

На правах рукописи
УДК 623.822.74.018

Туголуков Валентин Алексеевич



**МЕТОДОЛОГИЯ ОПТИМИЗАЦИИ И ОЦЕНКИ
КОРАБЕЛЬНЫХ АВИАЦИОННЫХ СИСТЕМ
ПРИ СОЗДАНИИ АВИАНОСНОГО КОРАБЛЯ**

Специальность 05.13.01
Системный анализ, управление и обработка информации
(технические науки)

**Диссертация на соискание ученой степени
доктора технических наук**

Научный консультант: доктор технических наук, доцент
Балык Олег Алексеевич

Феодосия
2020

Оглавление

	Стр.
Введение.....	4
1. Концептуальные основы методологии оптимизации и оценки корабельных авиационных систем авианосного корабля.....	8
1.1. Системно-диалектический аспект методологии.....	9
1.2. Организационно-системная направленность методологии ...	13
1.3. Критериальное единство оптимизации, оценки, формирования требований и принятия оптимальных проектных решений при создании авианосного корабля...	20
Выводы по разделу 1.....	27
2. Формализация задач оптимизации и оценки корабельных авиационных систем создаваемого авианосного корабля.....	28
2.1. Общая постановка задач оптимизации и оценки.....	28
2.2. Выбор принципа оптимальности и области компромисса функциональных критериев оптимизации в структуре целевой функции авианосного корабля.....	32
2.3. Нормирование и вероятностный анализ функциональных критериев оптимизации корабельных авиационных систем...	39
2.4. Практическая реализация принципа гибкого приоритета в критериальном пространстве целевой функции авианосного корабля.....	51
Выводы по разделу 2.....	75
3. Критериальное моделирование единого процесса оптимизации, оценки, формирования требований и принятия решений по корабельным авиационным системам авианосного корабля	76
3.1. Оптимизация процесса построения корабельных авиационных систем.....	78
3.1.1. Процесс подготовки корабельных летательных аппаратов к полетам с корабля.....	84
3.1.2. Процесс взлета корабельных летательных аппаратов с корабля.....	95
3.1.3. Процесс посадки корабельных летательных аппаратов на корабль.....	105
3.2. Оптимизация процесса управления корабельными авиационными системами.....	114
3.2.1. Структуризация информационного пространства управления корабельными авиационными системами.....	114
3.2.2. Оптимизация управления полетом корабельных летательных аппаратов с авианосного корабля.....	118
3.2.3. Оптимизация систем корабельных летательных аппаратов при управлении боевыми действиями....	161

3.3. Оптимизация корабельных авиационных систем и формирование технико-критериального облика создаваемого авианосного корабля	220
3.4. Критериальное подобие процессов оптимизации, экспериментальной отработки, испытаний и эксплуатации корабельных авиационных систем.....	229
Выводы по разделу 3.....	236
4. Экспериментальное оценивание процесса оптимизации, формирования требований и принятия решений по корабельным авиационным системам при испытаниях авианосного корабля...	238
4.1. Выбор количества измерений при проведении экспериментов.....	238
4.2. Формирование оптимальной программы проведения испытаний корабельных авиационных систем.....	241
4.2.1. Планирование оптимального объема испытаний.....	241
4.2.2. Оптимальное распределение пунктов программы по условиям испытаний.....	243
4.2.3. Согласование оптимальных сроков проведения испытаний.....	246
4.3. Организация измерений и оценивания оптимизируемых параметров корабельных авиационных систем при испытаниях авианосного корабля.....	249
Выводы по разделу 4.....	251
5. Оценивание достоверности критериального моделирования процесса оптимизации, формирования требований и принятия решений по корабельным авиационным системам при испытаниях авианосного корабля.....	253
5.1. Методические вопросы получения и обработки измерительной информации от корабельных систем контроля и управления полетами авиации.....	253
5.2. Оценка достоверности и выполнимости требований к оптимизируемым параметрам корабельных авиационных систем при испытаниях авианосного корабля.....	258
5.3. Достоверность и апробация результатов оптимизации и оценки корабельных авиационных систем по целевой функции авианосного корабля.....	265
Выводы по разделу 5.....	267
Заключение.....	268
Список сокращений и условных обозначений	270
Список иллюстративного материала.....	272
Список литературы.....	275

ВВЕДЕНИЕ

Актуальность темы исследования обусловлена необходимостью разработки системы поддержки принятия решений военно-политическим руководством страны по созданию, испытаниям и эксплуатации нового эффективного авианосного корабля на основе предлагаемой методологии оптимизации и оценки корабельных авиационных систем по целевой функции авианосного корабля.

Степень разработанности темы соответствует степени использования теории и методов системного исследования процесса функционирования сложных технических систем применительно к корабельным авиационным системам при взаимодействии с кораблем и окружающей средой, а также разработанности методологии оптимизации и критериальной оценки корабельных авиационных систем для принятия решений по созданию и испытаниям авианосного корабля.

Одновременно по мере расширения исследований разработаны и уточнены адекватные критериальные модели, применяемые для оценки эффективности функционирования корабельных авиационных систем с оцениванием достоверности критериального моделирования процесса оптимизации, формирования требований и принятия решений по корабельным авиационным системам, с формированием технико-критериального облика создаваемого авианосного корабля.

Цели и задачи исследования направлены на:

разработку, применение и развитие теоретико-прикладных основ системно-диалектической методологии и организационно-системных принципов оптимизации и критериальной оценки корабельных авиационных систем для принятия оптимальных проектных решений при создании авианосного корабля;

определение функциональных качеств корабельных авиационных систем, необходимых для достижения целей функционирования авианосного корабля (и соединения кораблей) в заданных условиях окружающей среды;

выявление и определение вероятностно-квалиметрической взаимосвязи функциональных качеств (критериев оптимальности) с результатами операционного функционирования авианосного корабля;

формирование требований к корабельным авиационным системам и оценивание их выполнимости в обоснование принятия оптимальных решений при разработке, создании и испытаниях корабельных авиационных систем авианосного корабля.

Научная новизна:

Разработана качественно новая теоретико-прикладная методология, основанная на применении системно-диалектических и организационно-системных принципов оптимизации и критериального моделирования, и характеризующаяся операционной конкретизацией фокусированного действия и функциональной дополнительностью корабельных авиационных систем в отображении реальной сложности системодействия авианосного корабля и комплексном учете его важнейших системных качеств при оптимизации, оценке, формировании требований и принятии оптимальных проектных решений при создании авианосного корабля.

Сформирован строгий алгоритм последовательного разворачивания оптимизационного плана, задающий сквозные концептуальные направления по ступеням многокритериальной оптимизации корабельных авиационных систем авианосного корабля. Выявлена вероятностно-квалиметрическая взаимосвязь критериальных функций корабельных авиационных систем с результатами операционного функционирования – целевой функцией авианосного корабля и сформирован концептуальный технико-критериальный облик авианосного корабля.

Установлено методологическое единство оптимизации, оценки, формирования требований и принятия оптимальных проектных решений по корабельным авиационным системам при создании авианосного корабля.

Разработана оптимальная программа испытаний и оценивания оптимизируемых показателей качества (эффективности) функционирования корабельных авиационных систем создаваемого авианосного корабля.

Кроме того, методология решает задачи функционально-структурного проектирования и формирования технико-критериального облика корабельных авиационных систем и корабля в целом полностью в оптимальном плане.

В этом заключается новизна методологии, ее преимущество и отличие от других приемов и методов решения подобных задач.

Теоретическая и практическая значимость работы заключается в использовании результатов исследований:

в научно-исследовательских организациях (НИО) Министерства обороны (МО) и промышленности при формировании тактико-технических заданий (ТТЗ) на опытно-конструкторские работы (ОКР) по созданию авианосного корабля;

в проектно-конструкторских бюро (ПКБ) – проектантах на стадии разработки технических предложений (аванпроектов), эскизных и технических проектов авианосного корабля;

на судостроительных заводах при постройке авианосного корабля и сдаче его на швартовные, заводские ходовые и государственные испытания;

в научно-испытательных организациях промышленности и Министерства обороны при формировании программ и методик испытаний и проведении непосредственно испытаний корабельных авиационных систем корабля.

Использование результатов исследования позволяет поэтапное принятие решений по созданию авианосного корабля, его проектированию, постройке, испытаниям, вплоть до ввода его в эксплуатацию, основанных на оценке выполнимости сформированных оптимальных требований.

Методология и методы исследования построены на базе системно-диалектических законов и организационно-системных принципов оптимизации сложных технических систем, постулатах теории вероятности, исследования операций, квалиметрии, теории подобия, семантического и критериального моделирования, методов анализа иерархий, принятия решений и теории военно-научных исследований.

Положения, выносимые на защиту, содержат:

системно-диалектический и организационно-системный алгоритм оптимизации корабельных авиационных систем авианосного корабля;

синтез функциональных критериев качества корабельных авиационных систем в целевую функцию авианосного корабля;

критериальное моделирование единого процесса оптимизации, оценки, формирования требований и принятия решений по корабельным авиационным системам создаваемого авианосного корабля;

разработку оптимальной программы испытаний и оценивания оптимизируемых показателей качества (эффективности) функционирования корабельных авиационных систем создаваемого авианосного корабля.

Степень достоверности и апробация результатов

исследования оценивалась по результатам разработки, заводских ходовых и государственных испытаний тяжелого авианесущего корабля проекта 1143.5 и опыту создания, эксплуатации и боевого применения современных авианосцев военно-морских сил США и других стран.

Адекватность результатов моделирования, оптимизации и оценки корабельных авиационных систем по целевой функции авианосного корабля подтверждается результатами испытаний и эксплуатации проектов 1143.1...1143.5, современных американских авианосцев (типа "Нимитц", "Джеральд Форд") с апробацией результатов по опыту эксплуатации и боевого применения этих авианосцев.

1. КОНЦЕПТУАЛЬНЫЕ ОСНОВЫ МЕТОДОЛОГИИ ОПТИМИЗАЦИИ И ОЦЕНКИ КОРАБЕЛЬНЫХ АВИАЦИОННЫХ СИСТЕМ АВИАНОСНОГО КОРАБЛЯ

Главная концептуальная идея заключается в разработке качественно новой теоретико-прикладной методологии, основанной на применении системно-диалектических законов и организационно-системных принципов оптимизации, характеризующихся операционной конкретизацией, фокусированным действием и функциональной дополнительностью корабельных авиационных систем авианосного корабля в отображении реальной сложности его системодействия в боевых операциях.

Базирование развиваемой методологии на системно-диалектических законах и организационно-системных принципах оптимизации содействует возможности исследования важнейших системных качеств авианосного корабля, применения существующих математических методов оптимизации, и разработки критериальных моделей оптимизации, конкретизируемых в процессе оценки, формирования требований, принятия оптимальных проектных решений, создания и испытаний авианосного корабля в соответствии с правилами последовательной декомпозиции.

В методологическом плане оптимизации корабельных авиационных систем чрезвычайно важную роль играет содержательное описание существенно влияющих свойств и качеств операционного функционирования авианосного корабля (и соединения кораблей) на переходе морем, при боевом развертывании, в оборонительных и наступательных операциях на море, трудно поддающегося строгой формализации. Известные математические методы оптимизации ограничиваются лишь поиском экстремальных значений отдельных параметров, теряя существенно важные свойства и качества систем, в то время как для корабельных авиационных систем авианосного корабля необходим поиск оптимальных процессов операционного функционирования в интересах повышения эффективности авианосного корабля при ведении боевых действий.

1.1. Системно-диалектический аспект методологии

Авианосный корабль, как сложная организационно-техническая система, действует, функционирует и развивается на основе разрешения актуальных противоречий (проблем) в заданных условиях среды. Важнейшими системными законами, характеризующими системное действие авианосного корабля с различных сторон и отражающими ключевые звенья его системной оптимизации, являются закон фокусированного действия и закон функциональной дополнителности. Закон фокусированного действия заключается в том, что разрешение системой актуальных противоречий (проблем) достигается за счет фокусирования ее системных параметров на достижение функциональных результатов. Чем точнее сфокусированы все системные параметры в функциональном направлении, тем выше эффект действия системы при разрешении проблем. Закон функциональной дополнителности вскрывает структурное достижение фокусированного действия: для того, чтобы система работала эффективно, с высокой степенью фокусированного действия, ее элементы должны функционально дополнять друг друга по своим качествам и действиям. Взаимодополнительность качеств компонентов обуславливает их взаимнеобходимость в системе, что усиливает ее интегрированность, единство и эффективность действия. С точки зрения закона функциональной дополнителности одно из главных отличий системы от механического конгломерата элементов и связей заключается в том, что в системе элементы взаимодополняют и взаимоподдерживают действия друг друга в направлении общей цели системы [1].

Это требует принципиально нового подхода, характеризующегося операционной конкретизацией системно-диалектических законов и алгоритмов отображения реальной сложности организационно-технической системы авианосного корабля, и возможностью комплексного учета его важнейших системных качеств с применением классических математических методов оптимизации в части поиска строгого экстремума заданной функции.

В этом смысле эффективность математики в оптимизации бесспорна. Однако по ряду причин традиционная математика во многом неадекватна задачам целостного анализа и оптимизации сложных технических систем, какими являются военно-морские системы. Это обстоятельство отмечалось различными специалистами, в том числе математиками [2,3].

Поэтому, роль конструктивного аналога математики в оптимизации сложных организационно-технических систем, каким является авианосный корабль, может выполнить системно-диалектический подход, синтезирующий в себе черты основных диалектических традиций с достижениями системной методологии, синергетики и других методологических направлений [4].

Разработка системно-диалектического аспекта оптимизации и оценки предполагает разрешение ряда методологических проблем:

1. Соотношение количественных и качественных подходов к оптимизации корабельных авиационных систем, отличающихся сложной организацией, нелинейной связью параметров и характеристик, противоречивостью, эмерджентностью, требует поиска оптимальных системных процессов. Применение только классических методов математики к целостному анализу систем авианосного корабля может привести к качественному искажению, потере из поля зрения существенно влияющих свойств и качеств, определяющих целевую функцию авианосного корабля. Это не принижает ценность математических методов оптимизации, а означает лишь необходимость поиска более развитой, многомерной архитектуры современной оптимизационной идеологии и технологии.

2. Критериальные аспекты развития системно-оптимизационной методологии подразумевают определение оптимального состояния системы при операционном функционировании авианосного корабля, которое при имеющихся условиях и ограничениях является экстремальным ("наилучшим") с точки зрения определенного критерия качества: результативности, готовности, автономности, мобильности, скрытности, надежности, безопасности и так далее.

3. Теоретический и прикладной уровни развития методологии формируются применительно к уровням системной оптимизации, на которых решаются задачи:

- а) системного анализа проблемных ситуаций;
- б) оптимального целеформирования;
- в) оптимизации функциональных характеристик систем;
- г) организационно-структурной оптимизации;
- д) оптимизации функционирования и развития.

Взаимосвязь качественных и количественных методов системно-диалектической оптимизационной технологии носит тройкий характер:

Во-первых, в решении задач оптимизации корабельных авиационных систем авианосного корабля системно-диалектические оптимизационные "инструменты" качественного типа могут дополняться более специализированными математическими методами оптимизации, соотносясь с ними, как стратегия и тактика.

Во-вторых, разработка качественных системных инструментов оптимизации корабельных авиационных систем создает основу для их последующей формализации. Это может инициировать формирование нового направления в развитии математических технологий оптимизации.

В-третьих, создание качественного оптимизационного метода приобретает стремление к строгой определенности, алгоритмичности, конструктивности, то есть по своим функциональным характеристикам становится в известной степени качественным аналогом математики, как в свое время – "нечеткая логика".

Системно-диалектическая оптимизация предполагает представление корабельных авиационных систем посредством свойств, оценивание степени проявления этих свойств в морских операциях по критериям оптимальности (эффективности) и оценку пригодности корабельных авиационных систем для применения по назначению в зависимости от параметров и характеристик авианосного корабля и окружающей среды (рисунок 1.1.1).

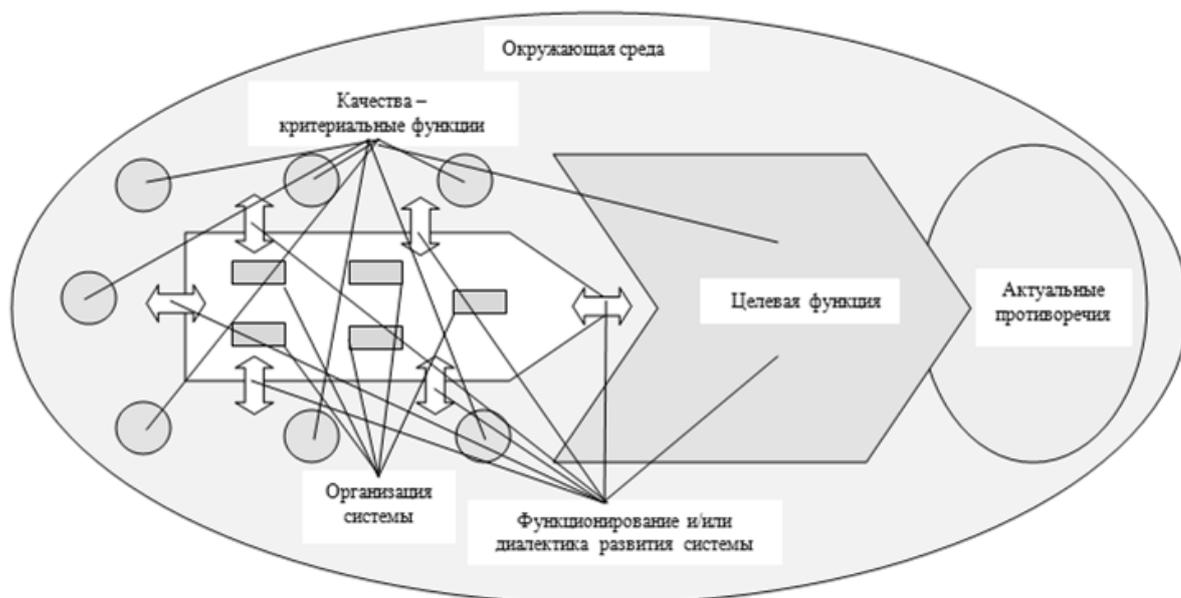


Рисунок 1.1.1 – Системно-диалектический аспект оптимизации авианосного корабля

В развиваемом системно-диалектическом аспекте корабельные авиационные системы должны оптимизироваться по единственному и количественно определенному критерию качества операционного функционирования, отвечающему требованиям оптимальности и отражающему цель операции – по целевой функции авианосного корабля.

Анализ авианосного корабля, как сложной организационно-технической системы операционного функционирования, методологически задается категориальным алгоритмом системного исследования по общему критерию K_k "эффективность (Q_k) – затраты (C_k) – время (T_k)", развернутому в организационно-системном разрезе в пределах жизненного цикла авианосного корабля (рисунок 1.1.2).

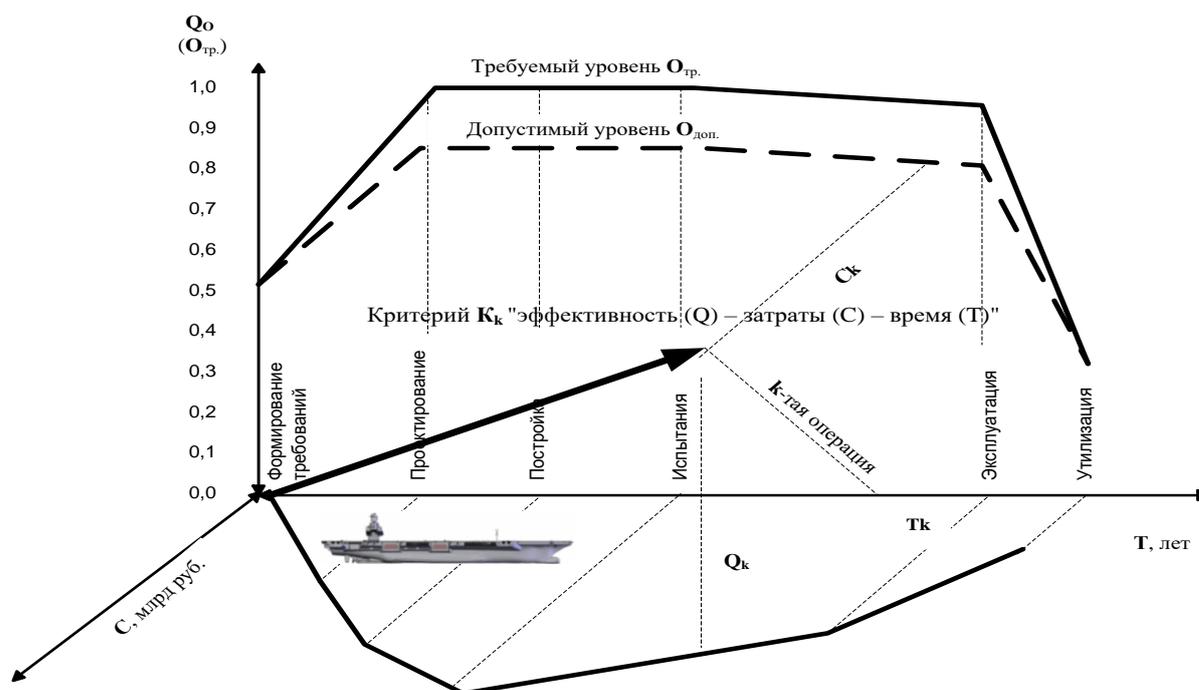


Рисунок 1.1.2 – Жизненный цикл авианосного корабля в координатах "эффективность-затраты-время"

Базовые составляющие критерия K_k эффективности (качества) выполнения k -ой операции, имеющие первостепенное критериальное значение (результативность, затраты, оперативность), оказываются достаточно согласованными, что дает основание использовать его в качестве основного функционального критерия оптимальности авианосного корабля.

Суть критерия K_k заключается в том, чтобы "взнос" авианосного корабля в наносимый (или предотвращенный) ущерб был не только тактически, но и экономически оправданный. В этом состоит одна из доминант современных боевых действий на море. Именно эффективность, принятая как функциональный критерий оптимальности при соответствующем уточнении, способна обеспечить синергетический эффект сразу на нескольких боевых уровнях: от завоевания превосходства на море, в воздухе и отражения средств нападения, до поражения наземных, морских, воздушных целей каждой корабельной авиационной системой и авианосным кораблем в целом. При этом, основными принципами оптимального выбора системных характеристик авианосного корабля, инвариантными для всех этапов его системной оптимизации, являются фокусированность действий, организационная гибкость, многофункциональность, соразмерность интенсивности операционного функционирования качественному потенциалу корабля – целевой функции.

В логическом плане такой подход к разрешению оптимизационных проблем обобщает закономерности организационно-системной оптимизации, смысл оптимизационных критериев, и отражает запросы проектной, управленческой и организационной практики создания и испытаний авианосного корабля.

1.2. Организационно-системная направленность методологии

Назначение авианосного корабля является исходным пунктом при его создании. Для выполнения своей функции корабль должен иметь определенные качества. И полнота реализации боевых возможностей корабельных авиационных систем авианосного корабля в авиационно-морских операциях будет зависеть от качества их построения (оптимизации построения систем) и качества управления в процессе боевых действий (оптимизации управления системами).

Авианосный корабль должен иметь комплекс авиационно-технических средств корабля (АТСК) в составе стационарных и подвижных средств, устройств, агрегатов и систем, предназначенных для обеспечения технического обслуживания и боевого использования базирующейся на корабле группы корабельных летательных аппаратов (ЛАК) – "носимой" авиации.

