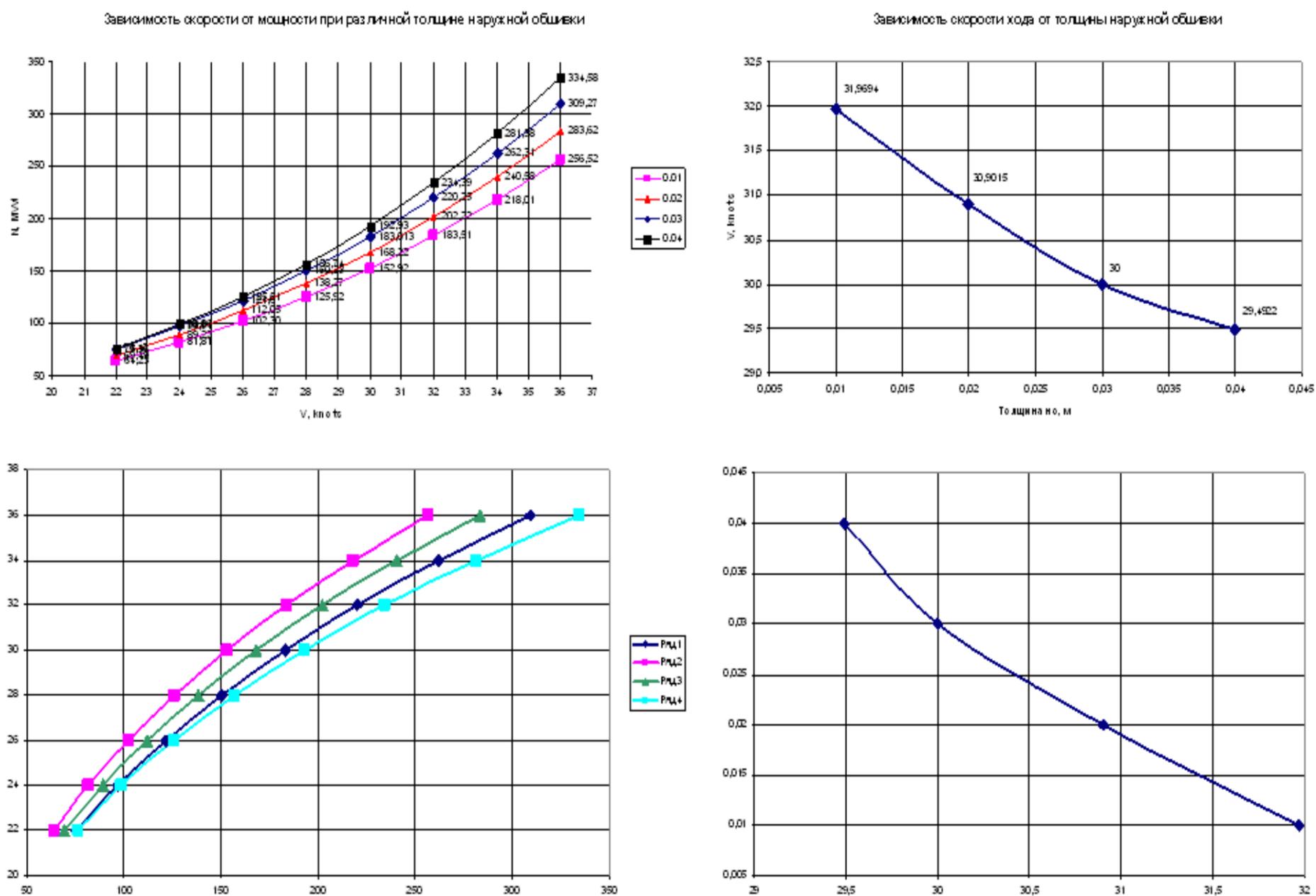


Рисунок 4.9

Прочность считается обеспеченной при всех толщинах, при этом как видно из графиков при одинаковой полной мощности ГЭУ изменение толщины на 30 мм может давать прирост скорости полного хода до 4-5 узлов.

Здесь следует отметить, что при проектировании по требованиям ВМФ РФ существует множество дополнительных требований по обеспечению прочности, таких, например как воздействие ударной волны ядерного взрыва. Эти требования в большинстве своем могут давать избыточный запас прочности, необходимость в котором отпадает например при проектировании для Иноказчика.