В состав средств технического обслуживания и обеспечения базирования ЛАК входят:

ангар; парковая зона полетной палубы; средства транспортирования ЛАК; средства электроснабжения ЛАК; система гидроснабжения ЛАК; средства подготовки навигационного комплекса ЛАК; система приема, хранения и выдачи авиационных горюче-смазочных материалов и спецжидкостей; система обеспечения ЛАК сжатыми и сжиженными газами; система обогрева, кондиционирования ЛАК и вентиляции защитного снаряжения летных экипажей; средства корабельного обслуживания ЛАК специального применения; средства контроля; инструмент; средства специальной обработки АТ; служебно-технические помещения авиационного назначения; командные пункты и посты инженерно-авиационной службы и авиационной боевой части; система хранения, подготовки и подачи авиационных средств поражения; средства борьбы с обледенением полетной палубы и ЛАК; аварийно-спасательные средства.

В свою очередь, в состав средств управления и обеспечения полетов ЛАК входят:

пункты управления и посты авиационного назначения; автоматизированные системы боевого управления и наведения ЛАК; радиотехнические и телевизионные средства обеспечения полетов ЛАК; средства связи; взлетно-посадочная зона полетной палубы; механизированные средства обеспечения взлета и посадки ЛАК; светотехническое оборудование и визуальные системы обеспечения полетов ЛАК; средства гидрометеорологического обеспечения полетов ЛАК.

В развиваемой методологии анализ авианосного корабля задается установлением границ подлежащих оптимизации авиационных систем S_i , определением количественного критерия, на основе которого можно анализировать состояние системы S_i с возможностью выявления наилучшего состояния, осуществить выбор внутрисистемных переменных, которые можно будет использовать для определения характеристик, и построить модель, отражающую взаимосвязи между характеристиками при операционном функционировании авианосного корабля. Границы системы S_i служат для выделения системы от внешней среды E и задаются пределами, отделяющими систему S_i из ее окружения. Поэтому с точки зрения методологических принципов организационно-системного характера оптимизации [5] вышеперечисленные АТСК и ЛАК объединяются в следующие корабельные авиационные системы (S_i) операционного функционирования авианосного корабля (рисунок 1.2.1):

системы подготовки (системы технического обслуживания и подготовки ЛАК к полету);

системы взлета (системы обеспечения взлета ЛАК с корабля);

системы посадки (системы обеспечения посадки ЛАК на корабль);

системы управления (системы управления полетом ЛАК);

системы ЛАК (ударные, истребительные, радиолокационные, радиоэлектронного подавления, разведывательные, противолодочные, поисково-спасательные).

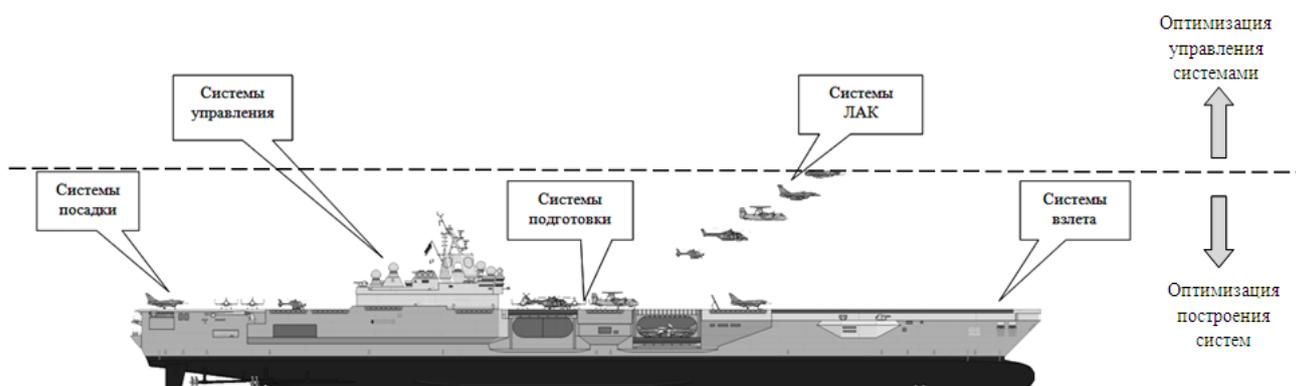


Рисунок 1.2.1 – Корабельные авиационные системы авианосного корабля

Для поиска оптимальных процессов функционирования каждой корабельной авиационной системы строятся критериальные (вероятностные) модели, адекватность которых определяется не столько степенью ее соответствия реальной системе, сколько целям функционирования авианосного корабля в k -ой операции, будь то отражение налета средств воздушного нападения (СВН), нанесение удара по надводным целям (авианосным ударным группам – АУГ, например) или по наземным целям (при подавлении объектов противодесантной обороны – ПДО, например) (рисунок 1.2.2).

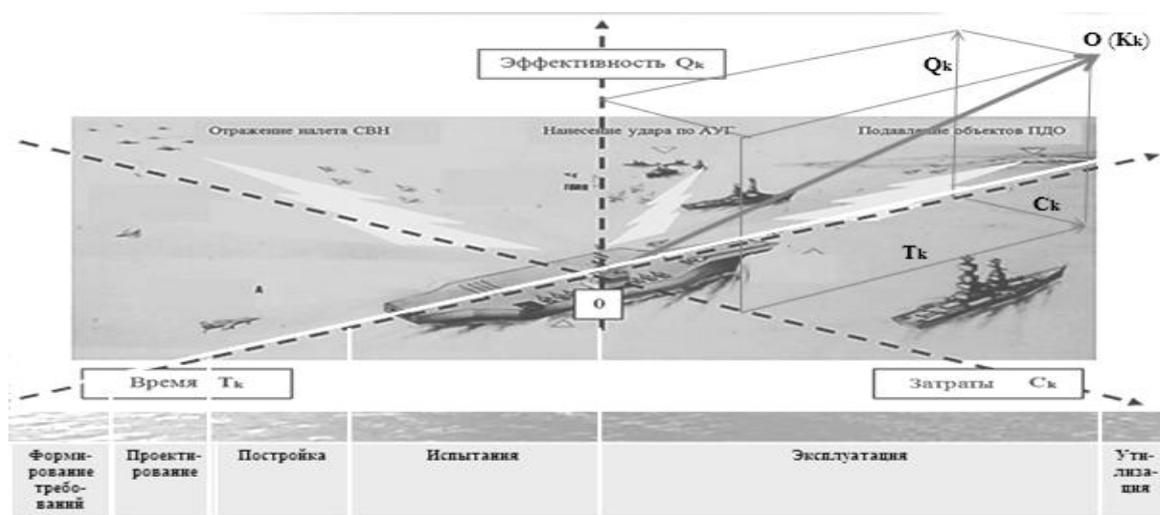


Рисунок 1.2.2 – Операционное функционирование авианосного корабля

k -тая операция O_k , имея системный "оттенок" при i -том качестве Q^i авианосного корабля (АНКор), на языке теоретико-множественного описания может быть представлена по аналогии с рисунком 1.1.1 совокупностью:

$$O_k^i(Q^i) = (W_k^i, C_k^i, T_k^i), \quad (1.2.1)$$

где $W_k^i = (W_1, \dots, W_n)$ - вектор целевых, позитивных результатов (эффектов)

k -той операции при i -том качестве АНКор;

$C_k^i = (C_1, \dots, C_n)$ - вектор побочных, негативных затрат ресурсов k -той операции при i -том качестве АНКор;

$T_k^i = (T_1, \dots, T_n)$ - вектор побочных, негативных временных затрат на достижение целевых эффектов k -той операции при i -том качестве АНКор.

В качестве показателя эффективности операции должна фигурировать вероятность события $O \in \{O_{\text{доп.}}\}$ - вероятность достижения цели операции Q_0 :

$$Q_0 = W(O \in \{O_{\text{доп.}}\}). \quad (1.2.2)$$

где $O_{\text{доп.}} = (Q_{\text{доп.}}, C_{\text{доп.}}, T_{\text{доп.}})$ - вектор допустимых результатов операции, при которых обеспечивается достижение цели операции.

Вероятность Q_0 характеризует степень соответствия результатов операции O (ее целевого и побочных эффектов) предъявленным к ним требованиям $\{O_{\text{доп.}}\}$, то есть целям операции, исчерпывающим образом.

Эта вероятность является наиболее информативным интегральным показателем эффективности операции, поскольку она не только характеризует операцию с учетом соотношения основного целевого (полезного) и побочных (негативных) эффектов, но и устанавливает степень (уровень) достижения цели операции.

Это дает основание использовать совокупность $O_k^i(Q^i)$ в качестве главного критерия системно-диалектической и организационно-системной оптимизации корабельных авиационных систем и авианосного корабля (АНКор) – целевой функции $Q_0(O_{\text{тр.}})_{\text{АНКор}}$ операционного функционирования АНКор на переходе морем, при боевом развертывании, в наступательных и оборонительных операциях при требуемом результате операции ($O_{\text{тр.}}$) с тем, чтобы "взнос" АНКор в наносимый (или предотвращенный) ущерб был не только тактически, но и экономически оправданный.

Отсюда следует возможность использования этого показателя в качестве критерия оптимальности операционного функционирования корабельной авиационной системы S_i и установления вероятностно-квалиметрической взаимосвязи эффективности операции Q_0 с векторами эксплуатационно-технических качеств системы S_i и допустимых результатов операции $Q_{\text{доп.}}$.

Оптимизационная задача сводится к процессу принятия решений на начальном этапе создания эффективного авианосного корабля с количественным и качественным описанием критериального пространства требований (как функциональных критериев оптимальности) к кораблю и его авиационным системам.

Авианосный корабль (АНКор) является большой динамической системой, и управление им строится по многоуровневой схеме. В задачу функциональной системы управления верхнего уровня входит управление кораблем (**S**) в целом. Оно должно быть оперативным, командным и координированным с системами более низкого уровня – корабельными авиационными системами (**S_i**). Управление (**U**) и воздействие (**V**) среды (**E**) на (**S**) могут быть независимы, но при активной среде, как правило, зависимые. Это проявляется в том, что управление системой (**S_i**) располагает определенной априорной информацией о воздействии (**V**) или оценивает ее на интересующем интервале времени (**T_k**). Активная среда (**E**) также может располагать определенной априорной информацией относительно оцениваемой системы (**S_i**) на том же интервале времени (**T_k**).

Авианосный корабль, чтобы выполнить поставленную боевую задачу (**Q^{pez.}**), должен обладать большим ресурсом (**C_k**) по всем направлениям (материально-техническим, энергетическим, информационным и так далее).

При идеальном управлении критериальная функция **Q^{pez.}(t)** будет равна **Q^{pez.}(t)^{100%}** на всем интервале времени (**0...T**), а именно

$$Q^{pez.}(t) = \Psi [U(t), V(t), X,Y,Z(t), C(t)] = Q^{pez.}(t)^{100\%}, (0 < t \leq T), \quad (1.2.3)$$

где **U(t)**, **V(t)** и **X,Y,Z(t)**, **C(t)** - параметры управления, воздействия и выходные.

Эффективность (**Q^{pez.}**) управления системой (**S_i**) будет максимальной, если "разладка" (**ΔU**) в результате управления:

$$\Delta U = [Q^{pez.}(t) - Q^{pez.}(t)^{100\%}] \rightarrow \min \quad (1.2.4)$$

в каждый момент времени **t**.

Очевидно, что значение **ΔU** можно использовать для организации управления системой (**S_i**) по эффективности, для чего необходимо:

- построить модель управления системой (**S_i**) и воздействия системы (**S_i**) на среду (**E**), а также воздействия среды (**E**) на систему (**S_i**);
- найти текущее значение **Q^{pez.}(t)** и значение критериальной функции **Q^{pez.}(t)^{100%}**, соответствующее параметрам управления **U(t)**;
- формировать управление **U(t)^{100%}** по **ΔU**.

Построить модели управления U системой S_i и воздействия среды E , как модели процесса, в формульном виде затруднительно и громоздко. Метод "проб и ошибок" здесь явно не подходит [6]. Поэтому приходится использовать аналитический метод построения моделей типа

$$Q_{X,Y,Z} = \Phi [t, X(t), Y(t), Z(t), V(t), U(t), X(S_i), Y(S_i), Z(S_i)], \quad (1.2.5)$$

где X, Y, Z - выход системы S_i в момент t (с учетом предистории);

U - управление системой S_i ;

V - воздействие среды.

Задача решается последовательным выбором управляющих сигналов (U) с целью обеспечения максимальной эффективности ($Q^{\text{рез. max}}$) в условиях априорных неопределенностей, а именно:

- незнания распределения состояния - S_n (текущего состояния λ_n / предыдущего состояния λ_{n-1} ; предыдущего управления U_{n-1});

- незнания функции правдоподобия, описывающей статистическое поведение измерительных приборов, дающих информацию о состоянии (X, Y, Z) системы S_i - $S_n [X_n(X_{n-1}, \lambda_n, \lambda_{n-1}), Y_n(Y_{n-1}, \lambda_n, \lambda_{n-1}), Z_n(Z_{n-1}, \lambda_n, \lambda_{n-1})]$.

Эффективность ($Q^{\text{рез.}}$) функционирования создаваемой системы S_i зависит не только от совершенства ее конструктивного облика, но и от способов ее использования и условий применения. Кроме того, системы функционируют в условиях неопределенности и противодействия других или аналогичных противоборствующих систем.

Очевидно, что реализация управления (оптимизации) системой S_i по эффективности ($Q^{\text{рез.}}$) возможна на основе математического программирования, операционного, информационного и ситуационного подхода в направлении организационно-системной оптимизации.

Таким образом, основные принципы организационно-системной оптимизации носят универсальный характер и являются "конструктами" [4] оптимизации корабельных авиационных систем в целом (рисунок 1.2.3).

Главным образующим фактором при организационно-системной оптимизации являются потребности методического обеспечения оптимального проектирования и управления корабельными авиационными системами авианосного корабля (АНКор).

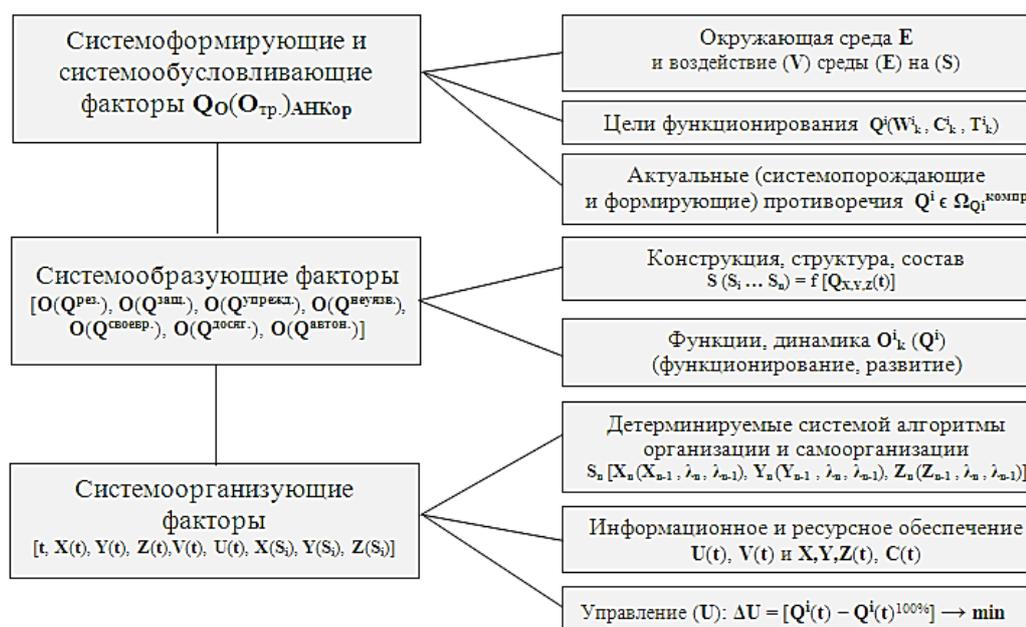


Рисунок 1.2.3 – Организационно-системная направленность методологии

Проектировщику или конструктору авианосного корабля необходимы, во-первых, общий алгоритм рационального решения организационно-системных проблем и, во-вторых, методологические ориентиры выбора оптимальных решений на каждом из этапов данного алгоритма.

Именно этот прикладной характер организационно-системной методологии применяется для оптимизации всех системных параметров корабельных авиационных систем АНКор.

1.3. Критериальное единство оптимизации, оценки, формирования требований и принятия оптимальных проектных решений при создании авианосного корабля

Формирование области поиска решений по параметрам корабельных авиационных систем авианосного корабля и формализация системы предпочтений и принципа оптимальности является довольно сложной задачей оптимизации. Та система предпочтений, которой руководствовался Заказчик, окончательно выявлялась в процессе анализа и отбраковки конкретно предъявленных альтернатив требований.

Используя формальные конструкции, удавалось добиться лишь приближения к тем принципам оптимальности, которыми оперировал Заказчик при оценивании системы и принятии решений.

Как правило, представления Заказчика об оптимальности богаче по своему содержанию, чем те, которые ему удавалось указать и формализовать в тактико-техническом задании (ТТЗ) на создание авианосного корабля (АНКор). Поэтому после постановки задачи предпроектных исследований и проектирования приходилось задачу корректировать, по меньшей мере, за счет уточнения принципа и критериев оптимальности.

Чтобы синтезировать определенную концепцию оптимальности, необходимо было провести анализ возможностей корабельных авиационных систем в терминах критериев, которым системы должны соответствовать.

Обычно при внешнем проектировании тем или иным способом генерируется некоторое множество альтернатив для формирования системы предпочтений. Эти альтернативы сравниваются между собой и с аналогичными зарубежными образцами в некоторых предполагаемых условиях функционирования.

Однако этого недостаточно, чтобы построить адекватную аппроксимацию предпочтений некоторой формальной моделью выбора множества всех возможных альтернатив A качеств Q системы и требований R_j к показателям качества системы для передачи на стадию внутреннего проектирования в том предпочтении Заказчика, которое оказалось на стадии внешнего проектирования. Но оказывается, что требования недостаточно обоснованы, и часто невыполнимы. Чтобы это исключить, организовывалось информационное взаимодействие между стадиями внешнего и внутреннего проектирования с тем, чтобы определить выполнимость требований ТТЗ, потому что Разработчик больше, чем кто-либо другой, знает возможности современных технологий и имеет опыт реального проектирования.

Процедура формирования требований к системам сводится к информационному взаимодействию между стадиями внешнего и внутреннего проектирования через этап формирования облика системы по следующему алгоритму (рисунок 1.3.1):

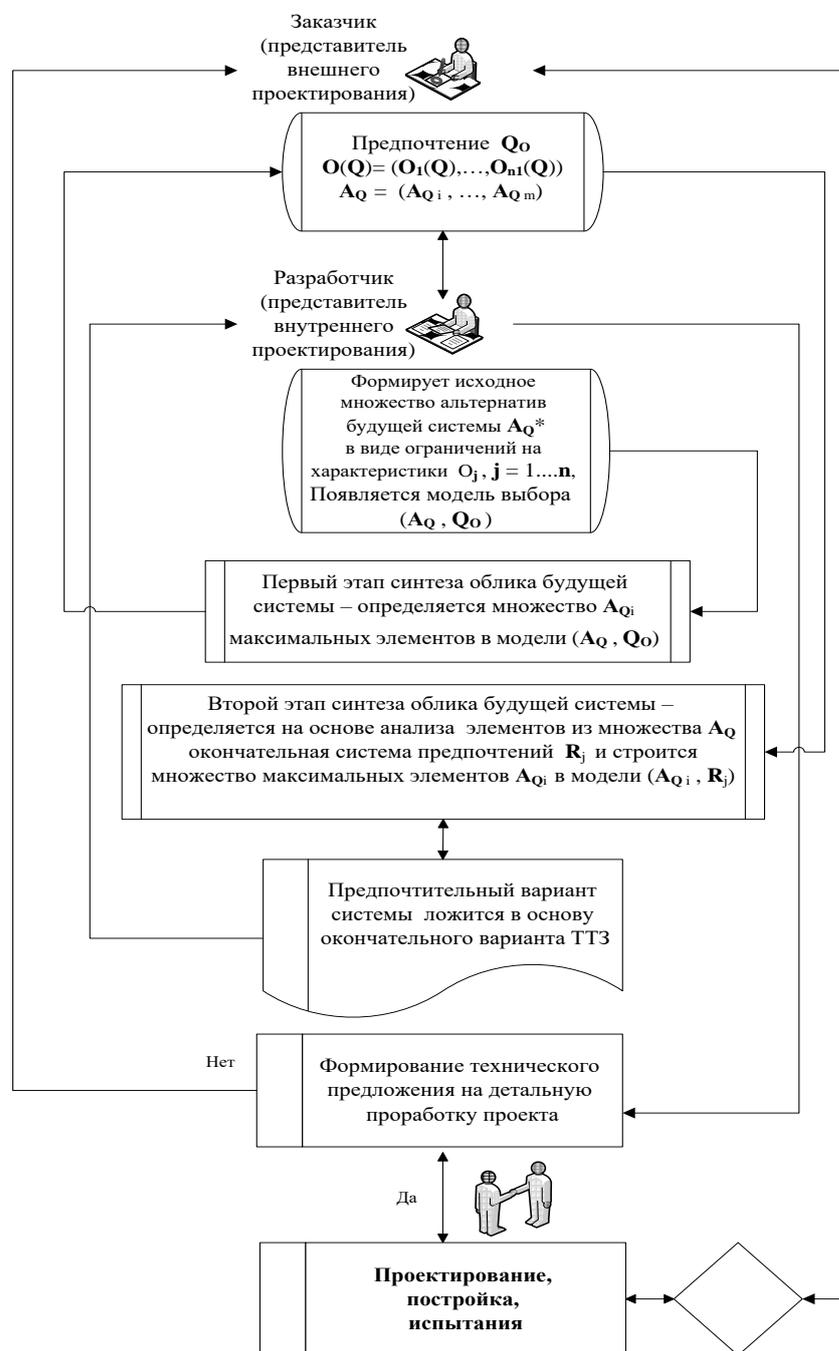


Рисунок 1.3.1 – Алгоритм информационного взаимодействия Заказчика и Разработчика при формировании требований к авианосному кораблю

1. От представителя внешнего проектирования (Заказчика) поступает набор характеристик $O(Q) = (O_1(Q), \dots, O_{n1}(Q))$, подчиненных необходимым ограничениям, и вектор частных показателей качества $A_Q = (A_{Q1}, \dots, A_{Qm})$, на основании которого сформулирована система предпочтений Q_0 .

2. Представители внутреннего проектирования (Разработчик) формируют с учетом указанных требований в виде ограничений на O_j , $j = 1...n$, исходное множество альтернатив будущей системы A_Q^* . В результате у Разработчика появляется модель выбора (A_Q, Q_0) .

3. Представители внутреннего проектирования (Разработчик) решают задачу первого этапа синтеза облика будущей системы – определяют множество A_{Q_i} максимальных элементов в модели (A_Q, Q_0) и сообщают его представителям внешнего проектирования (Заказчику).

4. Представители внешнего проектирования (Заказчик) решают задачу второго этапа синтеза облика будущей системы – определяют на основе анализа элементов из множества A_Q окончательную систему предпочтений R_j и строят множество максимальных элементов A_{Q_i} в критериальной модели (A_{Q_i}, R_j) .

5. Если среди элементов множества A_{Q_i} найдутся варианты системы, соответствующие представлениям Заказчика об оптимальности, то их описание ложится в основу окончательного варианта ТТЗ, которое поступает на стадию внутреннего проектирования для формирования технического предложения на детальную проработку проекта.