2) Изменение боевой эффективности при изменении габаритов (на 1, 2 и 3 ЛАК одновременно) бортовых подъемников ЛАК с ростом водоизмещения корабля.

Построена зависимость изменения боевой эффективности при изменении габаритов авиационного бортового подъемника (АБП) соответственно на 1, 2 и 3 ЛАК одновременно.

Расчеты, выполненные при различных водоизмещениях показывают, что с ростом водоизмещения боевая эффективность при габаритах АБП на 1 ЛАК сильно уступает боевой эффективности в габаритах АБП на 2 ЛАК. Габаритное исполнение АБП на 3 ЛАК дает не столь сильный прирост боевой эффективности.

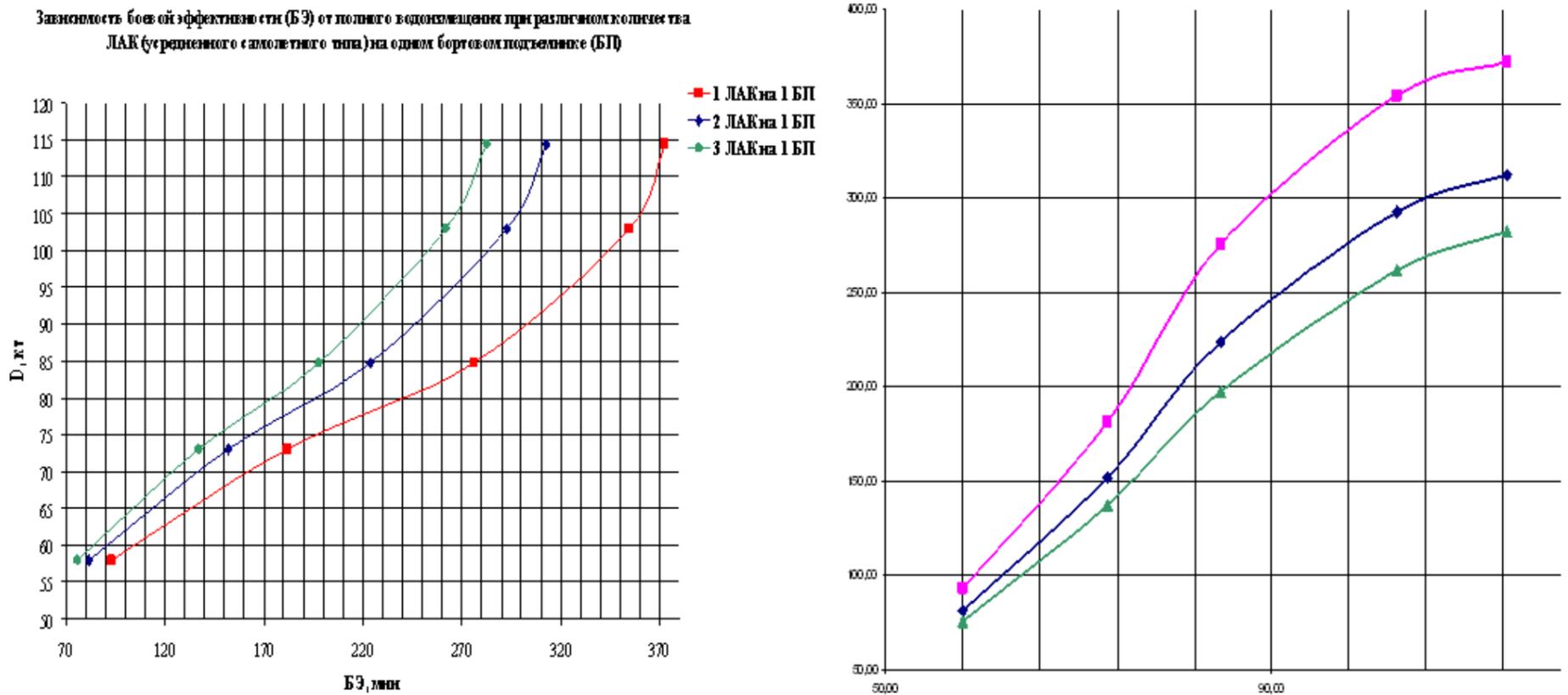


Рисунок 4.10

Результаты, полученные на основе выполненного проектного исследования, верифицируются принятой концепцией размещения 2 ЛАК против 1 ЛАК на БП у авианосцев стран блока НАТО, в частности проектов типа «Нимиц» и «Нимиц+».