После формирования новых требований и нового вектора частных показателей качества алгоритм информационного взаимодействия "Заказчик – Разработчик" должен быть повторен, то есть неизбежен полный перебор и субъективное оценивание предпочтительных вариантов корабельных авиационных систем без объективного и критериального обоснования проекта авианосца. Это приводит к большим затратам времени и средств на создание заранее неэффективного авианосного корабля. Так было с проектами 1143.1...1143.4, и особенно с проектом 1143.5 (нынешний ТАКР "Адмирал Кузнецов").

Требования Задания на научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы (НИОКР) по созданию авианосного корабля должны составлять основу критериального единства ("сплоченности") оптимизации, оценки и принятия оптимальных проектных решений при создании, испытаниях и эксплуатации АНКор (авианосного корабля). Процесс оптимизации должен быть направлен на создание (разработку) более эффективных и менее дорогостоящих корабельных авиационных систем и повышение качества функционирования существующих систем, избегая полного перебора и оценивания возможных вариантов корабельных авиационных систем и проекта авианосного корабля.

Именно системно-диалектическая и организационно-системная методология оптимизации может представить следующий алгоритм критериальной "сплоченности" оптимизации, оценки и принятия оптимальных проектных решений по корабельным авиационным системам авианосного корабля:

1. Исследование актуальной среды (Е) авианосного корабля, локализуемой совокупностью внешних для корабля факторов, существенно влияющих на его функционирование на переходе морем, при боевом развертывании, в оборонительных и наступательных операциях.

2. Системный анализ проблемопорождающих противоречий, препятствующих функционированию и развитию корабля, и вызывающих его дезоптимизацию (деградацию свойств и качеств (Q^i), и дезорганизацию структур (S_i), ресурсов (C_k) и способов функционирования).

3. Разработка и формализация проблеморазрешающих качественных системных инструментов [$Q_{X,Y,Z}(t)$] оптимизации функционирования корабля.

4. Определение свойств и качеств авианосного корабля, составляющих критериальное пространство оптимизации в зависимости от эффективности операционного функционирования [$O^i(Q^i)$] корабельных авиационных систем (результативность, защищенность, упреждаемость, неуязвимость, своевременность, досягаемость, автономность).

5. Формирование концепции "оптимального" авианосного корабля, наиболее адекватной требованиям разрешения актуальных противоречий (проблем) - целевой функции АНКор [$Q_0(O_{тр.})_{АНКор}$] – обобщенного показателя успешности (эффективности) боевых действий авианосного корабля в многокритериальном компромиссном пространстве операционного функционирования корабельных авиационных систем.

6. Выбор принципа оптимальности, области компромисса функциональных критериев [$\Omega_X^{компр.}$] и вероятностных моделей оптимизации корабельных авиационных систем в структуре целевой функции авианосного корабля.

7. Нормирование и вероятностный анализ функциональных критериев оптимизации [$\Delta = \sup_x \bar{Q}_i(X) - \underline{Q}_i(X)$] корабельных авиационных систем.

8. Декомпозиция и структуризация приоритетов целевой функции АНК в интересах оптимизации построения корабельных авиационных систем и оптимизации управления системами в процессе боевых действий.

9. Сквозное критериальное моделирование единого процесса оптимизации, оценки, формирования требований и принятия проектных решений по корабельным авиационным системам авианосного корабля.

10. Экспериментальное оценивание достоверности процесса оптимизации, формирования требований и принятия решений по корабельным авиационным системам при испытаниях авианосного корабля.

11. Организация измерений, получения и обработки измерительной информации по оптимизируемым параметрам корабельных авиационных систем при испытаниях авианосного корабля.

12. Апробация результатов оптимизации и оценки корабельных авиационных систем по целевой функции авианосного корабля.

Выбор концепции "оптимального" авианосного корабля S , наиболее адекватной требованиям разрешения актуальных противоречий (проблем), создает основу для дальнейшей поэтапной конкретизации и структуризации его системного облика на последующих ступенях алгоритма в аспектах операционного функционирования, конструкции, организационного взаимодействия систем (S_i), характера взаимодействия с окружающей средой (E) и так далее.

В процессе оптимизации алгоритм критериальной "сплоченности" оптимизации, оценки и принятия оптимальных проектных решений конкретизируется и уточняется по отдельным этапам прохождения и параметрам анализа, обусловленным спецификой авианосного корабля и решаемых оптимизационных задач (рисунок 1.3.2).

Последовательная реализация рассмотренных этапов организационно-системного алгоритма принятия решений позволяет получить в итоге искомый проект авианосного корабля, нацеленный на разрешение актуальных противоречий на всех стадиях жизненного цикла авианосного корабля (АНКор).

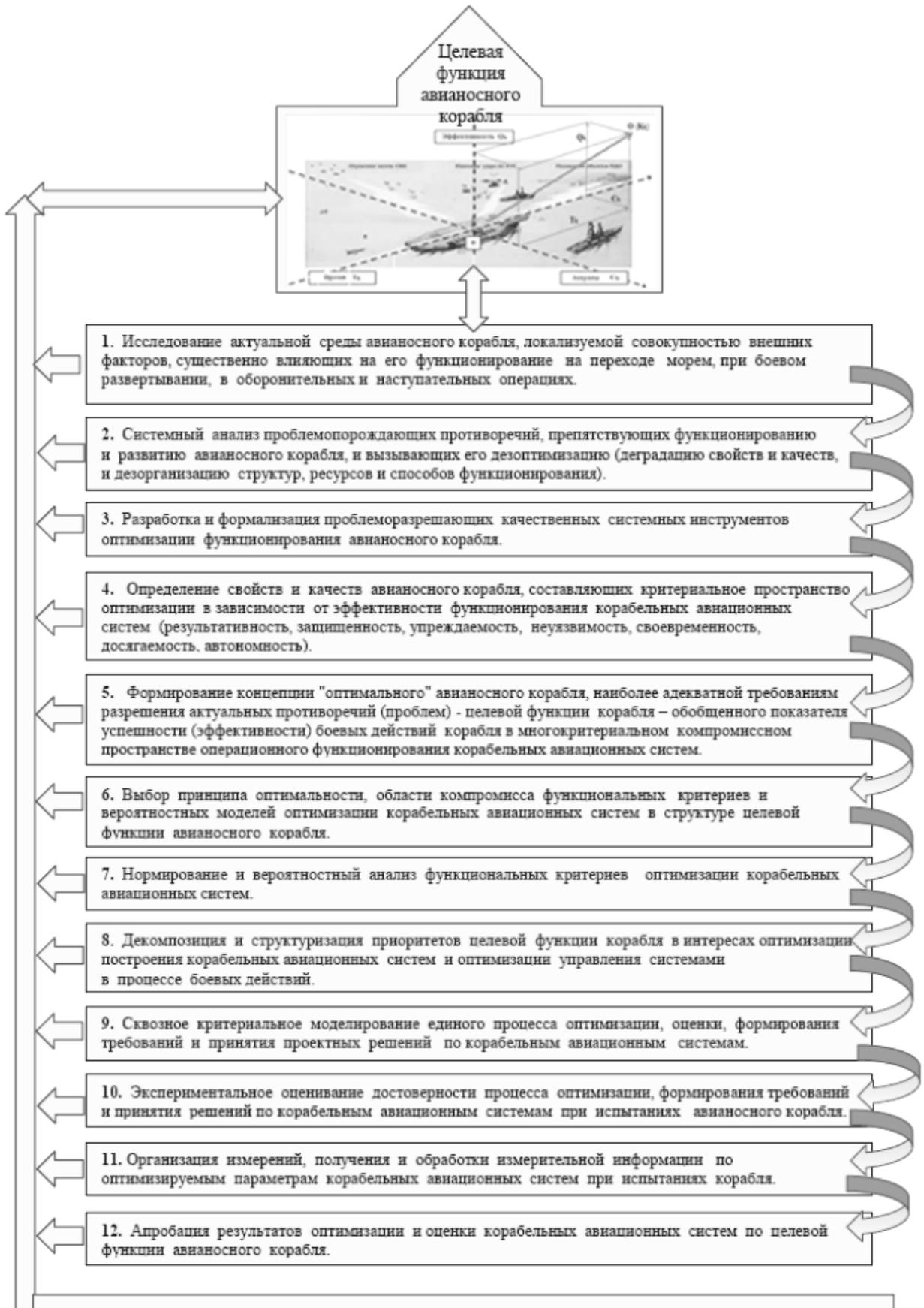


Рисунок 1.3.2 – Системный Алгоритм Методологии

Выводы по разделу 1:

1. Концептуальная идея развиваемой методологии базируется на применении системно-диалектических законов и организационно-системных принципов оптимизации, характеризующихся операционной конкретизацией фокусированного действия корабельных авиационных систем авианосца и функциональной дополненностью в отображении реальной сложности системодействия авианосного корабля и возможности комплексного учета его важнейших системных качеств при оптимизации, оценке, формировании требований к корабельным авиационным системам и принятии оптимальных проектных решений при создании авианосного корабля.
2. В развиваемой методологии анализ авианосного корабля, как сложной организационно-технической системы, задается категориальным алгоритмом системного исследования, развернутым в организационно-системном разрезе. Роль ориентиров выбора оптимальных решений на каждом из этапов данного алгоритма выполняют главные принципы организационно-системного подхода, выделенные из общей теории организации в соответствии с критериями универсальности и оптимизационной значимости.
3. Системно-диалектический и организационно-системный алгоритм оптимизации корабельных авиационных систем авианосного корабля составляет методологически взаимосвязанный единый процесс оптимизации и оценки, формирования требований и принятия оптимальных проектных решений по корабельным авиационным системам при создании авианосного корабля.

2. ФОРМАЛИЗАЦИЯ ЗАДАЧ ОПТИМИЗАЦИИ И ОЦЕНКИ КОРАБЕЛЬНЫХ АВИАЦИОННЫХ СИСТЕМ СОЗДАВАЕМОГО АВИАНОСНОГО КОРАБЛЯ

2.1. Общая постановка задач оптимизации

При решении многокритериальных задач оптимизации (принятия оптимальных решений) возникает ряд специфических проблем, носящих не формальный (не вычислительный), а концептуальный характер. Из них главной проблемой является выбор принципа оптимальности, определяющего свойства оптимального решения и дающего ответ на вопрос, в каком смысле оптимальное решение лучше всех других решений на множестве качеств, или на множестве систем, или на множестве условий/этапов функционирования. Ответ на этот вопрос соответствует раскрытию смысла оператора оптимизации **opt** (оператор **opt** означает принцип оптимальности, определяющий выбор наилучшего решения среди всех допустимых) [7].

Принцип оптимальности представляет собой математическую модель принятого в задаче принципа компромисса. Конкретный смысл оператора **opt** указывается в каждом частном случае задачи принятия решения.

В однокритериальной детерминированной задаче принцип оптимальности является единственным и общим для всех задач: в качестве оптимального решения \vec{X} принимается такое решение, для которого справедливо условие (в случае максимизации критерия):

$$\varphi O(Q^i) = \vec{Q}^i = \varphi(\vec{X}) = \max_{X \in \Omega_x} Q^i(X), \quad (2.1.1)$$

где $Q^i(X)$ - скалярный критерий эффективности;

Ω_x - область допустимых решений.

Максимальное значение скалярной функции $\varphi O(Q^i)$ от вектора критериев Q^i определяется по алгоритму нахождения максимума критериальной функции $Q^i \rightarrow \max$ (рисунок 2.1.1).

1. Задаются границы **A** и **B**, в пределах которых имеется максимум показателя функции).
2. Интервал **[A, B]** разбивается на определенное количество шагов.
3. Функция (показатель) табулируется в пределах заданного интервала, а каждое вычисленное значение функции сравнивается с максимальным (заданным до начала табулирования).
4. Находится максимальное значение функции (показателя) на заданном интервале с определенным шагом и выводится на печать.

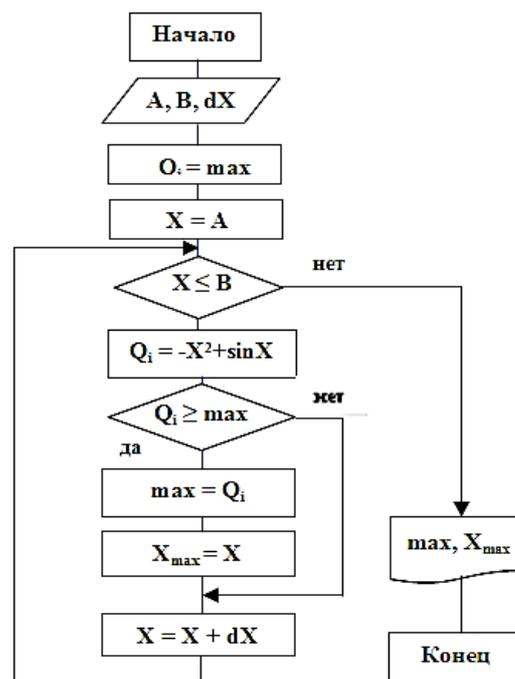


Рисунок 2.1.1 – Алгоритм нахождения максимума критериальной функции

В многокритериальных задачах проблемой является определение области компромисса. В области Ω_X некоторые критерии имеют противоречия, но не строгие (иначе задача становится конфликтной).

В области согласия Ω_X противоречий нет и качество решения может быть улучшено по всем критериям.

В области компромисса улучшение качества решения по одним критериям может ухудшить качество решения по другим критериям. Очевидно, что оптимальное решение может быть ограничено только областью компромисса, то есть $\vec{X} \in \Omega_X^{\text{компр.}}$.

Выбор схемы компромисса и соответствующего ей принципа оптимальности представляет третью проблему и раскрывает смысл оператора оптимизации **opt** в виде:

$$\underset{X \in \Omega_X}{\text{opt}} O(Q^i) [X] = \underset{X \in \Omega_X^{\text{компр.}}}{\text{opt}} O(Q^i) [X] = \max_{X \in \Omega_X^{\text{компр.}}} \varphi O(Q^i) [X], \quad (2.1.2)$$

где $\varphi O(Q^i)$ - некоторая скалярная функция от вектора критериев Q^i , то есть векторная задача принятия решения сводится к скалярной.

Нормирование критериев является четвертой проблемой оптимизации, разрешаемой приведением критериев к единой системе измерений, желательно к безразмерному масштабу измерения.

Гибкий учет приоритета критериев является пятой проблемой.

Практическая реализация принципа гибкого приоритета сводится к трансформации пространства критериев с присвоением каждому критерию различной степени важности (или веса) в общей структуре целевой функции авианосного корабля.

Из постановки задач оптимизации видно, что она должна решаться системно-диалектическим и организационно-системным методом, ибо она выходит за рамки классической оптимизационной задачи, сущность которой заключается в поиске неизменной области точки (или группы точек), где некоторая скалярная целевая функция принимает экстремальное значение.

В рамках разрабатываемой методологии критерии оптимизации корабельных авиационных систем рассматриваются как количественные модели качественных целей. От критериев требуется как можно большее сходство с целями, чтобы оптимизация по критериям соответствовала максимальному приближению к цели. Основным вопросом, связанным с понятием качественной вероятности, является возможность построения количественной вероятности состояния системы или достижения цели ее операционного функционирования, согласованная с качественной вероятностью.

Поэтому представляется целесообразным использовать формализованные методы получения оценок количественной вероятности состояния или достижения цели операционного функционирования на основе информационного и ситуационного подхода к системе. Наличие ряда ситуаций, обладающих той или иной степенью неопределенности, требуют для своего описания математический аппарат, который бы априори включал в себя вероятность появления неопределенности и ее энтропии.

Опираясь на постулаты качественной вероятности, для простого линейного отношения порядка приоритетов функциональных критериев Q_k - вероятности достижения системой S_i цели k -ой операции

$$Q_k, k = 1, \dots, N, Q_1 \geq Q_2 \geq \dots \geq Q_N, \quad (2.1.3)$$

используются так называемые оценки Фишборна [53]:

$$\hat{Q}_k = 2(N - k + 1) / N(N + 1), \quad k = 1, \dots, N. \quad (2.1.4)$$

Помимо простого отношения порядка предпочтения (приоритетов) имеет место и строгое отношение порядка $Q_1 > Q_2 > \dots > Q_N$.

В качестве показателя, характеризующего степень снижения уровня неопределенности, может быть использован показатель избыточности

$$\Delta Q = 1 - \left(\sum_{k=1}^N \hat{Q}_k / \ln N \right), \quad (2.1.5)$$

показывающий степень близости вероятностных оценок к равномерному закону распределения (максимальной неопределенности при многокритериальной схеме формирования целевой функции).

При проверке статистических гипотез о принадлежности малой выборки ($N = 5 \dots 10$) определенной генеральной совокупности составляются инвариантные статистики, которые путем некоторых преобразований трансформируются к виду, обладающему свойством независимости от параметров распределения исходных случайных величин.

В основе таких преобразований лежит переход от имеющихся выборочных наблюдений $\{X_1, \dots, X_N\}$ случайной величины X_i к некоторым функциям от стандартных случайных величин и исключение мешающих с точки зрения математической статистики параметров распределения.

Для каждой гранично выделенной корабельной авиационной системы строится критериальная (вероятностная) модель, адекватность которой определяется не столько степенью ее соответствия реальной системе, сколько целям операционного функционирования авианосного корабля.

Особенностью построения критериальной (вероятностной) модели оптимизации корабельной авиационной системы авианосного корабля является необходимость сочетания "инженерных методов" с военным искусством, диалектикой вооруженной борьбы, связанной с фактором внезапности, упреждением в действиях, противодействием и распознаванием намерений противника, а также с боевыми возможностями своих систем.

Методология применения вероятностных моделей при оптимизации и принятии решений базируется на природе самой вероятности, которая может учитываться в математических моделях, как частота наступления случайного события, на основе обработки данных, имеющих статистический характер, или аксиоматически - в соответствии с некоторым законом распределения (биномиальным, Пуассона, показательным, нормальным), и допустима, если условия получения статистического материала (выборки) и будущие условия, к которым применяется вероятностный прогноз, являются приблизительно одинаковыми.

Правомерность применения вероятностных моделей подтверждается и тем [52], что по мере роста масштабов, массовости событий и явлений при операционном функционировании авианосца имеет место предельный переход биномиального распределения в распределение Пуассона, обоих - в показательное и всех в совокупности - в нормальное распределение.

2.2. Выбор принципа оптимальности и области компромисса функциональных критериев оптимизации в структуре целевой функции авианосного корабля

Оптимизационная задача, как процесс принятия решений по корабельным авиационным системам, сводится к количественному и качественному описанию критериального пространства требований (как функциональных критериев оптимальности) к авианосному кораблю и его авиационным системам, определению области допустимых решений (Ω_x) и выбору целевой функции авианосного корабля.

Среди свойств, составляющих критериальное пространство и описывающих качество k -ой операции, наиболее общим свойством является результативность (эффективность) операции, так как данное свойство зависит практически от всех факторов, влияющих на операционное функционирование авианосного корабля.

Учитывая, что эффективность авианосного корабля определяется эффективностью "носимой" авиации, а весь корабль "работает" на авиацию, определяется целевая функция авианосного корабля в зависимости от эффективности (свойств и качеств) "носимой" авиации, обеспечивающих оптимальное (максимальное) значение целевой функции авианосного корабля (АНКор) в операциях в зависимости от функциональных критериев оптимальности корабельных авиационных систем.

На практике требования к результатам операции носят односторонний характер, то есть целевой эффект должен быть не меньше требуемого (минимально допустимого) значения $Q_{тр.}$, затраты должны быть не выше максимально допустимых $C_{доп.}$, цель операции должна быть достигнута за время, не превышающее максимально допустимое значение $T_{доп.}$, называемое директивным временем.

Случайность компонентов $Q_{тр.}$, $C_{доп.}$, $T_{доп.}$ обусловлена случайностью условий применения системы, от которых зависят эти компоненты. Компоненты вектора $O_{тр.}$ являются предельно допустимыми значениями соответствующих результатов операции, определяющими границы области $\{O_{доп.}\}$.

Выбор схемы компромисса и соответствующего ей принципа оптимальности исходит из анализа оперативно-тактической обстановки боевых действий авианосного корабля (и соединения кораблей), характеризующейся случайностью условий применения корабельных систем, и предельно допустимыми значениями соответствующих результатов операции, определяющих границы области $\Omega_Q^{компр.}$ компромисса критериев.

Очевидно, что оптимальное решение может быть ограничено областью компромисса $\Omega_Q^{\text{компр}}$, раскрывая смысл оператора оптимизации **opt** в виде:

$$\text{opt} \sum_{i=1}^n a_i \cdot O^i(W_k^i, C_k^i, T_k^i) = \text{opt}_{Q^i \in \Omega_{Q_i}^{\text{компр}}} Q_O(O_{\text{тр.}})_{\text{АНКор}} \rightarrow \max, \quad (2.2.1)$$

где $Q_O(O_{\text{тр.}})_{\text{АНКор}}$ - целевая функция операционного функционирования АНКор (при требуемом результате операции $O_{\text{тр.}}$);

$O^i(W_k^i, C_k^i, T_k^i)$ - показатель i -го функционального качества АНКор (i -ый функциональный критерий оптимальности);

Ω_{Q_i} - область допустимых критериев оптимальности Q^i ;

a_i - весовой коэффициент важности $O(Q^i)$ в общем множестве качеств АНКор ($i = 1 \dots n$). ($\sum a_i = 1,0$)

Максимальное значение целевой функции $Q_O(O_{\text{тр.}})_{\text{АНКор}}$ будет считаться оптимальным. Таким образом, *целевая функция АНКор* – это потенциальная эффективность боевых действий (*боевой потенциал*) АНКор, как аддитивная свертка *приоритетных качеств* (функциональных критериев оптимальности) системодействия корабля и "носимой" авиации (корабельных авиационных систем) на переходе морем, при боевом развертывании, в наступательных и оборонительных операциях.

В результате декомпозиции целевой функции $Q_O(O_{\text{тр.}})_{\text{АНКор}}$ создается целевая критериальная модель в виде связанного ориентированного иерархического графа (рисунок 2.2.1).

Вершины графа соответствуют целям операции и содержат показатели качества системы, от которых зависит достижение цели операции, а дуги – связям между ними, причем вершина верхнего уровня представляет собой целевую функцию всего соединения кораблей, ядром которого является авианосный корабль. Все подцели связаны операцией конъюнкции, так как для достижения цели необходима реализация всех ее подцелей. Такое представление дает разбиение (декомпозицию) целевой функции $Q_O(O_{\text{тр.}})$ на множество подцелей, раздельное достижение которых обеспечивает достижение исходной цели.