Количество возможных проектных исследований достаточно велико и может быть значительно расширено при решении типовых задач по заданной проектной специализации.

4.4 Сопоставление результатов эксперимента с проектной практикой

В таблице 4.5 показано, что полученные результаты использования математической модели соответствуют проектной практике по авианосцам.

Таблица 4.5

№ п/п	Проект	Страна	Год	Дполн, тыс. т, около	Лпп, м	Впп, м	L, м	B, м	T, м	δ	Нлак, шт.	V, узл около	P, мВт	h*, м
1	Nimitz	США	1975	91,5	332,9	76,8	317,0	40,8	11,3	0,63	90	35,0	208,8	-
1a	ММ	-	-	61,2	332,9	76,8	332,9	36,72	9,77	0,50	66	30,0	180,4	3,91
2	Nimitz+	США	1986	102,0	332,9	77,0	319,0	40,0	11,7	0,68	68	33,0	191,0	-
2a	ММ	-	-	61,34	332,9	77,0	332,9	36,88	9,75	0,508	66	30,0	180,6	3,91
3	Nimitz+ mod	США	2008	112,0	337,0	78,0	320,0	42,0	12,0	0,69	75	32,0	210,0	-
3a	ММ	-	-	63,3	337,0	78,0	337,0	37,76	9,70	0,513	69	30,0	184,02	3,94
4	Liaoning (11436)	Китай	2014	59,5	304,5	75,0	270,0	38,0	10,5	0,55	36	29,0	200,0	3,5
4a	ММ	-	-	53,55	304,5	75,0	304,5	35,04	9,79	0,49	60	30,0	166,95	4,03
5	Vikramaditya (11430, ex-1143.4)	Индия	2013	45,4	285,0	60,0	243,0	31,0	10,0	0,60	34	29,0	180,0	2,75
5a	ММ	-	-	38,8	285,0	60,0	285,0	22,08	11,9	0,39	25	30,0	158,4	4,08
6	11435	РФ	1987	59,1	306,0	72,0	270,0	33,4	9,8	0,67	50	29,0	200,0	3,7
6a	ММ	-	-	52,45	306,0	72,0	306,0	32,72	10,22	0,48	57	30,0	168,8	3,88

Выводы по Главе 4

1) ММ верифицируема в довольно широком диапазоне исходных данных и параметров, что обеспечивает ее применимость в проектных исследованиях, связанных с обоснованием концепции авианесущего корабля на ранних стадиях проектирования;

2) Разработанная ММ позволяет решать задачи в области проектных исследований;

3) На базе ММ появляется возможность строить различные варианты коэффициентов Нормана по любым проектным показателям.

Так, например, в долях стоимости можно определить как изменится цена создания корабля при повышении:

- Числа ЛАК;
- Мощности ГЭУ;
- Остойчивости и др.

Заключение и выводы

1 Преимущества

1.1 Результаты диссертационного исследования позволяют повысить качество проектирования на начальных стадиях, благодаря использованию расчетно-программного комплекса, построенного для корабля класса авианосец.

1.2 Диссертационное исследование показало возможность построения методики проектирования через упрощенные схемы общего расположения (ОР), аналогичные прорисовкам ОР, используемым в практической работе КБ-проектанта.

1.3 Использование упрощенных автоматически генерируемых схем общего расположения, получаемых с применением компьютерных моделей кораблей на начальных стадиях, указывает на новый подход к решению задач вместимости в теории проектирования.

1.4 Использование разработанного математического аппарата дает возможность использования математической модели (математического, имитационного моделирования) и при решении тактических задач эксплуатации авианесущего корабля. К таким задачам относятся:

- логистика ЛАК и запасов непосредственно на корабле;
- логистика средств берегового обеспечения;
- планирование логистики ЛАК при выполнении боевых задач.

1.5 Разработанный аппарат математического моделирования позволяет выполнять проработки взаимовлияния любых проектных параметров (или их совокупностей) друг на друга на базе генерирования проектной статистики расчетов проектных показателей математической модели.

1.6 Продемонстрированный в диссертационной работе аппарат, построенный на базе математической модели, позволяет значительно повысить эффективность процесса проектирования при относительном снижении стоимости проектирования, снижении сроков проектирования и повышении качества и надежности (согласованности) процесса проектирования.

С использованием аппарата математического моделирования возникает возможность вести имитационное научное проектирование (исследовательское проектирование), выбирать (генерировать) и обосновывать принятие оптимальных проектных решений.

1.7 Способ проектирования на базе математической модели, как инструмент декомпозиции динамических проектных блоков, позволит сократить время корректировки проектной документации при изменении составных элементов проекта.

2 Пути модернизации и планы развития диссертационной работы и программного комплекса математической модели

2.1 Проблемы и недостатки

2.1.1 Не построена обобщенная математическая модель (ММ) общего расположения авианесущего корабля;

2.1.2 Не построена ММ логистики АВ (детальная раскатка ЛАК, «товарооборот» грузов и ресурсов АВ);

2.1.3 Не реализованы расчеты: непотопляемости, прочности и живучести.

2.1.4 Боевая эффективность оценивается достаточно упрощенно при раскатке по кратчайшим (прямым) траекториям движения ЛАК в ангаре и на ПП без учета параметров маневрирования ЛАК.

2.2 Модернизация программного комплекса диссертационной работы

2.2.1 Построение обобщенной ММ ОР АВ;

2.2.2 Построение ММ логистики АВ;

2.2.3 Доработка точности алгоритмов расчетов на базе эмуляции виртуального вызова расчетных программ ходкости, мореходности, посадки и начальной остойчивости, непотопляемости.

2.2.4 Доработка подхода к формированию наружной обшивки корпуса корабля на базе параметризованных аппроксимационных аналитических поверхностей.

2.2.5 Разработка и применение программных комплексов поддерживающих концепцию многоуровневой оптимизации проектных параметров.

2.2.6 Размещение ЛАК в парковых зонах ПП в соответствии с оптимальной «укладкой» на полезных площадях.

3 Перспективное применение результатов диссертационной работы

3.1 Апробация результатов, полученных в диссертационной работе при проектировании перспективных кораблей;

3.2 Результаты, полученные в диссертационном исследовании, могут иметь потенциал развития в области построения перспективных автоматизированных систем проектирования и исследовательских систем на базе математического и имитационного моделирования.

3.3 Решение задачи обоснования концепции АВ на базе применения методов математического моделирования и решения задачи оптимизации изложенное в диссертационной работе показывает, что:

- математическое моделирование с применением методов оптимизации при обосновании концепции АВ, обосновании проектных решений на всех стадиях проектирования, а также сопровождении полного процесса, проектирование должно стать неотъемлемой составной частью перспективных автоматизированных систем проектирования.

- имитационное моделирование логистических процессов, производимых на корабле должно стать «ядром» при проектировании математической модели ОР АВ и 3D модели АВ.

- принципы, изложенные в диссертационной работе, могут быть реализованы на базе существующих современных параметрических систем автоматизированного проектирования, а также распространены на другие типы кораблей и гражданских судов.

- переосмысление процесса проектирования посредством математического моделирования, позволит качественно повысить технический уровень проекта при этом непрерывно развивая методологию проектирования.

3.3.5 Модули расчетов по номенклатуре проектных специализаций должны быть интегрированы в математическую модель, что позволит выполнять динамический, непрерывный мониторинг всех проектных параметров, а также прогнозировать их критические изменения по мере технической готовности проекта и постройке корабля.

4 Новые научные результаты, полученные по итогам диссертационной работы

4.1 Решение задачи оптимизации значительно упрощается при полиномиальной аппроксимации исходных данных математической модели.

4.2 Разработанный комплекс программного обеспечения позволяет определять оптимальные исходные условия при решении задачи оптимизации, как-то выбор оптимального алгоритма решения задачи оптимизации или параметров при аппроксимации данных математической модели.

4.3 На базе комплекса программного обеспечения, разработанного в диссертационной работе, может быть построена система оперативного планирования проектов кораблей заданного типа, то есть система информационной и интеллектуальной поддержки при разработке технического задания.