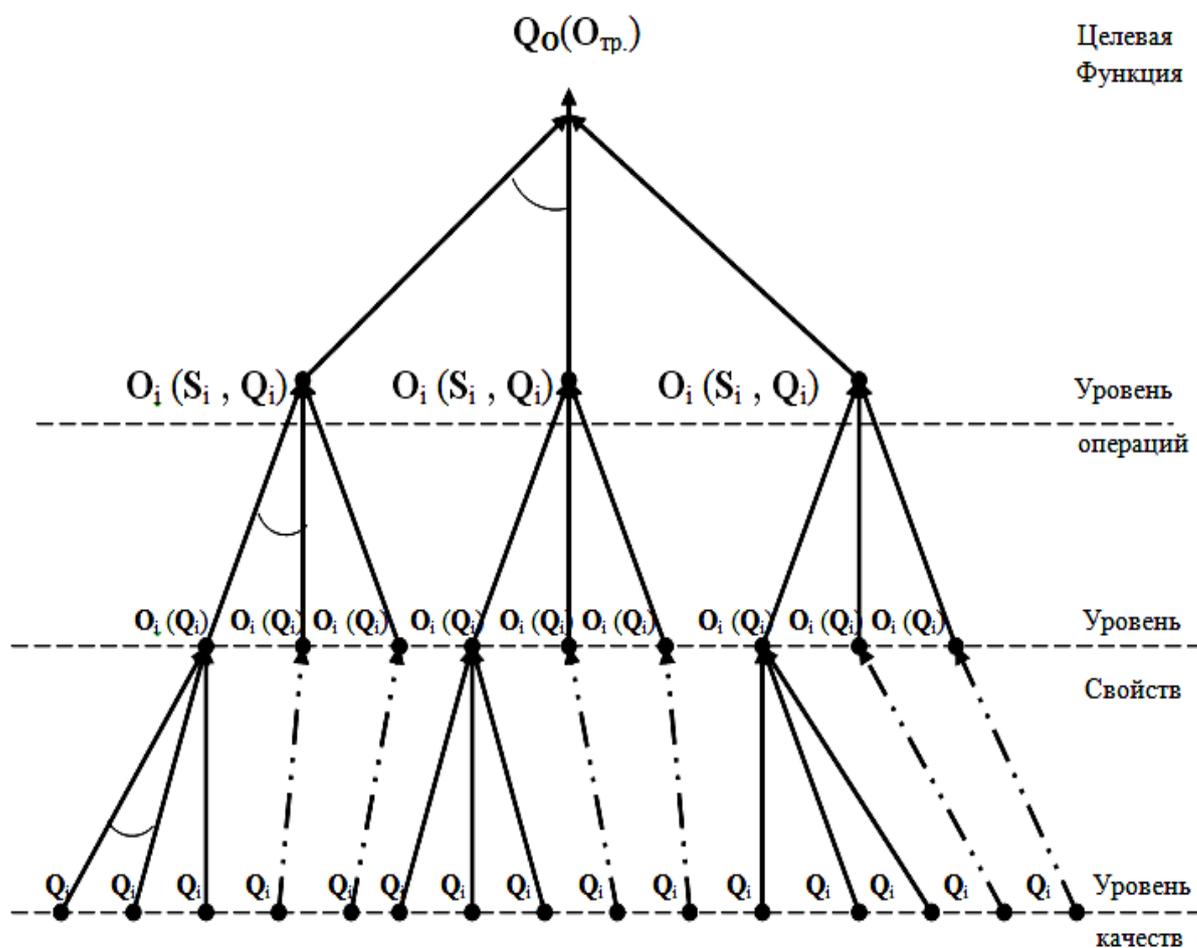


Рисунок 2.2.1 – Декомпозиция целевой функции авианосного корабля

В свою очередь показатель i -го функционального свойства АНКор (i -ый функциональный критерий оптимальности) $O(Q^i)$ определяется функциональным набором оптимизируемых параметров, характеристик и показателей качества (эффективности) функционирования систем АНКор:

$$Q^i = f(A_1 \dots A_j, B_1 \dots B_j, X_1 \dots X_j) = \text{extr} \quad , \quad (2.2.2)$$

где Q^i - показатель (i -ый функциональный критерий) качества систем АНКор из множества определенных показателей по оптимизируемым свойствам, наиболее критичным к условиям функционирования АНКор;

$A_1 \dots A_j$ - параметры АНКор и его систем, которые характеризуют его тактико-технические данные, конструктивные и другие параметры, которые не могут быть изменены;

$B_1 \dots B_j$ - характеристики АНКор и его систем, которые можно изменять и от которых зависит целевая функция АНКор;

$X_1 \dots X_j$ - показатели, отражающие неопределенность условий, в которых происходит функционирование АНКор.

Именно функциональные критерии оптимальности $O(Q^i)$ составляют критериальное пространство оптимизации и оценки корабельных авиационных систем при операционном функционировании АНКор (и соединения кораблей) на переходе морем, при боевом развертывании, в оборонительных и наступательных морских операциях.

Функциональные критерии оптимальности $O(Q^i)$, как показатели функциональных свойств и качеств корабля и его авиационных систем, определяют целевую функцию авианосного корабля, указывают на необходимость нахождения показателей в заданных пределах и отображают сложность и противоречивость операционного функционирования корабля.

Критериальное моделирование обеспечивает учет влияния случайных факторов в процессе функционирования авианосного корабля на основе анализа результатов наблюдений гипотез о характере распределения некоторых случайных величин поведения системы с требуемой степенью адекватности.

Функциональные критерии оптимальности авиационных систем выбираются исходя из стохастической природы характеризующих свойств и качеств авианосного корабля, указывающей на необходимость определения вероятности нахождения значений соответствующих показателей в заданных пределах, а также из основных квалиметрических требований к показателям качества и измерениям их значений.

Структура критериальной (вероятностной) модели определяется информационным фрагментом реальной ситуации, обеспечением сбора и регистрации информации об изменениях ситуации во времени и пространстве и оценкой прогноза (развития) ситуации, связанного с инерционностью вовлеченных в ситуацию параметров и характеристик системы в целом.

Так, в процессе боевых операций (см. рисунок 1.2.2) по отражению налета СВН, нанесению ударов по АУГ / по объектам ПДО, основным боевым качеством (эффективностью) "носимой" авиации является *результативность* операции – функциональный критерий $O(Q^{рез.})$.

При этом должна быть обеспечена радиоэлектронная *защищенность* корабельных авиационных систем АНКор, как функциональный критерий $O(Q^{заш.})$, характеризующий защиту радиоэлектронных средств (РЭС) АНКор от радиоэлектронного противодействия (РЭП), поражения самонаводящихся на источник излучения ракет противника силами "носимой" авиации, и электромагнитную совместимость (ЭМС) РЭС АНКор и "носимой" авиации. Для снижения уровня РЭП при разработке радиоэлектронных элементов систем необходимо будет применять: аналоговые и цифровые интегральные микросхемы в сочетании с дискретными аналоговыми элементами; экранирование для защиты от электромагнитных импульсов (ЭМИ); нечувствительные к ЭМИ системы; новые физические принципы (радиофотоника) и тому подобное... [8], [9].

На переходе морем и при боевом развертывании наиважнейшими качествами являются *упреждаемость* АНКор за счет более дальнего обнаружения и предупреждения угрозы силами "носимой" авиации, в частности - самолетами радиолокационного дозора и наведения – РЛДН, как функциональный критерий $O(Q^{упрежд.})$, и *неуязвимость* АНКор при одновременной противовоздушной (ПВО) и противолодочной (ПЛО) обороне АНКор, обеспечиваемой силами "носимой" авиации, как функциональный критерий $O(Q^{неуяз.})$.

Немаловажную роль играет *своевременность*, характеризующая способность АНКор к своевременному боевому развертыванию и возможность боевого применения "носимой" авиации в определенный момент времени реакции на угрозы, как функциональный критерий $O(Q^{своевр.})$.

Весьма критичными к боевым операциям АНКор являются такие свойства, как *достигаемость* объектов удара по тактическому радиусу действия ЛАК при нанесении ударов по надводным / наземным целям, как функциональный критерий $O(Q^{досяг.})$, и *автономность* плавания АНКор в обеспечение боевых действий "носимой" авиации по запасам авиационного топлива и боеприпасов, как функциональный критерий $O(Q^{автоном.})$.

В результате формула (2.2.3) приобретает вид:

$$Q_0(O_{\text{тр.}})_{\text{АНКор}} = 0,25O(Q^{\text{рез.}}) + 0,25O(Q^{\text{заш.}}) + 0,1O(Q^{\text{упрежд.}}) + 0,1O(Q^{\text{неуязв.}}) + \\ + 0,1O(Q^{\text{своевр.}}) + 0,1O(Q^{\text{досяг.}}) + 0,1O(Q^{\text{автоп.}}) \rightarrow \text{max.} \quad (2.2.4)$$

Формирование функциональных критериев $O(Q^i)$ в структуре целевой функции $Q_0(O_{\text{тр.}})_{\text{АНКор}}$ является основным системно-диалектическим аспектом оптимизации и оценки эффективности функционирования АНКор по отдельным, наиболее существенным свойствам и качествам.

Количественная оценка качества и боевых возможностей авианосного корабля (АНКор) с помощью целевой функции $Q_0(O_{\text{тр.}})_{\text{АНКор}}$ достаточно полно характеризует АНКор в целом, и имеет ясный физический смысл, обладает необходимой гибкостью и универсальностью, и в то же время является конструктивной – пригодной как для анализа, так и для синтеза корабельных авиационных систем и проектируемого АНКор в целом.

2.3. Нормирование и вероятностный анализ функциональных критериев оптимизации корабельных авиационных систем

Выявление и определение вероятностно-квалиметрической взаимосвязи функциональных критериев оптимальности с результатами операционного функционирования АНКор (см. формулу 2.2.2) предполагает нормирование и вероятностный анализ этих критериев по численным алгоритмам нахождения вероятности и квантили при исследовании корабельных авиационных систем, описываемых функциями, отражающими качество их функционирования [12].

При этом функции могут быть заданы явно и иметь известные свойства (например, быть линейными или выпуклыми), а могут быть и неявными, если исследуемая система представлена в виде "черного ящика", позволяющего только получить значение функции на выходе системы при заданных входных сигналах.

В этой ситуации для нахождения вероятности и квантили традиционно проводится многократное статистическое моделирование исследуемой системы, что иногда приводит к значительным вычислительным затратам. При этом основное внимание уделяется моделированию действующих возмущений с заданной функцией распределения, а свойства самой исследуемой системы при вычислениях никак не учитываются. При таком подходе большая часть получаемой в процессе моделирования информации теряется, поскольку не несет новых данных о качестве функционирования исследуемой системы.

Можно снизить вычислительные затраты за счет учета в процессе моделирования свойств исследуемой системы в пространстве возмущений. В этом пространстве существует область, в которой исследуемая система функционирует успешно, а значит, вероятность попадания в эту область равна искомой вероятности. Исходя из этих свойств, можно попытаться задать некоторое начальное приближение области, а затем, в процессе моделирования, его уточнить.

При этом вместо проведения статистического моделирования на всем пространстве возмущений (как в стандартном методе Монте-Карло), можно проводить статистическое моделирование анализируемой системы лишь в некоторой окрестности границы искомой области. Очевидно, что исследование функции, описывающей качество функционирования системы, лишь на некоторой части пространства возмущений (границы **A** и **B**, см. рисунок 2.1.1) всегда проще, чем на всем пространстве. Это и позволяет сократить вычислительные затраты на нахождение вероятности или квантили.

Такой подход к нахождению вероятности и квантили основан на замене исходных задач нахождения вероятности или квантили на эквивалентные им максиминные задачи, связанные с оптимизацией областей в пространстве возмущений.

Помимо значений вероятности и квантили, удастся найти "критические" возмущения, соответствующие этим значениям.

Эти критические возмущения могут быть полезны в случае, когда после математического моделирования системы, описываемой критериальной функцией, предполагается ее полунатурное или натурное моделирование. Возможное число испытаний при таком моделировании еще более сокращается (по сравнению с математическим моделированием). Использование "критических" возмущений позволяет корректно подтвердить вероятностные свойства исследуемой системы при малом числе испытаний.

А если учесть свойства функции распределения, описывающей качество функционирования исследуемой системы, то за счет этого можно также сократить вычислительные затраты на решение. Для этого используется алгоритм оценки вероятности и квантили, основанный на аппроксимации функции распределения. Задача нахождения вероятности и квантили преобразуется в так называемую эквивалентную оптимизационную задачу.

Предварительно проводится проверка согласия (расхождения) экспериментального распределения вероятностей появления величин X_i с теоретическим распределением графически или аналитически (статистическими расчетами). Расхождения между теоретической кривой и экспериментальным распределением оцениваются по критериям согласия типа Колмогорова, типа χ^2 Пирсона и другим. Для проверки согласия по критерию Колмогорова строятся статистическая функция распределения $Q^i(X)$ и предполагаемая теоретическая функция распределения $Q^i(X)^{теор.}$, и определяется максимум Δ модуля разности между ними (рисунок 2.3.1).

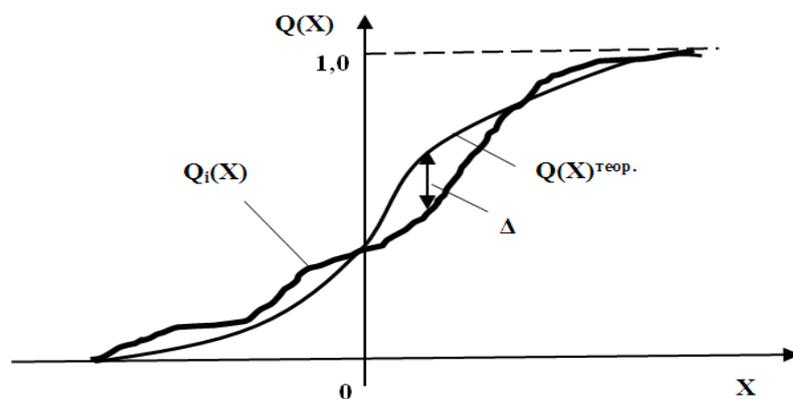


Рисунок 2.3.1 – Проверка согласия по критерию Колмогорова

Определяется величина $\lambda = \Delta\sqrt{N}$, где N - число наблюдений, и по таблице 2.3.1 [44] находится вероятность $W(\lambda)$ того, что (если величина X действительно распределена по закону $Q^i(X)^{\text{теор.}}$) за счет чисто случайных причин максимальное расхождение между $Q^i(X)$ и $Q^i(X)^{\text{теор.}}$ будет не меньше, чем фактически наблюденное. Если вероятность $W(\lambda)$ весьма мала, гипотезу следует отвергнуть как неправдоподобную. При сравнительно больших вероятностях $W(\lambda)$ гипотезу можно считать совместимой с опытными данными.

Таблица 2.3.1. Вероятность $W(\lambda)$ расхождения между теоретической кривой и экспериментальным распределением

λ	$W(\lambda)$	λ	$W(\lambda)$	λ	$W(\lambda)$
0,0	1,000	0,7	0,711	1,4	0,040
0,1	1,000	0,8	0,544	1,5	0,022
0,2	1,000	0,9	0,393	1,6	0,012
0,3	1,000	1,0	0,270	1,7	0,006
0,4	0,997	1,1	0,178	1,8	0,003
0,5	0,964	1,2	0,112	1,9	0,002
0,6	0,864	1,3	0,068	2,0	0,001

Критерий Колмогорова применяется только в случае, когда гипотетическое распределение $Q^i(X)^{\text{теор.}}$ полностью известно заранее из теоретических соображений, то есть когда известен не только вид функции распределения $Q^i(X)^{\text{теор.}}$, но и все входящие в нее параметры. Критерий типа χ^2 Пирсона также применяется к оценке согласованности теоретического и статистического распределений. При этом определяется мера расхождения

$$\chi^2 = \sum_{i=1}^k (m_i - N w_i)^2 / N w_i, \quad (2.3.1)$$

где k - число статистических разрядов;

m_i - число значений величины X в i -ом разряде;

N - число наблюдений;

w_i - вероятность того, что величина X попадет в пределы i -го разряда.

Определяется число степеней свободы r как число разрядов k минус число наложенных связей s :

$$r = k - s . \quad (2.3.2)$$

Результаты N наблюдений сведены в k разрядов и оформлены в виде статистического ряда (таблица 2.3.2).

Таблица 2.3.2. Вероятность попадания случайной величины X в каждый из k разрядов

k_i	$X_1 ; X_2$	$X_2 ; X_3$...	$X_k ; X_{k+1}$
W_i	W_1	W_2	...	W_k

По r и χ^2 с помощью таблицы 2.3.3 [44] определяется вероятность того, что величина, имеющая распределение χ^2 с r степенями свободы, превзойдет данное значение χ^2 . Если эта вероятность весьма мала, гипотеза отбрасывается как неправдоподобная. Если эта вероятность относительно велика, гипотезу можно признать не противоречащей опытным данным.

Таблица 2.3.3. Значения χ^2 в зависимости от r и W_i

W_i	0,99	0,98	0,95	0,90	0,80	0,70	0,50	0,30	0,20	0,10	0,05	0,02	0,01	0,001
r														
1	0,000	0,001	0,004	0,016	0,064	0,148	0,455	1,074	1,642	2,71	3,84	5,41	6,64	10,83
2	0,020	0,040	0,103	0,211	0,446	0,713	1,386	2,41	3,22	4,60	5,99	7,82	9,21	13,82
3	0,115	0,185	0,352	0,584	1,005	1,424	2,37	3,66	4,64	6,25	7,82	9,84	11,34	16,27
4	0,297	0,429	0,711	1,064	1,649	2,20	3,36	4,88	5,99	7,78	9,49	11,67	13,28	18,46
5	0,554	0,752	1,145	1,610	2,34	3,00	4,35	6,06	7,29	9,24	11,07	13,39	15,09	20,5
6	0,872	1,134	1,635	2,20	3,07	3,83	5,35	7,23	8,56	10,64	12,59	15,03	16,81	22,5
7	1,239	1,564	2,17	2,83	3,82	4,67	6,35	8,38	9,80	12,02	14,07	16,62	18,48	24,3
8	1,646	2,03	2,73	3,49	4,59	5,53	7,34	9,52	11,03	13,36	15,51	18,17	20,1	26,1
9	2,09	2,53	3,32	4,17	5,38	6,39	8,34	10,66	12,24	14,68	16,92	19,68	21,7	27,9
10	2,56	3,06	3,94	4,86	6,18	7,27	9,34	11,78	13,44	15,99	18,31	21,2	23,2	29,6
11	3,05	3,61	4,58	5,58	6,99	8,15	10,34	12,90	14,63	17,28	19,68	22,6	24,7	31,3
12	3,57	4,18	5,23	6,30	7,81	9,03	11,34	14,01	15,81	18,55	21,0	24,1	26,2	32,9
13	4,11	4,76	5,89	7,04	8,63	9,93	12,34	15,12	16,98	19,81	22,4	25,5	27,7	34,6
14	4,66	5,37	6,57	7,79	9,47	10,82	13,34	16,22	18,15	21,1	23,7	26,9	29,1	36,1
15	5,23	5,98	7,26	8,55	10,31	11,72	14,34	17,32	19,31	22,3	25,0	28,3	30,6	37,7
16	5,81	6,61	7,96	9,31	11,15	12,62	15,34	18,42	20,5	23,5	26,3	29,6	32,0	39,3
17	6,41	7,26	8,67	10,08	12,00	13,53	16,34	19,51	21,6	24,8	27,6	31,0	33,4	40,8
18	7,02	7,91	9,39	10,86	12,86	14,44	17,34	20,6	22,8	26,0	28,9	32,3	34,8	42,3
19	7,63	8,57	10,11	11,65	13,72	15,35	18,34	21,7	23,9	27,2	30,1	33,7	36,2	43,8
20	8,26	9,24	10,85	12,44	14,58	16,27	19,34	22,8	25,0	28,4	31,4	35,0	37,6	45,3

Ошибки измерительных приборов и систем из состава корабельных авиационных систем контроля и управления полетами ЛАК при испытаниях авианосного корабля, часто не удается описать с помощью нормального закона распределения [45]. В таких ситуациях, в случае симметричности законов наблюдаемых случайных величин X , достаточно хорошей моделью оказывается экспоненциальное семейство распределений с плотностью

$$f(X, A) = [\Theta_2 / 2\Theta_1 \Gamma(1/\Theta_2)] \exp\{-(|X - \Theta_0| / \Theta_1)^{\Theta_2}\}. \quad (2.3.3)$$

Частными случаями этого закона при значениях параметра формы Θ_2 , равных 2 и 1 соответственно, являются распределения нормальное и Лапласа. Плотности закона при различных значениях параметра формы Θ_2 приведены на рисунке 2.3.2.

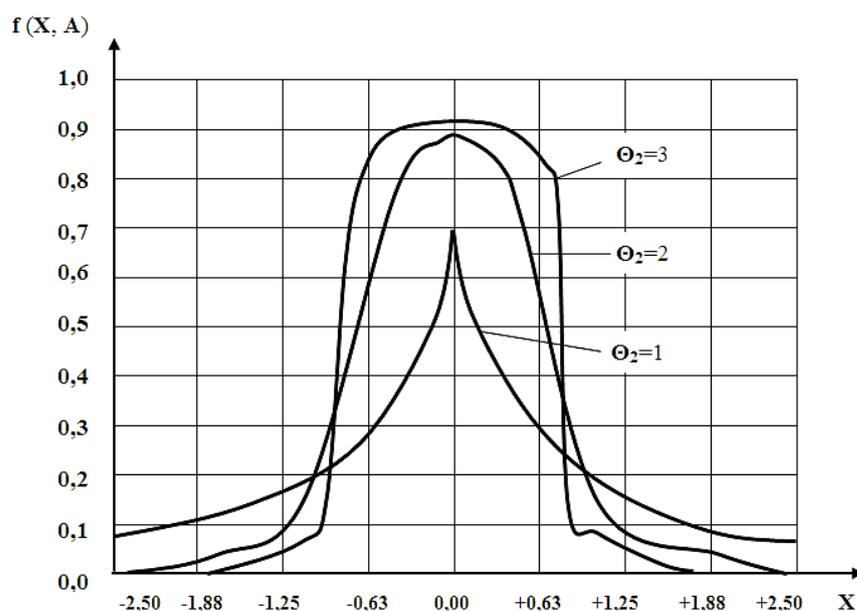


Рисунок 2.3.2 – Плотности распределения семейства (2.3.3) при различных значениях параметра Θ_2

Процесс идентификации закона распределения по экспериментальным наблюдениям ошибок измерений (или наблюдаемой случайной величины X) реально заключается в решении последовательности задач оценивания параметров вероятностных моделей, проверки адекватности построенных моделей с помощью критериев согласия и последующего выбора наиболее подходящего теоретического закона из множества рассматриваемых.

Исследуемая функция, например, может характеризовать процесс успешной посадки корабельного самолета на аэрофинишер авианосного корабля. В этом случае элементами выходного вектора $Q_{\text{пос.}}$, описывающими процесс посадки, являются: отклонение от осевой линии ВПП $\Delta z_{\text{пос.}}$, угол крена $\gamma_{\text{ман.}}$, угол тангажа ν , вертикальная скорость $V_y^{\text{max.доп.}}_{\text{пос.}}$ и другие. Для обеспечения условий успешной посадки величины этих характеристик ограничены сверху заданными значениями.

Необходимо проверить выполнение заданных ограничений с учетом того, что в процессе посадки на самолет действуют ветровые, навигационные и другие возмущения, имеющие случайную природу. Эти возмущения могут быть описаны с использованием вектора X_j , отражающего неопределенность условий, в которых происходит функционирование корабля (скорость ветра u ; угол ветра UB , бортовая Θ , вертикальная Z и килевая Ψ качка корабля).