Список сокращений и условных обозначений

- 2Д (2D) – двумерный;
3Д (3D) – трехмерный;
АВ – авианосец, авианесущий корабль;
АвП – авиационный подъемник;
АУГ – авианесущая ударная группа;
АП – ангарная палуба;
АТСК – авиационно-технические средства корабля;
БДК – большой десантный корабль;
БЗ – боезапас;
БП – бортовой подъемник ЛАК (АвП);
БПЛА – беспилотный летательный аппарат;
В – вооружение;
ВМС – военно-морские силы;
ВМФ – Военно-Морской Флот;
ВП – верхняя палуба;
ВТ – военная техника;
ГВО – главный водонепроницаемый отсек;
ГД – главный двигатель;
ГИ – государственные испытания;
ГЭУ – главная энергетическая установка;
ДВКД – десантный вертолетоносец корабль-док;
ДП – диаметральной плоскость;
ЗИП – запасные инструменты и принадлежности;
ЗХИ – заводские ходовые испытания;
КВЛ – конструктивная ватерлиния;
КПД – коэффициент полезного действия;
КСАПР – комплекс системы автоматизированного проектирования;
ЛАК – летательный аппарат корабельный;
ЛБ – левый борт;
ЛС – личный состав;
МГХ – массогабаритные характеристики;
ММ – математическая модель;
НИР – научно-исследовательская работа;
НМ – нагрузка масс;
НИУТКА – наземный испытательный учебно-тренировочный комплекс корабельной авиации;
НМЦВ – начальная метацентрическая высота;
ОКР – опытная конструкторская работа;
ОП – основная плоскость;
ОР – общее расположение;
ПБО – противобереговая оборона;
ПВО – противовоздушная оборона;
ПДВ – противодеверсионное вооружение;
ПЗРК – переносной зенитно-ракетный комплекс;

ПЛ – подводная лодка;
ПЛО – противолодочная оборона;
ПП – полетная палуба;
ПрБ – правый борт;
ПСД – приемо-сдаточная документация;
РКД – рабоче-конструкторская документация;
РЛДН – радиолокация дальнего наблюдения;
РФ – Российская федерация;
РЭВ – радиоэлектронное вооружение;
РЭБ – радиоэлектронная борьба;
ТАВКР – тяжелый авианесущий крейсер;
ТЗ – техническое задание;
ТТХ тактико-технические характеристики;
ТЧ – теоретический чертеж;
УДК – универсальный десантный корабль;
УП – угловая палуба;
УРО – ударное ракетное оружие;
ЦТ – центр тяжести;
ШИ – швартовные испытания;
ЭЭ – электрическая энергетика;

Список литературы

1. Белавин Н. И. Авианесущие корабли. М., «Патриот», 1990.
2. Павленко В.Ф. Корабельные самолеты. М., Воениздат, 1990.
3. Короткин И. М., Слепенков З. Ф., Колызаев Б. А. Авианосцы и вертолетоносцы. М., Воениздат, 1972.
4. Каторин Ю. Ф. Все об авианосцах. История и тенденции развития. М., Астрель, Полиграфиздат; СПб, Полигон, 2012.
5. Крис Шарп, Крис Бишоп. Авианосцы. Иллюстрированная энциклопедия. М., Омега, 2006.
6. Александров Ю. И. Боевые корабли мира на рубеже XX – XXI вв. Часть 1 (том 2). Авианосцы и крейсера. СПб, «Галей принт», 2004.
7. Короткин И. М. Боевые повреждения авианосцев. СПб, М., Астрель, 1994.
8. Кузин В. П., Никольский В. И. Военно-морской флот СССР 1945-1991 гг. СПб, Историческое морское общество, 1996
9. Кузьменко А. В., Рязнцев Ю. И. Учет качки при проектировании судов космической службы. Судостроение, 1984-№11.
10. Мальцев Н. Я., Гордон Л. А. Авиакорабли и техника эксплуатации корабельных самолетов. Ленинград, изд. ЛКВВИА, 1951.
11. Морин А. Б. Корабельная авиация и авианесущие корабли отечественного флота. Мир авиации, №6, 1994.
12. Морская авиация России. М., Машиностроение, 1996.
13. Норман Полмар. Авианосцы. (в 2 т) М., АСТ, 1999
14. Осипов Б., Федурин А. Техническое обслуживание и ремонт самолетов на авианосцах. Зарубежное военное обозрение, №7, 1980.
15. Шумилин В. Н., Чечин А. А., Околелов Н. Н. Атомный авианосец USS Nimitz. История, конструкция, служба, авиационное вооружение. М., ЗАО «Изд. Журнала «Моделист-конструктор», 2008.
16. Никольский М. Развитие авианосцев после Второй мировой войны. Развитие авиации корабельного базирования после Второй мировой войны. «Авиация и космонавтика вчера, сегодня, завтра», №7, 2001.
17. Апальков Ю. В. ВМС Великобритании. Авианосцы. Чч.1 и 2. СПб, ООО «Галей принт», 2016.
18. Ашик В. В. Проектирование судов. Ленинград, Судостроение, 1985 г., 320 с.

19. Захаров А. С. Особенности проектирования судов с горизонтальной грузообработкой. Учебное пособие, Ленинград 1980 г., 90 с.
20. Басин А. М., Анфимов В. Н. Гидродинамика судна, Ленинград, 1970 г., 683 с.
21. А. Н. Вашедченко, Автоматизированное проектирование судов, Ленинград, Судостроение, 1985. 164 с.
22. Бронников А. В. Особенности проектирования морских транспортных судов. Ленинград, Судостроение, 1971. 328 с.
23. Бронников А. В. Проектирование судов. Ленинград, Судостроение, 1991. 245 с.
24. Букшев А. В., Одегова О. В. Проектирование морских транспортных судов, СПбГМТУ, 2005.
25. Гайкович А. И. Основы теории проектирования сложных технических систем. СПб.: НИЦ "МОРИНТЕХ", 2001. 432 с.
26. Гайкович А. И. Применение современных математических методов в проектировании судов. Ленинград, Изд. ЛКИ, 1982. 89 с.
27. Гайкович А. И., Калмук А. С., Козлов А. С., Пегашев Г. Ю., Смирнов С. А., Фирсов В. Б. Предэскизное автоматизированное проектирование надводных судов // Судостроение.-2002.- №5 – с. 16.
28. Гайкович А. И., Рюмин С. И. Кусовое и дипломное проектирование с использованием УИ САПР "ФЛОТ". СПбГМТУ, СПб., 2005, 78 с.
29. Захаров И. Г., Теория компромиссных решений при проектировании корабля, Ленинград, Судостроение, 1987. 135 с.
30. Захаров А. И. Проектно-организационные аспекты управления проектированием в судостроительной отрасли, Сборник докладов международного семинара "Суда Будущего", 2007, 4 с.
31. Измайлов И. А., Михелёв К. С., Шифман А. Ленинград Развитие способов проектного исследования на основе моделей системой оптимизации, Сборник докладов международного семинара "Суда Будущего", 2007, 4с.
32. Кутенёв А. А. Сопоставление проектных заданий и оптимизационных исследований по уровню напряжённости и новизны, Сборник докладов международного семинара "Суда Будущего", 2007, 5 с.
33. Любимов Е. В. Проектно-экономические аспекты комплексной безопасности судов, Сборник докладов международного семинара "Суда Будущего", 2007, с. 3.
34. Третников Н. И., Любушин Н. П., Бируля В. А., Иконников А. Ф., , Экономическое обоснование проектных решений: Пособие для конструктора-судостроителя, 1990, Справочник.

35. Логачев С. И., Чугунов В. В. Мировое судостроение: современное состояние и перспективы развития. СПб., Судостроение, 2001. 312 с.
36. Ногид Л. М. Проектирование формы судна и построение теоретического чертежа. Ленинград, Судпромгиз, 1962.
37. Нечаев Ю. И., Царев Б. А., Челпанов И. В., Профессия - Судостроитель, Ленинград, Судостроение 1987, 141 с.
38. Пашин В. М. Оптимизация судов. Ленинград, Судостроение, 1983. 295 с.
39. Пашин В. М., Гайкович А. И. Определение основных элементов судна в начальной стадии проектирования. Ленинград, Изд. ЛКИ, 1984. 73 с.
40. Проняшкин А. А., Сучков А. И., Шифман А. Ленинград Возможности алгоритмизации архитектурно-компоновочного проектирования, Сборник докладов международного семинара “Суда Будущего”, 2007, 4 с.
41. Царев Б. А. - Введение в кораблестроительные специальности, учебное пособие, Ленинград 1982, 101 с
42. Царев Б. А. Особенности принятия решений в рамках конкурсного проектирования, Сборник докладов международного семинара “Суда Будущего”, 2007, с.7.
43. Царев Б. А. Необходимость доминантного учёта физических и социологических факторов при прогнозировании, Сборник докладов международного семинара “Суда Будущего”, 2007, с. 4.
44. Шагиданов В. И. Проектное обоснование характеристик судов для охраны экономических зон и исследования океана, Сборник докладов международного семинара “Суда Будущего”, 2007, с. 4.
45. Повышение эффективности проектирования судов на стадиях исследования с использованием САПР, Артюшина Т. Г., канд. техн. наук, А. И. Гайкович, док.техн.наук (СПбГМТУ), Судостроение 5/2007, 4 стр.
46. Introduction to Naval Architecture, E. C. Tupper, Third edition, 1996, p. 372.
47. Barnaby K. C. Basic Naval Architecture, London, 1967.
48. Ship Design and Construction, The Society of Naval Architects and Marine Engineers, New York, NY.10048, 1980, p. 419.
49. Pratical Ship Design, David G.M. Watson, 1998, p. 556.
50. Ship Design for Efficiency and Economy, H. Schneekluth and V. Bertram, second edition 1998, p. 226.
51. Ship Construction, D. J. Eyres M.Sc., F.R.I.N.A. Formerly Lecturer in Naval Architecture Department of Maritime Studies Plymouth Polytechnic, 2001, p. 366.