В качестве формального индикатора, отражающего факт одновременного выполнения всех заданных ограничений, вводится первичная критериальная функция (в частном случае – функциональный критерий)

$$Q_i(X) = \max f(A_1 \dots A_j, B_1 \dots B_j, X_1 \dots X_j), j = 1, p. \quad (2.3.4)$$

В рассматриваемом примере анализа успешной посадки корабельного самолета значение функции $Q^i(X) = 0,999$ будет означать, что фактические величины вышеперечисленных отклонений и ограничений будут все одновременно меньше заданных предельных значений, что и отражает факт успешной посадки. Значения выходного вектора $Q^i(X)$ будут случайными в силу зависимости от случайного вектора X . Поэтому о выполнении вышеперечисленных отклонений и ограничений можно говорить лишь в статистическом смысле. Необходимо, чтобы все ограничения выполнялись совместно с вероятностью не менее заданной или требуемой $Q_{\text{треб.}}$. Для этого выполняется проверка этого условия с постановкой двух задач вероятностного анализа. Первая из них имеет место в случае, если ограничение на состояние $Q^i(X) = 1,0$ должно обязательно выполняться, а заданная вероятность $Q_{\text{треб.}}$ может быть изменена, $Q_{\text{треб.}} = \text{var.}$

Тогда в качестве критерия для анализа выполнения ограничений рассматривается детерминированная вторичная критериальная функция – вероятность

$$Q_{\Phi} = W[X, Q^i(X), \Phi] \text{ при } \Phi \equiv 1,0. \quad (2.3.5)$$

Под вероятностью $W[\dots]$ понимается интеграл от плотности вероятности по множеству, определяемому условием в квадратных скобках. Задача (2.3.5) является прямой задачей вероятностного анализа.

Если после решения задачи (2.3.5) окажется, что вероятность $Q_{\Phi} = Q_{\text{треб.}}$, то считается, что задача вероятностного анализа решена успешно, то есть исследуемая функция удовлетворяет заданным ограничениям на вектор состояния с вероятностью не менее $Q_{\text{треб.}}$. Для задачи анализа посадки корабельного самолета вероятность Q_{Φ} при $\Phi \equiv 1,0$ будет представлять собой вероятность выполнения успешной посадки, то есть выполнения заданных ограничений. Такая постановка задачи имеет смысл в случае, если рассматривается уже существующий корабельный самолет и конкретный проект АНКор посадки и требуется найти вероятность посадки самолета на аэрофинишер этого АНКор. Посадка может быть разрешена лишь в том случае, если вероятность Q_{Φ} окажется не меньше заданной вероятности $Q_{\text{треб.}}$. При этом заданная вероятность $Q_{\text{треб.}}$ может быть в принципе изменена, в то время как отклонения и ограничения, определяемые конструктивными особенностями уже существующего самолета и проекта АНКор, изменяться не могут.

Вторая постановка задачи имеет место в случае, если вероятностное ограничение $Q_{\Phi} = Q_{\text{треб.}}$ должно обязательно выполняться, а ограничение на состояние $Q_i(X), \Phi$ может быть изменено, $\Phi = \text{var}$. Тогда вместо вероятности Q_{Φ} более удобно использовать другую вторичную критериальную функцию – квантиль

$$Q_{Q_{\text{треб.}}} = \min [\Phi, Q_{\Phi}, Q_{\text{треб.}}], \quad (2.3.6)$$

которая определяет такой наименьший уровень Φ , при котором ограничение на состояние $Q^i(X), \Phi$ выполняется с вероятностью не менее заданной $Q_{\text{треб.}}$.

Задача (2.3.6) является обратной задачей вероятностного анализа. Если после решения задачи (2.3.6) окажется, что квантиль $Q_{Q_{\text{треб.}}} = 1,0$, то можно утверждать, что исследуемая система обеспечивает выполнение заданных ограничений с гарантированной вероятностью, не ниже $Q_{\text{треб.}}$.

Квантиль $Q_{Q_{\text{треб.}}}$ в задаче анализа посадки самолета показывает, во сколько раз должны быть одновременно изменены все вышеперечисленные отклонения и ограничения, чтобы они выполнялись с заданной вероятностью.

Такая постановка задачи имеет смысл на этапе создания системы (например, корабельного самолета или системы посадки АНкор), когда задано основное требование – вероятность успешной посадки, а характеристики самолета и/или системы посадки, обеспечивающие достижение требуемой вероятности, должны быть выбраны, а затем обеспечены в процессе проектирования, изготовления и эксплуатации.

Вероятность Q_{Φ} и квантиль $Q_{Q_{\text{треб.}}}$ являются взаимно обратными функциями параметров $Q_{\text{треб.}}$ и Φ [12]: если $Q_{\Phi} = Q_{\text{треб.}}$ ($\Phi \equiv 1,0$), то и $Q_{Q_{\text{треб.}}} = 1,0$; если $Q_{\Phi} < Q_{\text{треб.}}$ ($\Phi \equiv 1,0$), то и $Q_{Q_{\text{треб.}}} > 1,0$ (рисунок 2.3.3). Именно это свойство вероятности и квантили используется в вероятностном анализе критериальных функций при решении эквивалентной оптимизационной задачи.

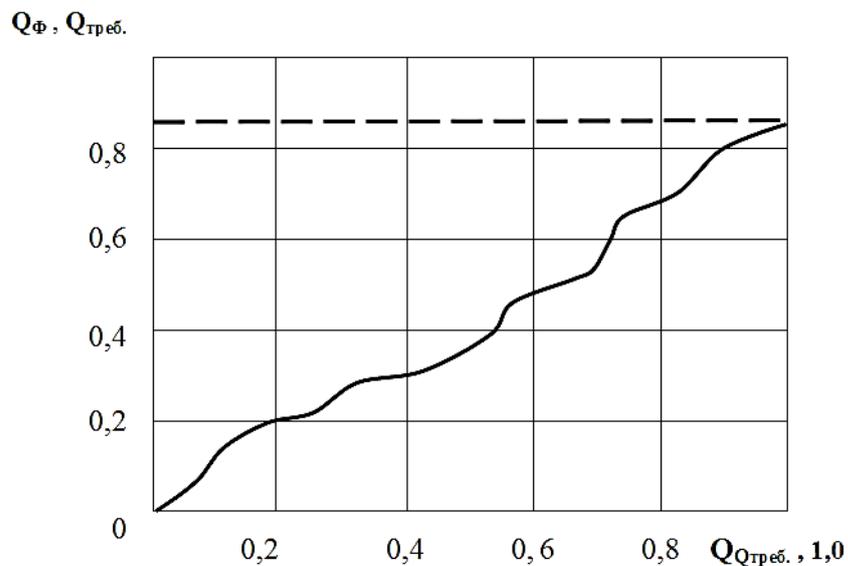


Рисунок 2.3.3 – Вероятность Q_{Φ} и квантиль $Q_{Q_{\text{треб.}}}$.

Эквивалентная оптимизационная задача позволяет сократить вычислительные затраты при вероятностном анализе и учесть свойства первичной критериальной функции. Этот подход основан на том, что на основе априорной информации о функции $Q^i(X)$ можно сделать предположение о расположении в пространстве случайного вектора X множества, соответствующего событию $Q^i(X) < \Phi$.

Это позволяет при нахождении значения квантили $Q_{Q^{тр\text{еб.}}}$ и вероятности Q_Φ исследовать функцию $Q^i(X)$ только в окрестности границы этого множества, а не на всем пространстве случайных возмущений. При этом первичная критериальная функция $Q^i(X)$ корабельных авиационных систем хорошо мажорируется (ограничивается сверху) и минорируется (ограничивается снизу) выпуклыми функциями (рисунок 2.3.4).

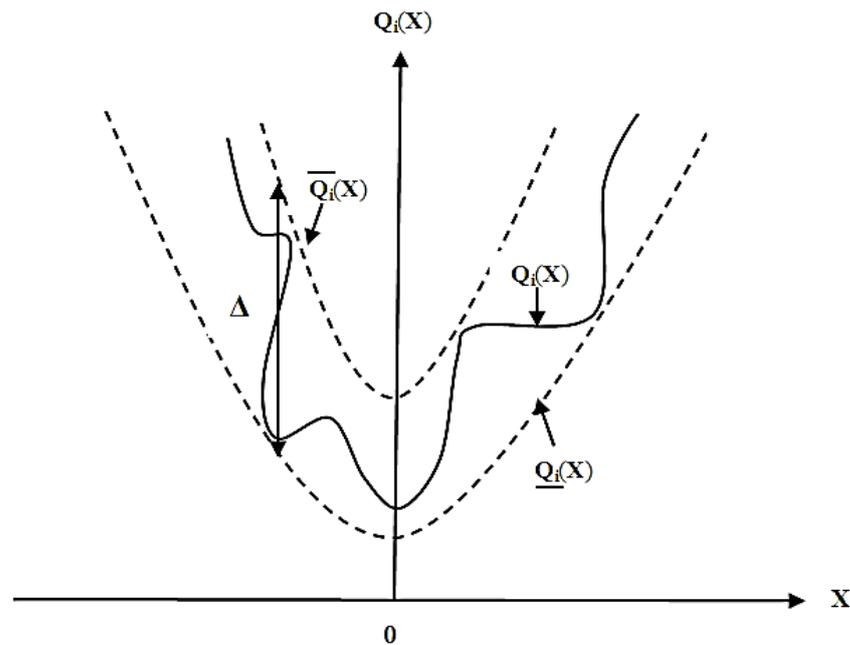


Рисунок 2.3.4 – Функция $Q^i(X)$, ограниченная выпуклыми функциями

Степень близости мажоранты $\bar{Q}^i(X)$ и миноранты $\underline{Q}^i(X)$ функции $Q^i(X)$ характеризует число $\Delta = \sup_x \bar{Q}^i(X) - \underline{Q}^i(X)$. Для таких функций оказывается эффективной замена исходных задач нахождения квантили и вероятности на эквивалентные задачи, имеющие оптимизационную структуру.

Так, система посадки корабельного самолета, в отсутствие возмущений или при некоторых "небольших" по модулю возмущениях (скорости ветра u , навигационных ошибках σ_ψ , σ_H , σ_D в определении курса, высоты и дальности самолета относительно АНКор и др.), обеспечивает выполнение успешной посадки. В то же время очевидно, что "большие" возмущения, например, сильный боковой ветер, не позволяют выполнить успешную посадку. Вопрос о том, какие по величине возмущения являются "небольшими", а какие "большими", здесь не конкретизируется.

Принципиальным моментом является именно малое значение функции $Q^i(X)$ при "небольших" по модулю возмущениях, и большое – при "больших". Именно такая ситуация и наблюдается для функции $Q_i(X)$, характеризующей качество системы посадки самолета, а также для функций, с помощью которых описывается поведение других корабельных авиационных систем. То же самое относится к проведению операций, имеющих вероятностный характер.

Как видно из анализа поведения систем, операция также является системой, но операционной, объединяющей материальные (ресурсы) и нематериальные (информация, время) элементы, в результате взаимодействия которых реализуется операция. Отсутствие любого из элементов операционной системы делает осуществление операции невозможным. Поэтому управление операционной системой осуществляется по единому замыслу (плану), который содержит порядок выполнения взаимосвязанных отдельных действий и порядок распределения и ввода ресурсов. В целом порядок действий и распределение ресурсов характеризуют способ достижения цели операции. Поскольку операция есть система, компонентами которой являются действия, работы, процедуры и частные операции, то и план, как модель (как замысел) операции, также оказывается системой, но системой концептуальной. Компонентами этой системы являются принятые решения по способам достижения цели операции и ее подцелей, а также по распределению ресурсов.

План должен быть развернут и во времени, то есть должны быть указаны моменты начала каждой работы, процедуры и частных операций.

Для разработки плана необходимо определиться с эксплуатационно-техническими качествами корабельной авиационной системы АНКор, выполняющей операцию, и факторами, характеризующими условия функционирования и применения системы АНКор.

При вероятностной формулировке задачи оптимизации операции наряду с показателем ее эффективности в виде вероятности достижения цели операции может быть применен такой показатель, как гарантируемая (требуемая) вероятность достижения цели операции.

Значение вероятности достижения цели операции Q_0 может быть вычислено, если известны законы распределения случайного вектора \mathbf{O} и случайной области $\{\mathbf{O}_{\text{доп.}}\}$ его допустимых значений. Наиболее полной характеристикой вектора \mathbf{O} является его функция распределения

$$Q_0(\mathbf{O}') = P[(Q \geq Q') \cap (C < C') \cap (T < T')]. \quad (2.3.7)$$

Это позволяет рассматривать функционирование корабельных авиационных систем в терминах функциональных критериев, которым они должны соответствовать, то есть в форме критериального моделирования.

В свою очередь, для объективного оценивания критериальной (по сути, вероятностной) модели оптимизации корабельных авиационных систем необходимо знать степень, форму зависимости между отдельными входными величинами (учитывая, что между выходной величиной критерия оптимальности и входными величинами зависимость – вероятностная). При этом, необходимо будет проверить адекватность результатов моделирования и последующих испытаний систем по оценке входных величин, с тем чтобы ошибки были независимы, имели нулевые средние, постоянную дисперсию и подчинялись нормальному закону распределения.

Последнее необходимо в случае использования критерия Фишера – по оценке равенства дисперсий входных величин при испытаниях и моделировании. Причем сама модель оптимизации представляет собой линию регрессии, показывающую, как в среднем изменяется величина критерия оптимальности Q_0 при изменении входной величины X , что характеризуется условным математическим ожиданием $M_{Q_0/X}$ величины Q_0 , вычисляемым при условии, что величина Q_0 приняла определенное значение.

Таким образом, кривая регрессии Q_0 на X есть зависимость условного математического ожидания Q_0 от известного значения X

$$M_{Q_0/X} = f(X, A, B, \dots). \quad (2.3.8)$$

где X - показатели, отражающие неопределенность условий, в которых происходит функционирование АНКор;

A - параметры АНКор и его систем, которые характеризуют его тактико-технические данные, конструктивные и другие параметры, которые не могут быть изменены;

B - характеристики АНКор и его систем, которые можно изменять и от которых зависит целевая функция АНКор.

Изменения случайной величины Q_0 обусловлены изменчивостью стохастически связанной с ней неслучайной величины X , а также других факторов, влияющих на Q_0 , но не зависящих от X .

2.4. Практическая реализация принципа гибкого приоритета в критериальном пространстве целевой функции авианосного корабля

Практическая реализация принципа гибкого приоритета при решении оптимизационной задачи привела к выделению *приоритетов* целевой функции АНКор $Q_0(O_{тр.})_{АНКор}$, оказавшись по сути конструктивной – пригодной как для анализа, так и для синтеза корабельных авиационных систем и проектируемого АНКор в целом.

В соответствии с оптимизационным планом проводится декомпозиция целевой функции АНКор $Q_0(O_{тр.})_{АНКор}$ на уровень *приоритетов* и структуризация *приоритетных* функциональных критериев $O(Q^i)$, до уровня качеств (эффективности) и свойств Q^i , по которым оптимизируются, оцениваются и проектируются корабельные авиационные системы АНКор.

Что касается первого *приоритета* – функционального критерия $O(Q^{рез.})$ – *результативности* операции, как боевое качество (эффективность) "носимой" авиации в процессе нанесения удара по надводным/наземным целям и отражения воздушного нападения (рисунок 2.4.1), то он выражает влияние уровня систем ЛАК на уровень АНКор введением штрафной функции по некоторому аргументу уровня АНКор.

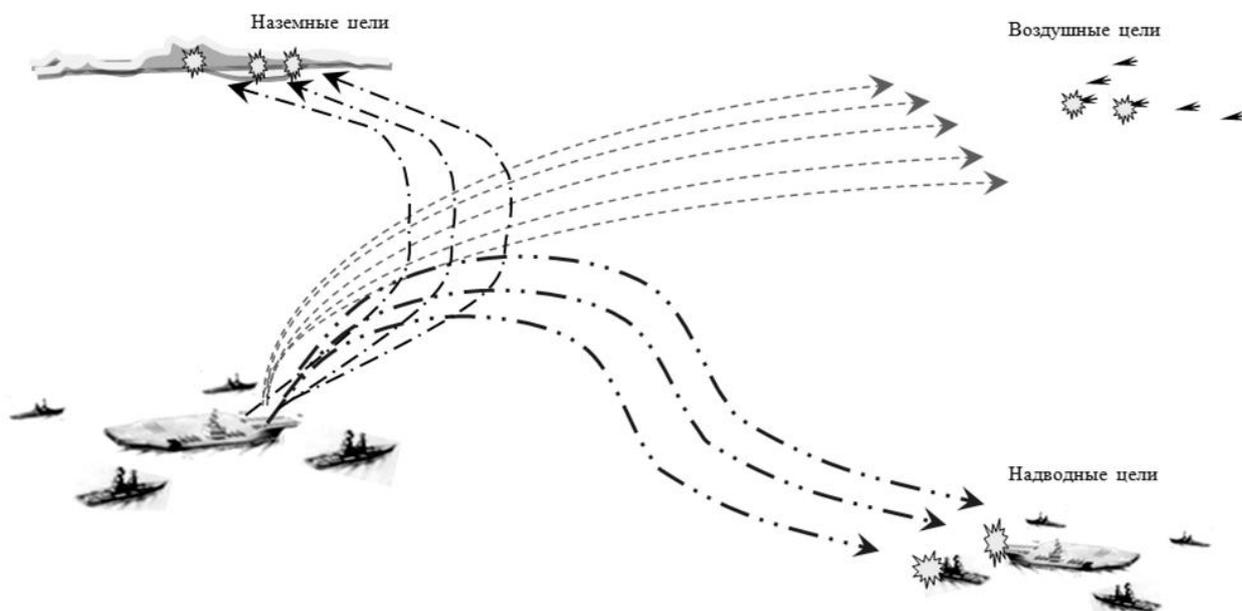


Рисунок 2.4.1 – К определению *результативности* АНКор

Таким аргументом и служит функция $O(Q^{рез.})$, показывающая эффективность оперирующей стороны (АНКор) в процессе нанесения удара по надводным / наземным целям (НЦ) и отражения налета СВН [15]:

$$O(Q^{рез.}) = Q_{но}^{эф.} - | Q_{но}^{эф.} - \alpha Q_{оо}^{эф.} | \rightarrow \max \quad (2.4.1)$$

с положительным ингредиентом,

где $Q_{НО}^{эф.}$ - критериальная функция, характеризующая эффективность наступательной операции (НО) с помощью ударных ЛАК в задаче нанесения удара по АМГ или подавления объектов ПДО;

$Q_{ОО}^{эф.}$ - критериальная функция, характеризующая эффективность оборонительной операции (ОО) АНКор с помощью истребительных ЛАК в задаче отражения налета СВН;

α - коэффициент относительной важности задач обороны и наступления (допустимый риск оперирующей стороны);

$|Q_{НО}^{эф.} - \alpha Q_{ОО}^{эф.}|$ - штрафная функция, которая максимизирует $Q^{рез.}$, принимая нулевое значение в случае приемлемой обороны АНКор.

При этом

$$Q^{рез.} = \begin{cases} Q_{НО}^{эф.} - |Q_{НО}^{эф.} - \alpha Q_{ОО}^{эф.}|, & \text{если } Q_{НО}^{эф.} \geq |Q_{НО}^{эф.} - \alpha Q_{ОО}^{эф.}| \\ 0, & \text{если } Q_{НО}^{эф.} < |Q_{НО}^{эф.} - \alpha Q_{ОО}^{эф.}| \end{cases} \quad (2.4.2)$$

А величина $(1 - Q^{рез.})$ отражает риск оперирующей стороны потерять АНКор в процессе нанесения удара. Это позволяет сравнивать непосредственно эффективность наступления $Q_{НО}^{эф.}$ с эффективностью обороны $Q_{ОО}^{эф.}$, не накладывая никаких ограничений на размерность критериев.

Составляющие функционального критерия оптимальности $O(Q^{рез.})$ АНКор (см. формулу 2.4.1) характеризуют процесс функционирования авиационных систем и АНКор в целом, и в частности ЛАК, на различных стадиях взаимодействия ЛАК с авиационно-техническими средствами корабля (АТСК) с оценкой по критериям, подчиненным единой цели функционирования АНКор как в наступлении, так и в обороне.

Эффективность наступления ($Q_{НО}^{эф.}$) АНКор как эффективность нанесения ударов по надводным и наземным целям с помощью ЛАК является относительной величиной и характеризуется критериальной функцией:

$$Q_{НО}^{эф.} = \exp -(|E_{эф.}^{НО} - E_{пот.}^{НО}| / |E_{эф.}^{НО}|), \quad (2.4.3)$$

где $E_{\text{эф.}}^{\text{НО}}$ - эффективное усилие наступления, выраженное через массу авиационных боеприпасов класса "воздух-поверхность" (В-П), которые могут быть доставлены ЛАК к целям в заданное время при определенных условиях, кг;

$E_{\text{пот.}}^{\text{НО}}$ - потенциальное усилие наступления, выраженное через массу авиационных боеприпасов класса В-П, которые могут быть доставлены ЛАК к целям при потенциальной интенсивности самолетовылетов в заданное время, кг.

Аналитическое выражение критерия $E_{\text{эф.}}^{\text{НО}}$ представляется в виде:

$$E_{\text{эф.}}^{\text{НО}} = G_{\text{АНКор}}^{\text{В-П}} \cdot S_{\text{ЛАК}}^{\text{НО}} \cdot Q_{\text{взл.}}^{\text{кач.}} \cdot Q_{\text{ПВО}} \cdot 1/\mathbf{B} \sum_{i=1}^{\mathbf{B}} Q_{\text{ВЗВА}i} \cdot 1/\mathbf{B} \sum_{i=1}^{\mathbf{B}} Q_{\text{б.р.}i} \cdot Q_{\text{пос.}}, \quad (2.4.4)$$

где $G_{\text{АНКор}}^{\text{В-П}}$ - количество авиационных боеприпасов класса В-П на АНКор в весовых единицах, кг;

$S_{\text{ЛАК}}^{\text{НО}}$ - степень обеспечения необходимого наряда ЛАК в штурмовом (ударном) варианте - показатель, характеризующий эффективность АТСК;

$Q_{\text{взл.}}^{\text{кач.}}$ - вероятность выполнения взлета ЛАК при различной степени волнения в различных районах Мирового океана (эффективность взлетных операций);

$Q_{\text{ПВО}}$ - вероятность выживания ЛАК при прорыве ПВО противника или вероятность непоражения ЛАК при решении боевой задачи в одном вылете;

\mathbf{B} - количество вариантов вооружения ЛАК в штурмовом варианте ($i = 1, \dots, \mathbf{B}$);

$Q_{\text{ВЗВА}i}$ - вероятность выхода ЛАК в зону возможных атак цели с i -ым вариантом вооружения;

$Q_{\text{б.р.}i}$ - вероятность безотказной работы ЛАК с i -ым вариантом вооружения при решении ударной задачи в одном вылете;

$Q_{\text{пос.}}$ - вероятность успешной посадки ЛАК на АНКор (эффективность посадочных операций).

Аналитическое выражение критерия $E_{\text{пот.}}^{\text{НО}}$ имеет вид:

$$E_{\text{пот.}}^{\text{НО}} = \int_0^{T_{\text{зад.}}} I_{\text{пот.}}^{\text{НО}} \cdot dt, \quad (2.4.5)$$

где $I_{\text{пот.}}^{\text{НО}}$ - потенциальная интенсивность наступления, выраженная через массу авиационных боеприпасов класса В-П, которые могут быть доставлены ЛАК к целям в единицу времени, кг/мин.;

$T_{\text{зад.}}$ - заданное время выполнения боевой операции, мин.