52. Principles of Naval Architecture, The Society of Naval Architects and Marine Engineers, Volume 1- second revision, 1988, p. 316.
53. Design Procedure and Mathematical Models in the Concept Design of Tankers and Bulk Carriers, Predrag ČUDINA, Domovinskog rata 30, 21210 Solin, 2008 – p. 17.
54. A Practical Approach for Ship Construction Cost Estimating, Jonathan M. Ross, Proteus Engineering, Anteon Corporation, U.S.A, 13 p.
55. Life Cycle Cost of Maintaining The Effectiveness Of A Ship's Structure And Environmental Impact Of The Ship Design Parameters, G A Gratsos, Naval Architect, Shipowner, President Hellenic Chamber of Shipping, Greece, P Zachariadis, Naval Architect, Technical Director, Atlantic Bulk Carriers Management Ltd., Greece. 28 p.
56. Multiple-Objective Optimization in Naval Ship Design, Dr. Alan Brown and Juan Salcedo, Naval Engineers Journal, Vol. 115, No. 4, 2003, pp. 49-61.
57. Ship Design Optimization Using ASSET, Swaroop. N.Neti, Virginia Polytechnic Institute and State University, 2005 p. 97.
58. An Investigation into Resistance Characteristics of Rectangular Barges, S Das, O P Sha, S C Misra, Department of Ocean Engineering and Naval Architecture, Indian Institute of Technology, Kharagpur 721302, 2004, 5 p.
59. Landing Craft - Simple Ships or Time for a Rethink? A Designer's Perspective, Ian Mackereth- BSc, CEng, MRINA, Managing Naval Architect Nick Noel-Johnson, BEng MSc CEng MRINA, Principal Naval Architect BMT Defence Services Ltd, UK, Paper presented at MAST 2008, Cadiz, Spain, 11 p.
60. The Royal Institution of Naval Architects, Warship Technology March 2007
61. The Royal Institution of Naval Architects, Warship Technology October 2008
62. The Royal Institution of Naval Architects, Warship Technology July/August 2008
63. Incremental Cost Estimates for Marine Diesel Engine Technology Improvements, Engine Programs and Compliance Division Office of Mobile Sources, U.S. Environmental Protection Agency, 1998, 48 p.
64. Singiresu S. RAO, ENGINEERING OPTIMIZATION, United States of America, 1996.
65. Learning Aspects of Procedures for Ship Conceptual Design Based on First
66. Principles, Hernani L. Brinati, Oscar B. Augusto, Mardel B. de Conti, Department of Naval Architecture and Ocean Engineering – University of São Paulo, Av. Prof. Mello Moraes, 2231 – PNV/EPUSP –05508-900 – São Paulo (SP) – Brasil, International Conference on Engineering Education – ICEE 2007, Coimbra, Portugal.

67. Innovative technology: Ro-Ro vessel, terminal, and barge design that will improve the cost position and lead-time for the logistic chain, Håkon Lindstad, Eirik Uthaug Division of Machinery and Technical Operations, Marintek, 7450, Trondheim, Norway, The IMDC'03 Conference Paper.