Потенциальная интенсивность наступления $I_{\text{пот.}}^{\text{НО}}$ есть функция тактического радиуса и профиля полета ЛАК, а также эффективности функционирования АТСК, и имеет следующий аналитический вид:

$$I_{\text{пот.}}^{\text{НО}} = \sum_{i=1}^B N_{\text{АНКор}}^{\text{ЛАК}} \cdot G^{1 \text{ В-П}}_i \cdot 1 / T_{\text{ци}}^{\text{ЛАК}}, \quad (2.4.6)$$

где $N_{\text{АНКор}}^{\text{ЛАК}}$ - общее количество ЛАК на АНКор;

$G^{1 \text{ В-П}}_i$ - вес боевой нагрузки i -го варианта вооружения класса В-П на одном ЛАК для решения задачи на заданном тактическом радиусе действия, кг;

$T_{\text{ци}}^{\text{ЛАК}}$ - время одного цикла боевого использования ЛАК, то есть средний интервал времени между двумя очередными взлетами одного и того же ЛАК для решения задачи на заданном тактическом радиусе с i -ым вариантом вооружения, мин.

$$T_{\text{ци}}^{\text{ЛАК}} = R_{\text{ти}} / V_{\text{ср.и}}^m + m / \lambda_i, \quad (2.4.7)$$

где $R_{\text{ти}}$ - заданный тактический радиус действия ЛАК с i -ым вариантом вооружения, км;

$V_{\text{ср.и}}^m$ - средняя скорость полета группы из m ЛАК, км/мин.(ч.);

λ_i - интенсивность поступления ЛАК с i -ым вариантом вооружения на обслуживание АТСК, 1/мин.(ч.).

Все те условия и факторы боевых действий, входящие в формулу показателя результативности АНКор в наступательной операции ($Q_{\text{НО}}^{\text{эф}}$) (см. формулу 2.4.3), включают веса, количество, скорости, операционные данные и боевые вероятности.

Операционные данные включают в себя времена развертывания, дальности, работоспособность, надежность и так далее, а боевые вероятности - изменения соотношения сил для АНКор, ЛАК, оружия, надводных и подводных сил охранения для собственного состава сил и состава сил противника. Они-то и формируют оперативно-тактические требования к корабельным авиационным системам и АНКор в целом при его функционировании в наступательной операции.

Эффективность обороны ($Q_{00}^{эф.}$) АНКор, как эффективность отражения налета СВН с помощью ЛАК, характеризуется критериальной функцией:

$$Q_{00}^{эф.} = \exp -(| E_{эф.}^{00} - E_{пот.}^{00} | / | E_{эф.}^{00} |), \quad (2.4.8)$$

где $E_{эф.}^{00}$ - эффективное усилие обороны, выраженное через массу авиационных боеприпасов класса "воздух-воздух" (В-В), которые могут быть доставлены ЛАК к целям в заданное время при определенных условиях, кг;

$E_{пот.}^{00}$ - потенциальное усилие обороны, выраженное через массу авиационных боеприпасов класса В-В, которые могут быть доставлены ЛАК к целям при потенциальной интенсивности самолетовылетов в заданное время, кг.

Аналитическое выражение критерия $E_{эф.}^{00}$ представляется в виде:

$$E_{эф.}^{00} = G^{В-В}_{АНКор} \cdot S^{00}_{ЛАК} \cdot Q^{кач.}_{взл.} \cdot Q_{ПВО} \cdot 1 / \sum_{i=1}^B Q_{ВЗВАi} \cdot 1 / \sum_{i=1}^B Q_{б.р.i} \cdot Q_{пос.}, \quad (2.4.9)$$

где $G^{В-В}_{АНКор}$ - количество авиационных боеприпасов класса В-В на корабле (АНКор) в весовых единицах, кг;

$S^{00}_{ЛАК}$ - степень обеспечения необходимого наряда ЛАК в истребительном варианте - показатель, характеризующий эффективность авиационно-технических средств корабля (АТСК);

$Q^{кач.}_{взл.}$ - вероятность выполнения взлета ЛАК при различной степени волнения в различных районах Мирового океана (эффективность взлетных операций);

$Q_{\text{ПВО}}$ - вероятность непоражения ЛАК при решении боевой задачи ПВО в одном вылете;

\mathbf{B} - количество вариантов вооружения ЛАК в истребительном варианте ($i = 1, \dots, \mathbf{B}$);

$Q_{\text{ВЗВА}i}$ - вероятность выхода ЛАК в зону возможных атак цели с i -ым вариантом вооружения;

$Q_{\text{б.р.}i}$ - вероятность безотказной работы ЛАК с i -ым вариантом вооружения при решении задачи ПВО в одном вылете;

$Q_{\text{пос.}}$ - вероятность успешной посадки ЛАК на АНКор (эффективность посадочных операций).

Аналитическое выражение критерия $E^{\text{ОО}}_{\text{пот.}}$ имеет вид:

$$E^{\text{ОО}}_{\text{пот.}} = \int_0^{T_{\text{зад.}}} I^{\text{ОО}}_{\text{пот.}} \cdot dt, \quad (2.4.10)$$

где $I^{\text{ОО}}_{\text{пот.}}$ - потенциальная интенсивность обороны, выраженная через массу авиационных боеприпасов класса В-В, которые могут быть доставлены ЛАК к целям в единицу времени, кг/мин.;

$T_{\text{зад.}}$ - заданное время выполнения боевой операции, мин.

Потенциальная интенсивность $I^{\text{ОО}}_{\text{пот.}}$ есть функция тактического радиуса и профиля полета ЛАК, а также эффективности функционирования АТСК, и имеет следующий аналитический вид:

$$I^{\text{ОО}}_{\text{пот.}} = \sum_{i=1}^{\mathbf{B}} N^{\text{ЛАК}}_{\text{АНКор}} \cdot G^{1 \text{ В-В}}_i \cdot 1 / T_{\text{ци}}^{\text{ЛАК}}_i, \quad (2.4.11)$$

где $N^{\text{ЛАК}}_{\text{АНКор}}$ - общее количество ЛАК на АНКор;

$G^{1 \text{ В-В}}_i$ - масса боевой нагрузки i -го варианта вооружения класса В-В на одном ЛАК для решения задачи на заданном тактическом радиусе, кг;

$T_{\text{ци}}^{\text{ЛАК}}_i$ - время одного цикла боевого использования ЛАК, то есть средний интервал времени между двумя очередными взлетами одного и того же ЛАК для решения задачи на заданном тактическом радиусе с i -ым вариантом вооружения, мин.

$$T_{цi}^{Л\text{АК}} = R_{T_i} / V_{ср.i}^m + m / \lambda_i, \quad (2.4.12)$$

где R_{T_i} - заданный тактический радиус действия ЛАК с i -ым вариантом вооружения, км;
 m - количество ЛАК в группе;
 $V_{ср.i}^m$ - средняя скорость полета группы из m ЛАК, км/мин.(ч.);
 λ_i - интенсивность поступления ЛАК с i -ым вариантом вооружения на обслуживание АТСК, 1/мин (ч.).

Отражение налета СВН должно строиться по принципу эшелонирования сил на угрожаемом направлении и предусматривать последовательное использование ЛАК, корабельных ЗУР и ЗА. В распределении усилий приоритет отдается уничтожению носителей ударного оружия СВН до их выхода на рубеж пуска. Поэтому дальность обнаружения воздушных целей должна быть не менее 1000 км за счет барражирующих на удалении 500 км самолетов РЛДН. При этом дальность опознавания воздушных целей - 700...800 км, а дальность перехвата воздушных целей ЛАК из положения "дежурство в воздухе" - до 900 км от АНКор (центра соединения кораблей).

При первом массированном авиационно-ракетном ударе СВН последовательное использование ЛАК, ЗУР и ЗА должно отразить нападение не менее 20 целей из состава налета СВН.

В итоге, первый *приоритет* – функциональный критерий $O(Q^{рез.})$ – *результативность* операции АНКор (см. формулу 2.4.1), зависит от эффективности наступления ($Q_{НО}^{эф.}$) и обороны ($Q_{ОО}^{эф.}$) при относительной важности (α) задач обороны и наступления.

В свою очередь эффективность наступления и обороны определяется эффективным усилием наступления ($E_{эф.}^{НО}$) и/или обороны ($E_{эф.}^{ОО}$), выраженным через вес авиационных боеприпасов класса "воздух-поверхность"(В-П) и/или "воздух-воздух"(В-В), кг, которые могут быть доставлены ЛАК к целям в заданное время при определенных условиях, и выражается графиком $O(Q^{рез.}) = f(E_{эф.}^{НО}, E_{эф.}^{ОО})$ (рисунок 2.4.2).

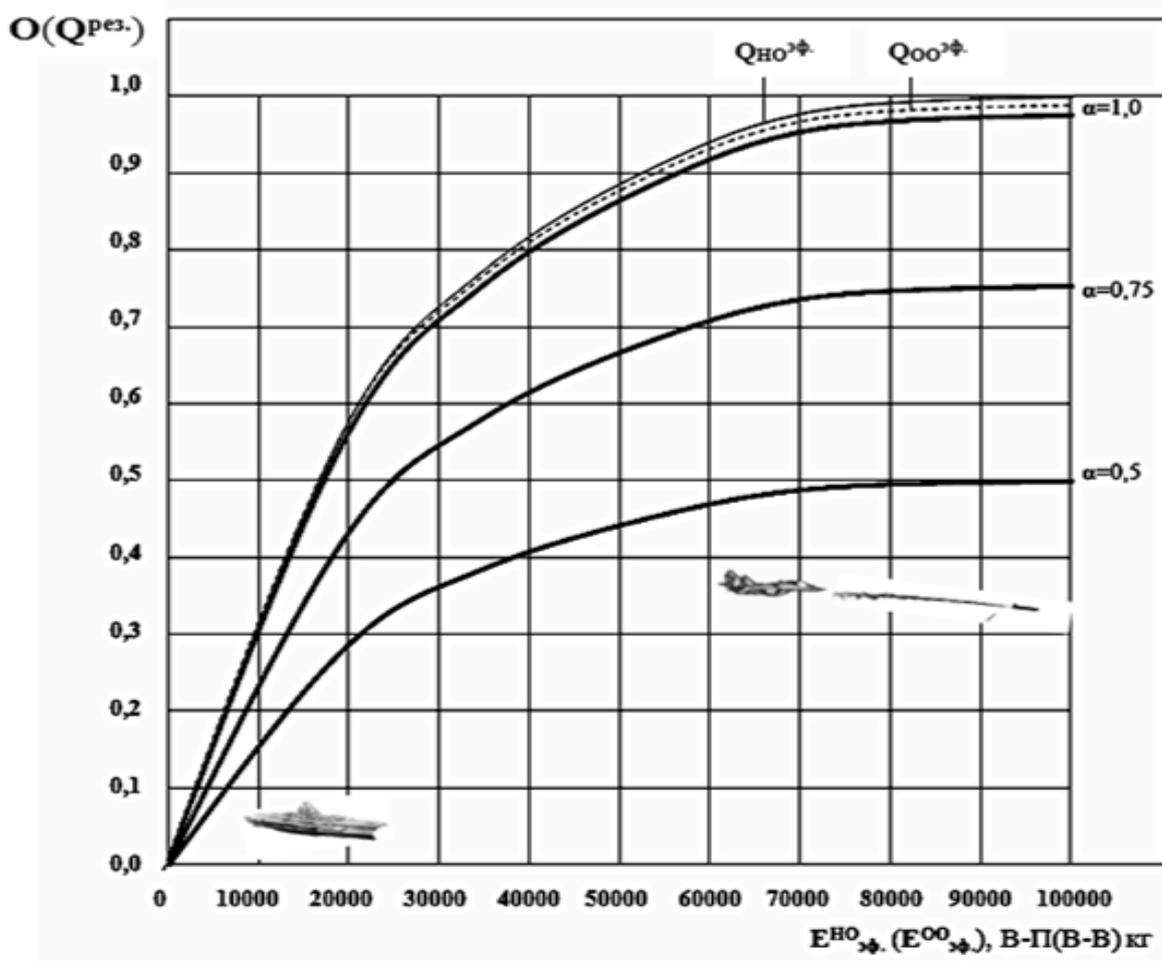


Рисунок 2.4.2 – Результативность операции $O(Q^{\text{рез.}})$ в задачах наступления ($E^{\text{НО}}_{\text{эф.}}$) и обороны ($E^{\text{ОО}}_{\text{эф.}}$) АНКор

Таким образом, формируются оперативно-тактические требования к корабельным авиационным системам и АНКор в целом при его функционировании в наступательной (НО) и оборонительной (ОО) операции.

Что касается второго *приоритета* – функционального критерия $O(Q^{\text{заш.}})$ – радиоэлектронной *защищенности* АНКор, характеризующего степень защиты РЭС АНКор от РЭП, от самонаводящихся ракет противника силами "носимой" авиации, и степень ЭМС РЭС АНКор и "носимой" авиации, как деградацию корабельных авиационных систем от РЭП, то исход радиоэлектронной борьбы (РЭБ) (рисунок 2.4.3) во многом зависит от правильного применения своих возможностей с каждой из противодействующих сторон.

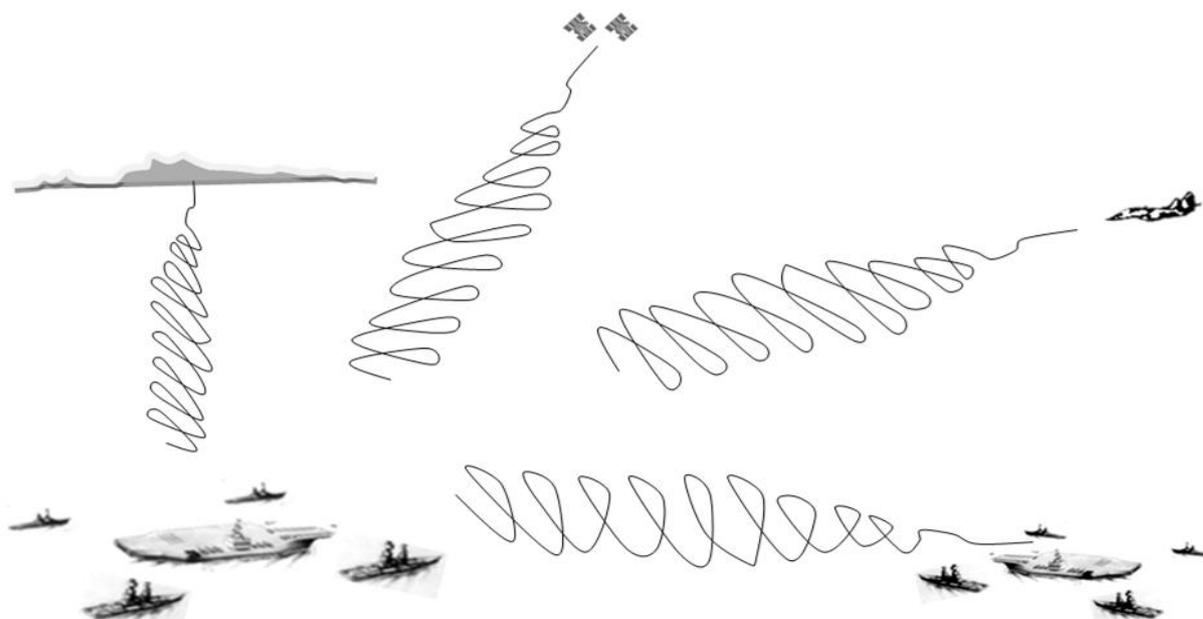


Рисунок 2.4.3 – К определению радиоэлектронной защищенности

Функциональный критерий радиоэлектронной защищенности $O(Q^{\text{заш.}})$ АНКор определяется как вероятность успешного выполнения РЭС АНКор своих задач при защите РЭС АНКор от РЭП, при поражении силами "носимой" авиации самонаводящихся на источник излучения ракет противника, и обеспечении ЭМС РЭС АНКор и "носимой" авиации, с требуемым качеством при воздействии помех и обеспечения ЭМС (рисунок 2.4.3):

$$O(Q^{\text{заш.}}) = 0,5[2\Phi(\Delta f_{\text{П}}/\Delta f_{\text{С}})] + 0,5[1 - \exp(-(C/P):(C/P)_{\text{заш.},i})] \rightarrow \text{max}, \quad (2.4.13)$$

где $[2\Phi(\Delta f_{\text{П}}/\Delta f_{\text{С}})]$ - вероятность успешного выполнения РЭС АНКор своих задач с требуемым качеством при воздействии помех;

$\Delta f_{\text{П}}$ - диапазон спектра воздействующих на РЭС помех, МГц;

$\Delta f_{\text{С}}$ - диапазон спектра полезных сигналов для РЭС, МГц;

$[1 - \exp(-(C/P):(C/P)_{\text{заш.},i})]$ - вероятность обеспечения ЭМС;

C/P - отношение "сигнал/помеха" на входе приемника РЭС, дБ;

$(C/P)_{\text{заш.},i}$ - защитное отношение "сигнал/помеха" i -ой градации качества ($i = 1 \dots 5$), позволяющее РЭС получить качество приема полезного сигнала, соответствующее i -ой градации качества, в обеспечение ЭМС, дБ [16].

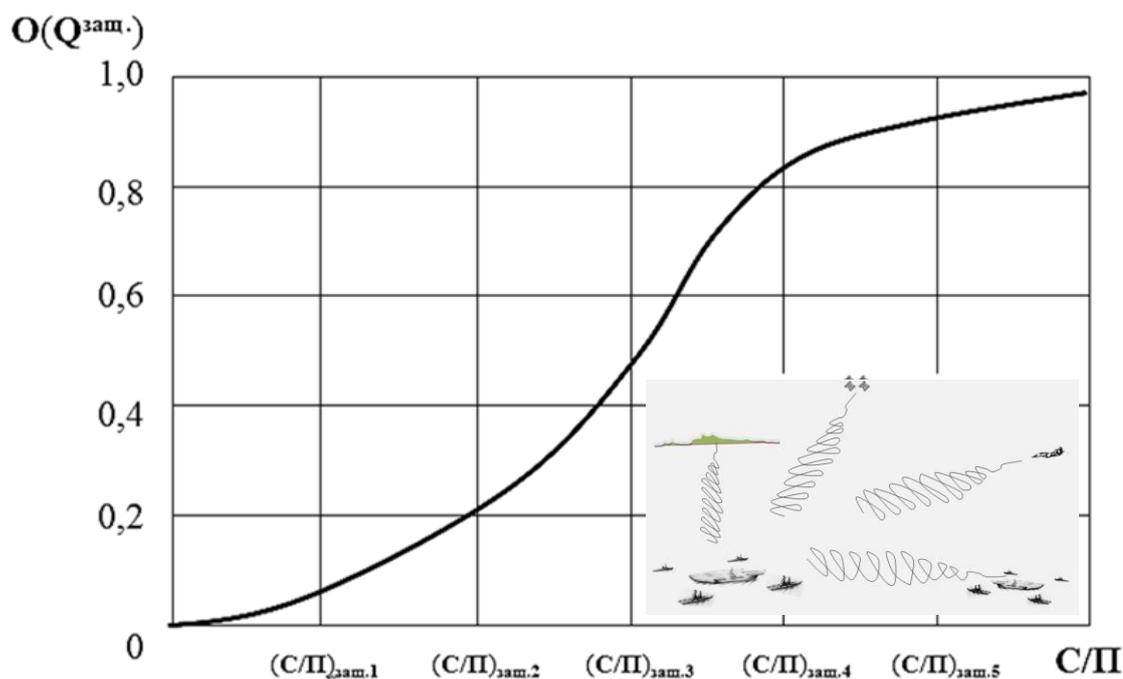


Рисунок 2.4.4 – Защищенность ANкор $O(Q^{\text{заш.}})$ в зависимости от соотношения "сигнал/помеха" (С/П) на входе приемников радиоэлектронных систем

Приведенное выражение (2.4.13) показывает, что эффективность радиоэлектронной защиты характеризуется помехозащищенностью, которая, в свою очередь, является количественным показателем помехоустойчивости РЭС, а также скрытности работы РЭС и подавления работы средств радиотехнической разведки (РТР) противника.

Однако значение требуемого критерия $O(Q^{\text{заш.}})$ должно быть задано, поскольку оно выступает в качестве порога, с которым сравнивают оценки вероятности, получаемые по результатам анализа ЭМС. Если известна совместная плотность распределения полезного сигнала и помехи, то указанные вероятности могут быть определены аналитически.

На практике для сложных группировок РЭС такая информация отсутствует. Поэтому эти вероятности оценивают посредством статистического имитационного моделирования работы совокупности РЭС. При необходимости при оценке вероятности появления помехи в радиоприемном устройстве РЭС могут быть отдельно выполнены оценки вероятности помехи блокирования и интермодуляционной помехи [17].

Третий *приоритет* – функциональный критерий $O(Q^{\text{упрежд.}})$ – *упреждаемость* характеризует наиважнейшее качество АНКор на переходе морем и при боевом развертывании (рисунок 2.4.5) первым "увидеть" противника за счет более дальнего обнаружения и предупреждения угрозы силами "носимой" авиации, в частности – самолетами РЛДН.

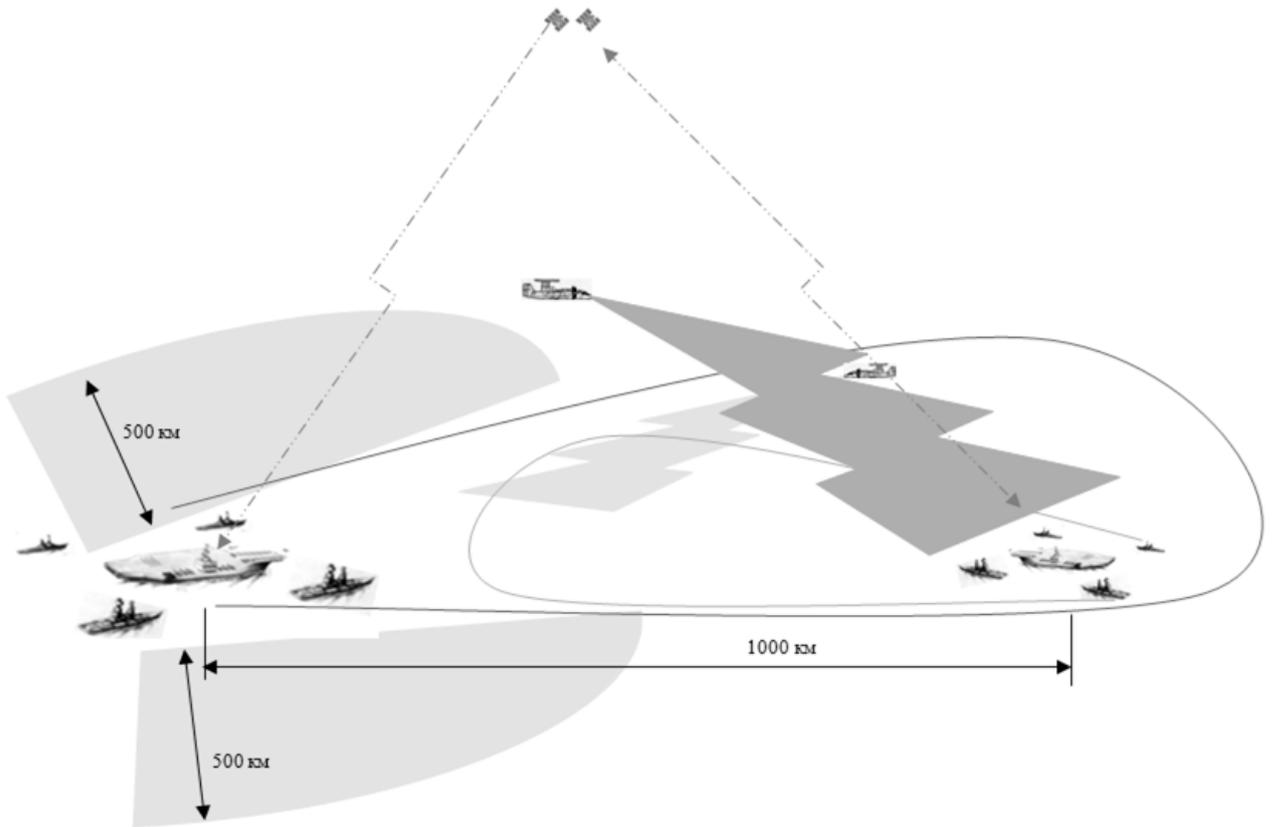


Рисунок 2.4.5 – К определению *упреждаемости*

Критерий *упреждаемости* $O(Q^{\text{упрежд.}})$ характеризует превышение дальности обнаружения ($Q_{\text{до}}$) и предупреждения ($Q_{\text{дп}}$) угрозы (более дальнее обнаружение противника и предупреждение угрозы с его стороны силами "носимой" авиации) корабельным самолетом РЛДН по отношению к аналогичным средствам со стороны противника.