68. Optimization of Arrangements of Ro-Ro Passenger Ships with Genetic Algorithms, Evangelos K. Boulougouris, Apostolos D. Papanikolaou, George Zaraphonitis NTUA-SDL, Ship Design Laboratory, School of Naval Architecture and Marine Engineering, National Technical University of Athens, Journal Ship Technology Research, Vol. 51, No. 3, 2004.

69. The European passenger car ferry fleet-review of design features and stability characteristics of pre- and post SOLAS 90 ro-ro passenger ships, , Apostolos Papanikolaou, Professor, Head of Ship Design Laboratory, National Technical University of Athens, Eleftheria Eliopoulou, Dipl.-Eng., Dr.-Eng. Cand., Ship Design Laboratory, National Technical University of Athens, A. Papanikolaou, E. Eliopoulou, 'The European Passenger Car Ferry Fleet – Review of Design Features And Stability Characteristics Of Pre- and Post SOLAS 90 Ro-Ro Passenger Ships', Euroconference on Passenger Ship Design, Construction, safety and Operation, Anissaras-Crete, October 2001.

70. Enlarged Ship Concept, Applied to Ro-Ro Cargo/Passenger Vessels, J.M.J. Journée, Jakob Pinkster, Delft University of Technology and S.G. Tan, Marin, Wageningen, PRADS'98, Conference on Practical Design of Ships and Mobile Structures, Developments in Marine Technology, September 1998, The Hague, The Netherlands.

71. Trends in the Design Manufacture of Transportation Barges for Inland Water Ways, Cmde Retd N Kumar and S R Suresh, IE(I) Journal – MR, Vol 88. July 2007.

72. General approach in the preliminary design of advanced marine vehicles, Associate Professor Mustafa INSEL, Faculty of Naval Architecture and Ocean Engineering Istanbul Technical University Maslak, 80626 Istanbul, TURKEY.

73. European Maritime Clusters, Open Innovation and European Research Policy, Prof.dr.ir. Niko Wijnolst, Chairman Dutch Maritime Network, ECMAR Conference Amsterdam, 31 May 2007.

74. Development in ships and shipping, D.Goodrich and G.Ward, British Ship Research Association, Wallsend, Tyne and Ware NE28 6UY, UK, Philosophical Transactions of the Royal Society of London. Series A, Mathematical and Physical Sciences (1934-1990), Volume 307, Number 1499/October 20, 1982.

75. R.Munro-Smith, Ships and Naval Architecture 1981, 326 p.

76. Research paper, Christopher J. Pehrson, Major, USAF, AF Institute Of Technology, June 2000, p. 73.

77. Least Cost Structural Optimization Oriented Preliminary Design, Philippe RIGO, ANAST- Dept. of Naval Architecture, University of Liege, Belgium & NFRS [National Funds of Scientific Research], Visiting Professor University of Michigan, The Society of Naval Architects and Marine Engineers, Paper 15, 2001, p. 18

78. www.hsdejong.nl

79. www.man-mn.com/engines

80. http://www.mot.gov.mm/ms/ship_building.html

81. <http://www.navysite.de/ships/lcm.htm>

82. <http://www.etrademyanmar.com>

83. <http://www.globalsecurity.org>

84. <http://www.vmore.su/articles.php?id=149>

85. <http://www.inf2000.de>

86. www.shortsea.nl/

87. www.ce.ufl.edu/~sheppard/eoc6430/manual/PartV-Chap5,%20

88. [Navigation%20Projects.pdf](#)

89. watlab.lin.vlaanderen.be/imsf/papers/paper12_benedict.pdf

90. www.issc.ac/img/r13.pdf

91. www.manbw.com/files/news/files_of3859/P254-04-04.pdf

92. digitalmarine.net/builder/DMT.035e.pdf

93. http://en.wikipedia.org/wiki/File:FS_Rapier.jpg

94. Каллан Роберт. Основные концепции нейронных сетей. – М.: Издательский дом Вильямс, 2003, с. 288, с. 146-148.

95. Гринченко С. Н. «Метод «Проб и ошибок, поисковая оптимизация: анализ, классификация, трактовка понятия «естественный отбор». М. 2003.

96. J. A. Nelder and R. Mead, *Computer Journal*, 1965, vol 7, pp 308-313.

97. Storn, Rainer and Price, Kenneth *Differential Evolution – A Simple and Efficient Heuristic for Global Optimization over Continuous Spaces*, 1997