При этом частный критерий $Q_{\text{до}}$ зависит от соотношения эффективной ($D_{\text{осв.эф.}}$) и потенциальной (требуемой) ($D_{\text{осв.пот.}}$) дальности освещения воздушной/ /надводной обстановки при переходе АНКор в район боевого развертывания.

А частный критерий $Q_{ДП}$ зависит от соотношения эффективной ($D_{опоз.эф.}$) и потенциальной (требуемой) дальности опознавания (предупреждения) угрозы со стороны противника ($D_{опоз.пот.}$) при переходе АНКор в район боевого развертывания (рисунок 2.4.6):

$$O(Q^{упрежд.}) = 0,5 [1 - \exp(-D_{осв.эф.}/D_{осв.пот.})] + 0,5 [1 - \exp(-D_{опоз.эф.}/D_{опоз.пот.})] \rightarrow \max. \quad (2.4.14)$$

При ведении оборонительной операции (ОО) нельзя не отметить способность АНКор к пассивной обороне, то есть способности снижать боевые возможности оружия противника, измеряемой в единицах вероятности непоражения АНКор оружием противника.

Отсутствие разведанных о системе вооружения (особенно будущей) противника заставляет обратиться к предположению, что возможности противника будут равны нашим собственным возможностям, проектируемым на этот же период времени.

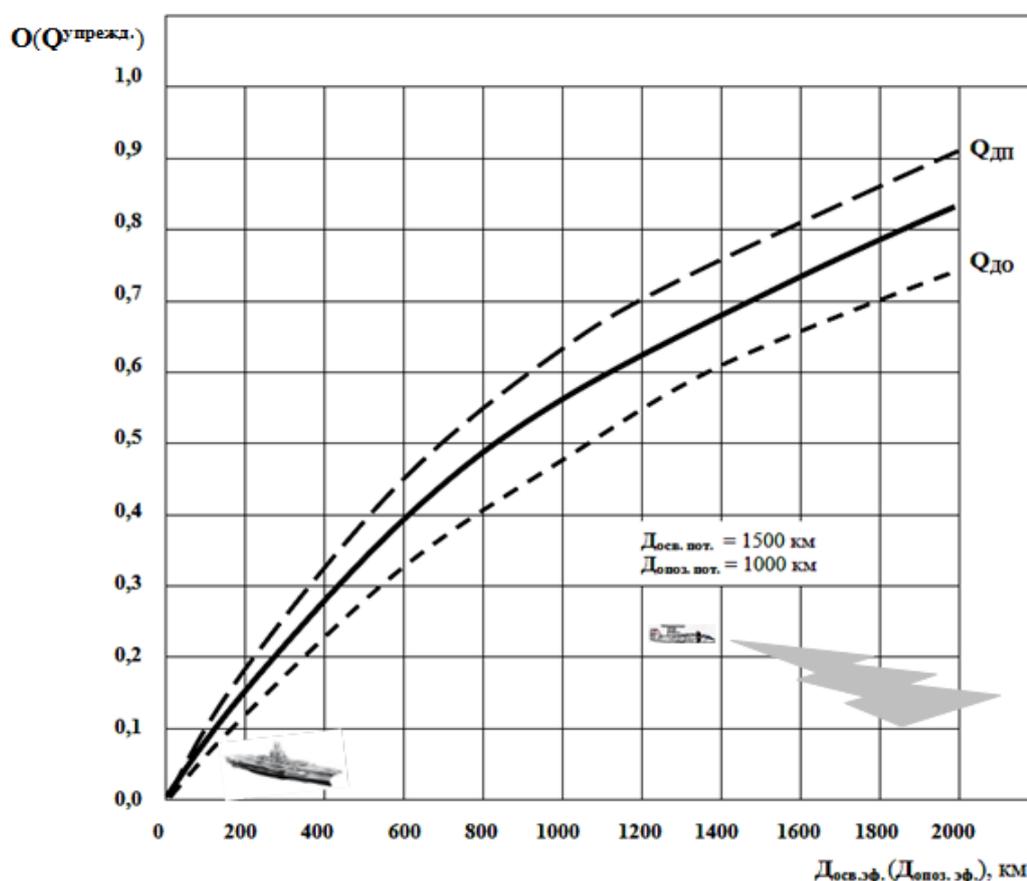


Рисунок 2.4.6 – Упреждаемость $O(Q^{упрежд.})$ угрозы со стороны противника по дальности его обнаружения (ДО) и предупреждения (ДП)

Это приводит к выводу, что физическая уязвимость АНКор может быть выражена в единицах оружия, которое несут его собственные ЛАК или корабли соединения. По крайней мере, для них имеется больше исходных данных, чем для оружия предполагаемого потенциального противника.

Все это относится к четвертому *приоритету – неуязвимости* АНКор, как функциональному критерию $O(Q^{\text{неуяз.}})$, при одновременной ПВО и ПЛО АНКор (соединения кораблей), обеспечиваемой силами "носимой" авиации, при вероятном развитии ситуации военного конфликта (рисунок 2.4.7).

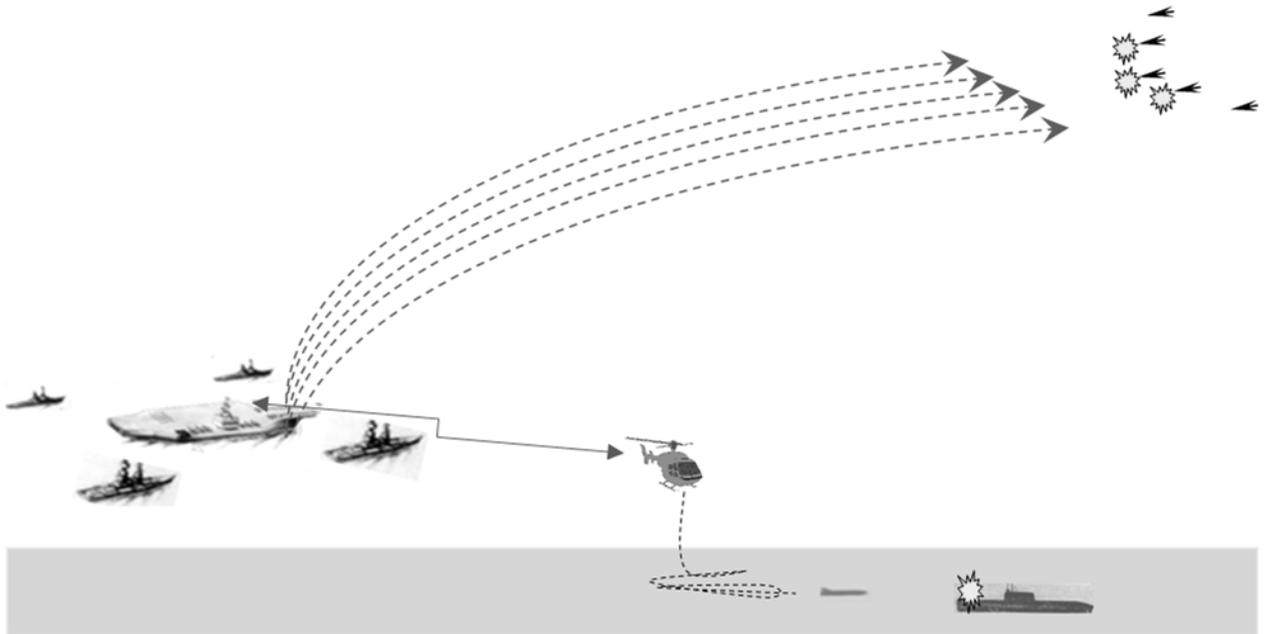


Рисунок 2.4.7 – К определению *неуязвимости* АНКор

Неуязвимость АНКор определяется вероятностью неуязвимости в заданной j -той конфликтной ситуации, а именно:

$$O(Q^{\text{неуяз.}})_{\text{АНКор}}(t)_j = 1 - [1 - \text{Вер}_{\text{неуяз.}}^{\text{ПЛ}}(j) \cdot \text{Вер}_{\text{неуяз.}}^{\text{ПЛ}}(t)] \cdot [1 - \text{Вер}_{\text{неуяз.}}^{\text{СВН}}(j) \cdot \text{Вер}_{\text{неуяз.}}^{\text{СВН}}(t)] \dots = 1 - \prod_i [1 - \text{Вер}_j(i) \cdot \text{Вер}_j(t)] \rightarrow \max, \quad (2.4.15)$$

где i - способ атаки со стороны СВН или подводной лодки (ПЛ).

Частный критерий $\text{Вер}_{\text{неуяз.}}^{\text{ПЛ}}(t)$, как вероятность сохранения неуязвимости АНКор при атаках ПЛ, зависит от двух основных вероятностей:

$$\text{Вер}_{\text{неуяз.}}^{\text{ПЛ}}(t) = 1 - (Q_{\text{прибл.ПЛ}} \cdot Q_{\text{пред.ПЛО}}^{\text{ПКР}}), \quad (2.4.16)$$

где $Q_{\text{прибл.ПЛ}}$ - вероятность успешного скрытного приближения ПЛ к АНКор на дистанцию пуска противокорабельной ракеты (ПКР);

$Q_{\text{преод.ПЛО}}^{\text{ПКР}}$ - вероятность преодоления ПЛО АНКор ПКР с ПЛ.

То есть ПЛ смогут наносить удары по АНКор лишь в оперативном смысле. Сначала они должны найти АНКор, скрытно подойти для пуска ПКР. В этом случае разведка противника обязана выявить координаты и параметры движения АНКор (соединения кораблей), а также отслеживать изменения в движении до момента нанесения удара, а затем определить его результаты для принятия командующим ВМС противника решения на последующие действия. При этом точность установления местоположения и параметров движения АНКор и соединения кораблей должна быть достаточной для выдачи целеуказания противокорабельным ракетам (ПКР).

Вероятность успешного скрытного приближения ПЛ ($Q_{\text{прибл.ПЛ}}$) к АНКор на дистанцию пуска ПКР зависит от обнаружения самой ПЛ средствами ПЛО (обороны) АНКор на дальности до возможной точки пуска с ПЛ ПКР по АНКор, а именно (рисунок 2.4.8):

$$Q_{\text{прибл.ПЛ}} = \exp \left(-D_{\text{обн.ПЛ}}^{\text{АНКор}} / D_{\text{пуск.ПКР}}^{\text{ПЛ}} \right), \quad (2.4.17)$$

где $D_{\text{обн.ПЛ}}^{\text{АНКор}}$ - дальность обнаружения ПЛ средствами ПЛО АНКор (соединения кораблей), км (до 500 км);

$D_{\text{пуск.ПКР}}^{\text{ПЛ}}$ - дальность пуска ПКР с ПЛ, км (300... 700 км).

Вероятность ($Q_{\text{преод.ПЛО}}^{\text{ПКР}}$) преодоления ПЛО (обороны) АНКор ПКР с ПЛ зависит от дальности обнаружения запущенной ПКР средствами обороны АНКор и времени реакции средств обороны АНКор на ее уничтожение на подходе к АНКор, а именно (рисунок 2.4.9):

$$Q_{\text{преод.ПЛО}}^{\text{ПКР}} = \exp \left(-t_{\text{реакц. средств ПЛО}} \cdot V_{\text{пол.ПКР}} / D_{\text{обн.ПКР}} \right), \quad (2.4.18)$$

где $t_{\text{реакц. средств ПЛО}}$ - время реакции средств обороны АНКор на поражение летящей ПКР над морской поверхностью, сек. (до 15 сек.);

- $V_{\text{пол.ПКР}}$ - скорость полета ПКР на подлетной дистанции в зоне действия средств обороны АНКор, м/сек (500...600 м/сек.);
- $D_{\text{обн.ПКР}}$ - дальность обнаружения запущенной ПКР средствами обороны АНКор, м. (до 30 000 м).

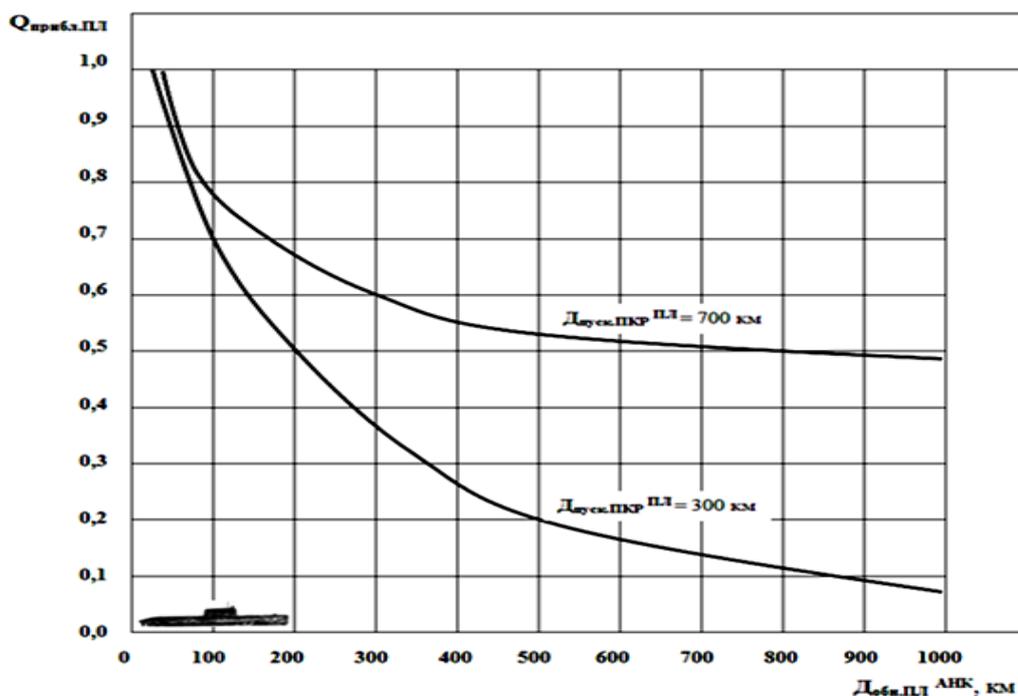


Рисунок 2.4.8 – К неуязвимости АНКор при ПЛО в зависимости от дальности обнаружения ПЛ до АНКор - $Q_{\text{прибл.ПЛ}} = f(D_{\text{обн.ПЛ}}^{\text{АНКор}})$

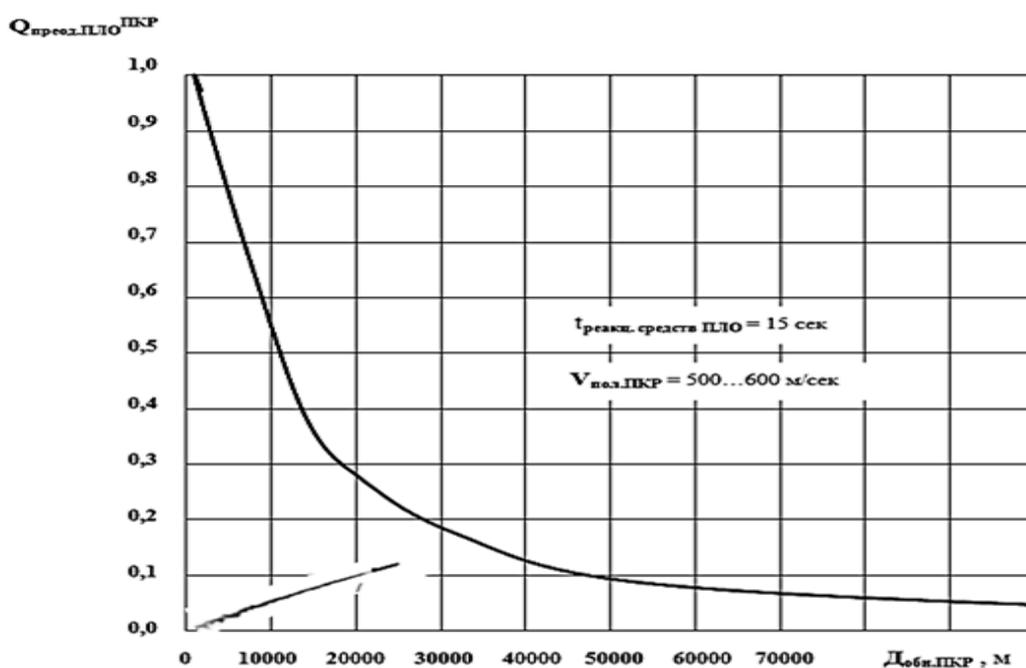


Рисунок 2.4.9 – К неуязвимости ПЛО АНКор в зависимости от дальности обнаружения ПКР, пущенной с ПЛ - $Q_{\text{преод.ПЛО}}^{\text{ПКР}} = f(D_{\text{обн.ПКР}})$

При атаках АНКор средствами воздушного нападения (СВН) с берега или с моря (самолетов с авианосцев и/или ракет с кораблей противника) соблюдается та же последовательность, что и при атаке ПЛ. Однако имеются существенные различия. Атака с воздуха не может быть скрытна. Скрытное слежение за АНКор также невозможно. Число атакующих самолетов или ракет может быть велико, и их действия координируются.

АНКор обнаруживается электронно-оптическими средствами или за счет его электромагнитных и радиоэлектронных излучений. Оптические средства эффективны лишь на малых дистанциях и применимы только для уверенного опознавания. АНКор мало может сделать, чтобы избежать его оптического опознавания, если только плохие метеоусловия этому поспособствуют. Чтобы избежать электромагнитного опознавания, для АНКор возможно ослабить излучение по принципу контроля излучений, замаскировать его активными или пассивными помехами и ввести ложный сигнал, что затруднит обнаружение и классификацию АНКор со стороны СВН.

Перехват АНКор самолетами противника не представляет такой кинематической проблемы, как для ПЛ, хотя и здесь может иметь место проблема большой сложности. Снижение поражающих возможностей оружия самолетов противника может быть достигнуто путем применения пассивных средств контроля за собственным радиоизлучением и активных средств радиопротиводействия, запускаемых с АНКор, кораблей соединения или ЛАК.

Первое эффективно только против радиолокационных головок самонаведения (РЛ ГСН), второе должно рассматриваться в модели боя, а третье оценивается с помощью известных законов поражения.

Поражение СВН корабельными средствами обороны (ЗРК, ЗАК) возможно только внутри зоны действия этих средств. Метод исследования тот же, что и при перехвате корабельными ЛАК. Если воздушная атака обнаруживается АНКор своевременно, то АНКор для своей защиты может запустить имеющиеся на полетной палубе ЛАК и перехватить самолеты противника.

Применение закона поражения для оценки исхода такого воздушного боя требует знания соотношения мощи и последствий взаимных ударов (среднее число потерь ЛАК к среднему числу потерь атакующих самолетов противника). Такое соотношение, экстраполированное для будущих условий, получают изучением авиации флота противника и сравнением с собственными ЛАК (истребителями / штурмовиками).

Соотношение зависит от боевой нагрузки атакующих, то есть от соотношения его боеприпасов, предназначенных для атаки АНК, и боеприпасов – для отражения атаки ЛАК. Конечно, ЛАК могут быть встречены атакой истребителей прикрытия ударных самолетов противника с более удачным соотношением сил для атакующих СВН.

Таким образом, вероятность неуязвимости АНКор при атаках СВН с берега или с моря зависит от трех основных вероятностей:

$$W_{\text{неуяз. СВН}}(t) = 1 - (Q_{\text{обн.АНКор}}^{\text{СВН}} \cdot Q_{\text{прибл.СВН}} \cdot Q_{\text{преод.ПВО}}^{\text{ПКР}}), \quad (2.4.19)$$

где $Q_{\text{обн.АНКор}}^{\text{СВН}}$ - вероятность обнаружения и опознавания АНКор со стороны СВН первыми;

$Q_{\text{прибл.СВН}}$ - вероятность успешного приближения СВН к АНКор на дистанцию атаки (пуска ПКР);

$Q_{\text{преод.ПВО}}^{\text{ПКР}}$ - вероятность преодоления ПВО АНКор ПКР с СВН.

Вероятность ($Q_{\text{обн.АНКор}}^{\text{СВН}}$) обнаружения и опознавания АНКор со стороны СВН первыми зависит от соотношения дальностей обнаружения СВН–АНКор и АНКор–СВН, а именно (рисунок 2.4.10):

$$Q_{\text{обн.АНКор}}^{\text{СВН}} = \exp \left(-\frac{D_{\text{обн.СВН-АНКор}}}{D_{\text{обн.АНКор-СВН}}} \right), \quad (2.4.20)$$

где $D_{\text{обн.СВН-АНКор}}$ - дальность обнаружения и опознавания СВН со стороны АНКор, км (до 1000 км);

$D_{\text{обн.АНКор-СВН}}$ - дальность обнаружения и опознавания АНКор со стороны СВН, км (300...700 км).

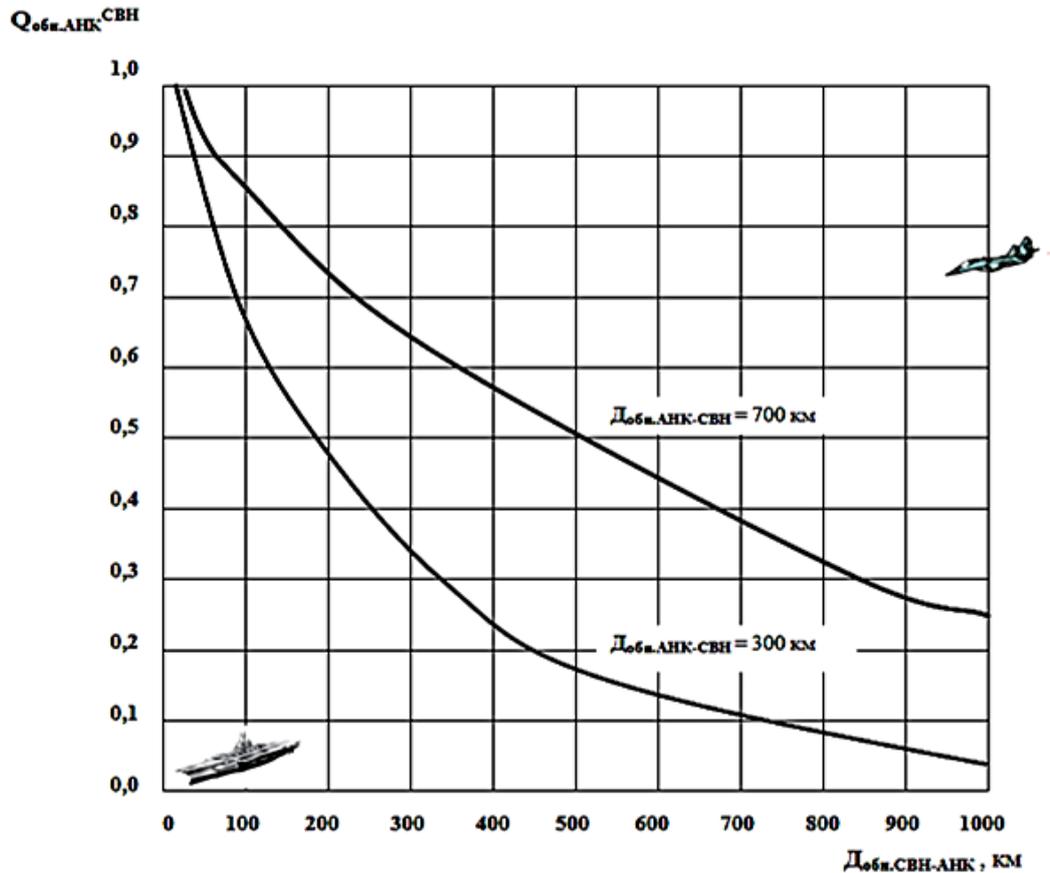


Рисунок 2.4.10 – К неуязвимости АНКор при ПВО в зависимости от дальности обнаружения АНКор со стороны СВН - $Q_{обн.АНКор}^{СВН} = f(D_{обн.СВН-АНКор})$

Вероятность ($Q_{прибл.СВН}$) успешного приближения СВН к АНКор на дистанцию атаки (пуска ПКР) зависит от соотношения дальностей пуска ПКР и перехвата обнаруженного СВН-носителя ПКР барражирующим ЛАК из состава боевого воздушного патруля (БВП), отсчитываемых от центра ордера (АНКор), а именно (рисунок 2.4.11):

$$Q_{прибл.СВН} = \exp(-D_{перехв.СВН} / D_{пуска ПКР}), \quad (2.4.21)$$

где $D_{перехв.СВН}$ - дальность перехвата обнаруженного СВН-носителя

ПКР барражирующим ЛАК из состава БВП,

отсчитываемая от центра ордера (АНКор), км (до 500 км);

$D_{пуска ПКР}$ - дальность пуска ПКР СВН-носителем по АНКор, км (300...700 км).

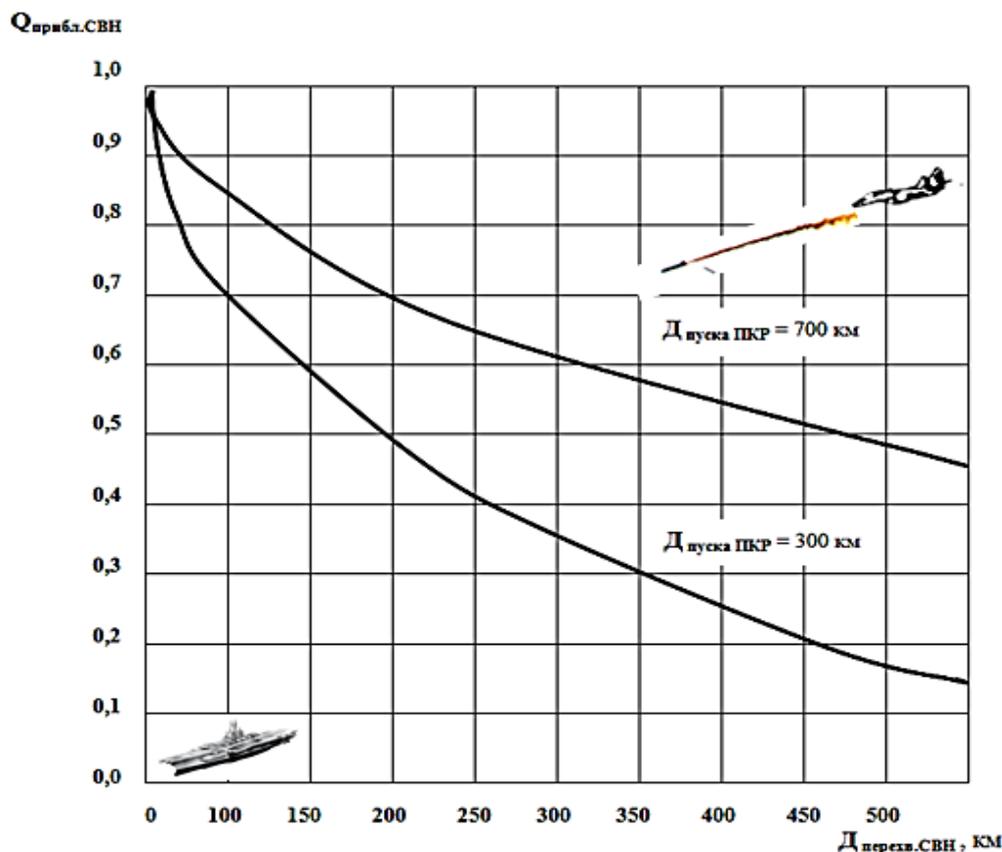


Рисунок 2.4.11 – К *неуязвимости* АНКор при ПВО в зависимости от дальности пуска ПКР со стороны СВН - $Q_{\text{прибл.СВН}} = f(D_{\text{перехв.СВН}})$

Вероятность ($Q_{\text{преод.ПВО}}^{\text{ПКР}}$) преодоления ПВО (обороны) АНКор ПКР с СВН зависит, как и в случае с ПЛО, от дальности обнаружения запущенной ПКР средствами обороны АНКор и времени реакции средств обороны АНКор на ее уничтожение на подходе к АНКор, а именно (рисунок 2.4.12):

$$Q_{\text{преод.ПВО}}^{\text{ПКР}} = \exp \left(- (t_{\text{реакц. средств ПВО}} \cdot V_{\text{пол.ПКР}} / D_{\text{обн.ПКР}}) \right), \quad (2.4.22)$$

где $t_{\text{реакц. средств ПВО}}$ - время реакции средств обороны (в том числе патрулирующего ЛАК и пущенной им ракеты класса В-В, а также корабельных ЗРК и ЗАК) на поражение летящей ПКР над морской поверхностью, сек. (до 15 сек.);

$V_{\text{пол.ПКР}}$ - скорость полета ПКР на подлетной дистанции в зоне действия средств обороны АНКор, м/сек. (500...600 м/сек.);

$D_{\text{обн.ПКР}}$ - дальность обнаружения запущенной ПКР средствами обороны АНКор, м. (до 30 000 м).

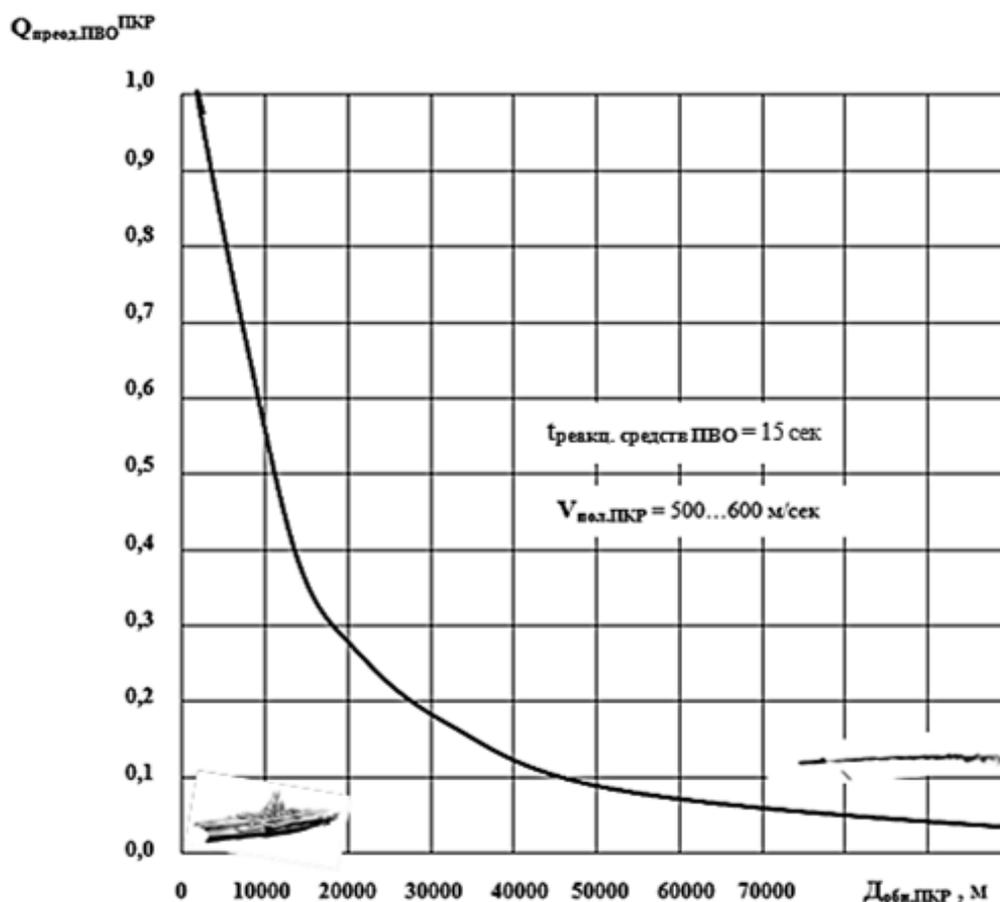


Рисунок 2.4.12 – К *неуязвимости* АНКор при ПВО в зависимости от дальности обнаружения ПКР и времени реакции средств ПВО - $Q_{\text{пред.ПВО}}^{\text{ПКР}} = f(D_{\text{обн.ПКР}})$

Остается только проблема задания "должного значения" ("веса") вероятному развитию ситуации военного конфликта. Если эта вероятность определяется W_i , то вероятность неуязвимости АНКор будет:

$$O(Q^{\text{неуяз.}})_{\text{АНК}}(t)_j = 1 - \prod_i [1 - W_i \cdot W_{\text{неуяз.}}(t)_i]. \quad (2.4.23)$$

Пятый *приоритет* – *своевременность* (рисунок 2.4.13), как функциональный критерий $O(Q^{\text{своевр.}})$, характеризует своевременность боевого применения "носимой" авиации в определенный момент времени реакции $T_{\text{реакц.}}$ от момента времени обнаружения СВН до момента поднятия первой группы ЛАК-истребителей (при допустимом времени реакции на военные угрозы $T_{\text{реакц. доп.}}$ - не более 5 минут) (рисунок 2.4.14):

$$O(Q^{\text{своевр.}}) = \exp -[(T_{\text{реакц.}} - T_{\text{реакц. доп.}}) / T_{\text{реакц. доп.}}] \rightarrow \text{max}. \quad (2.4.24)$$

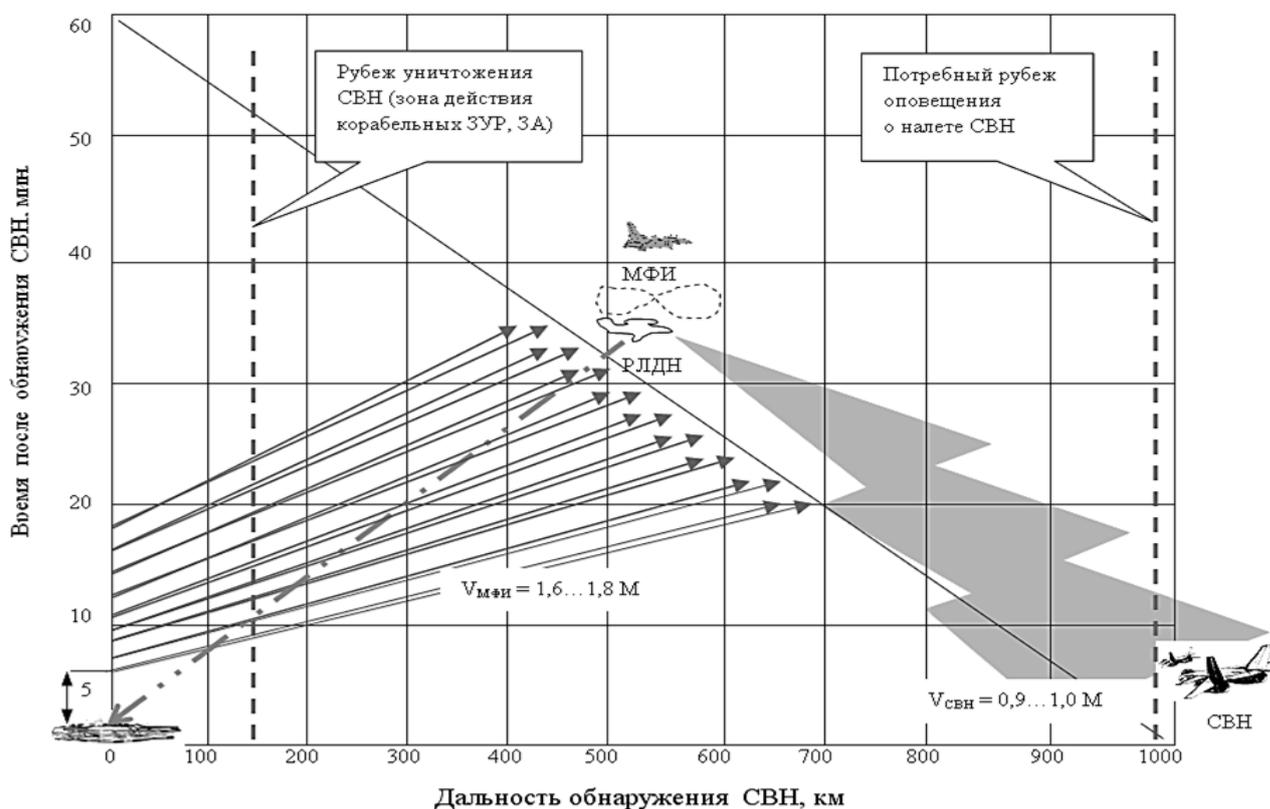


Рисунок 2.4.13 – К определению своевременности действий АНКор

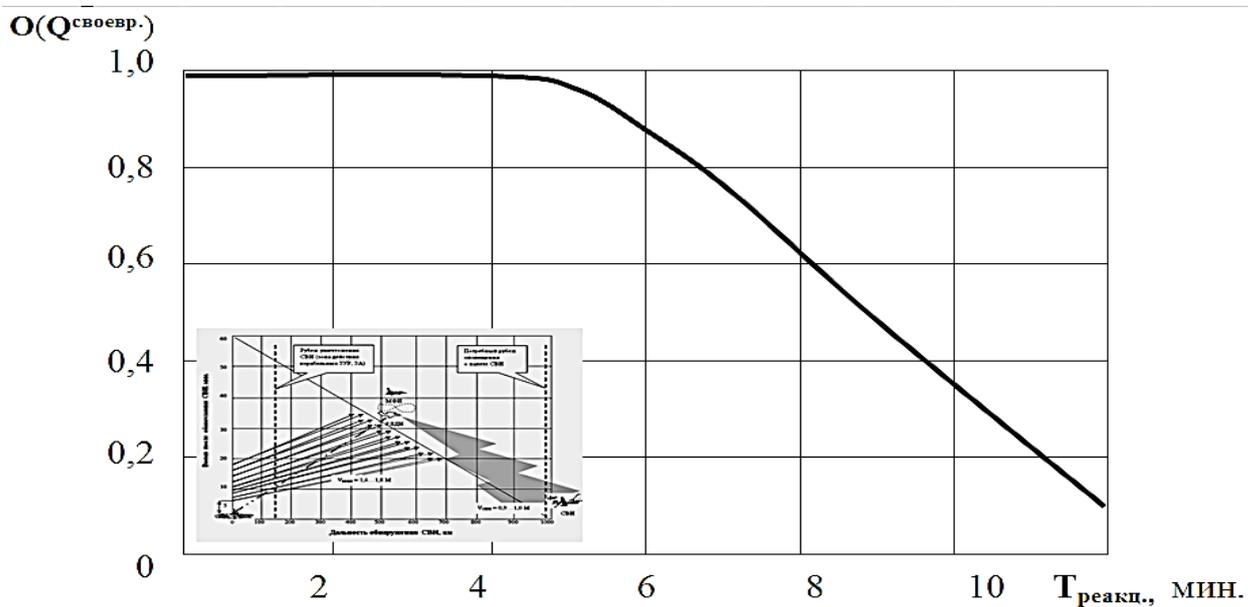


Рисунок 2.4.14 – Своевременность боевого применения "носимой" авиации в зависимости от времени реакции на военные угрозы - $O(Q^{\text{своевр.}}) = f(T_{\text{реакц.}})$

Шестой *приоритет* – функциональный критерий $O(Q^{\text{досяг.}})$ – характеризует *досягаемость* объектов удара (рисунок 2.4.15) по фактическому (эффективному) тактическому радиусу действия ($R_{\text{эф.}}$) "носимой" авиации (ударных ЛАК) при нанесении ударов по надводным / наземным целям и заданному (потенциальному) тактическому радиусу действия ЛАК ($R_{\text{пот.}}$), и определяется как (рисунок 2.4.16)

$$O(Q^{\text{досяг.}}) = \exp -(R_{\text{эф.}} - R_{\text{пот.}} / R_{\text{эф.}}) \rightarrow \text{max.} \quad (2.4.25)$$

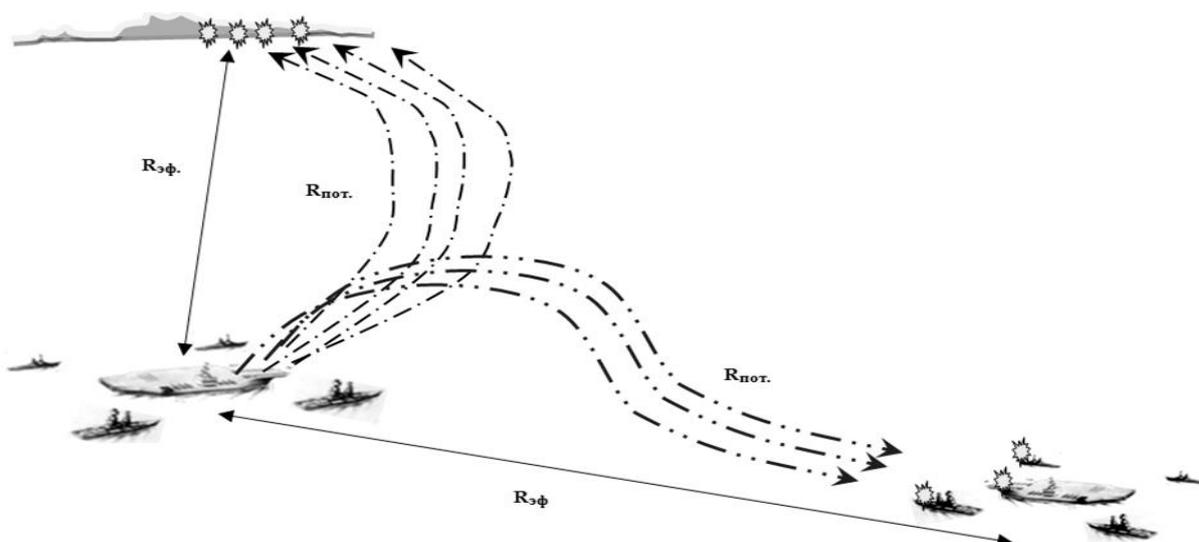


Рисунок 2.4.15 – К определению *досягаемости* объектов удара

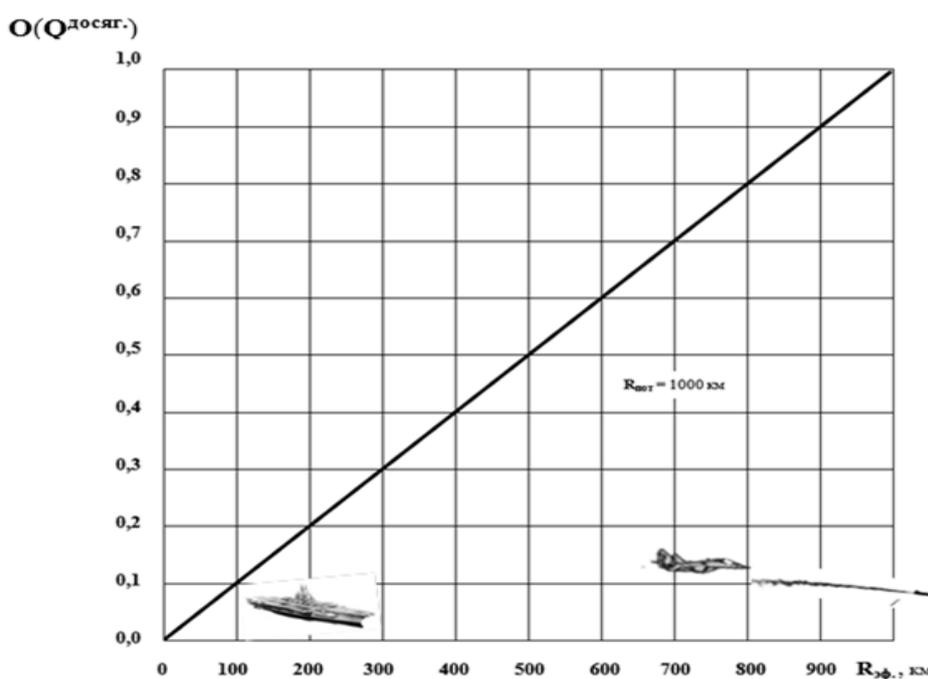


Рисунок 2.4.16 – *Досягаемость* объектов удара по тактическому радиусу действия "носимой" авиации - $O(Q^{\text{досяг.}}) = f(R_{\text{эф.}})$

Седьмой *приоритет* – функциональный критерий $O(Q^{\text{автоп.}})$ – характеризует *автономность* (рисунок 2.4.17) плавания и боевых действий, определяемая дальностью и временем плавания АНКор и наличием достаточного объема помещений, хранилищ и трюмов для хранения топлива и боеприпасов, снаряжения и питания личного состава на потенциальный (требуемый) период времени ($T_{\text{пот.}} =$ не менее 90 суток) (рисунок 2.4.18):

$$O(Q^{\text{автоп.}}) = \exp -(|T_{\text{эф.}} - T_{\text{пот.}}| / |T_{\text{эф.}} + T_{\text{пот.}}|) \rightarrow \text{max}, \quad (2.4.26)$$

где $T_{\text{эф.}}$ - суммарное время ведения эффективных боевых действий кораблем (АНКор) по запасам авиационного топлива и боеприпасов, снаряжения и питания личного состава.

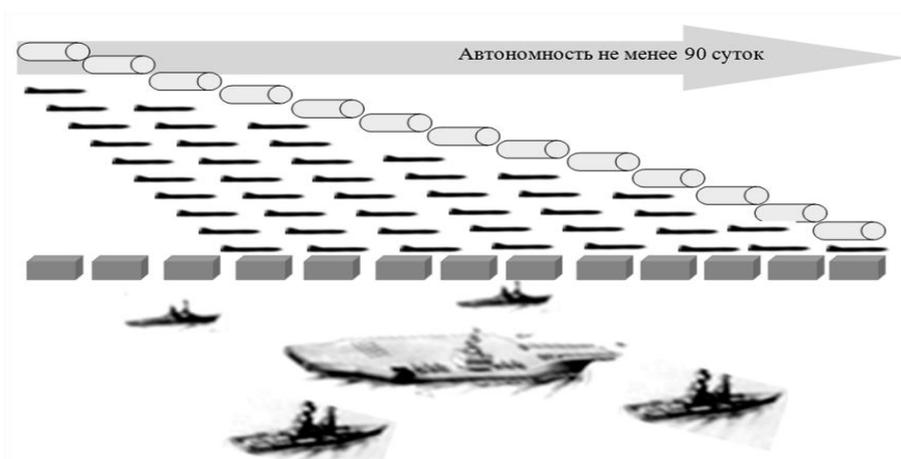


Рисунок 2.4.17 – К определению *автономности* боевых действий АНКор

$O(Q^{\text{автоп.}})$

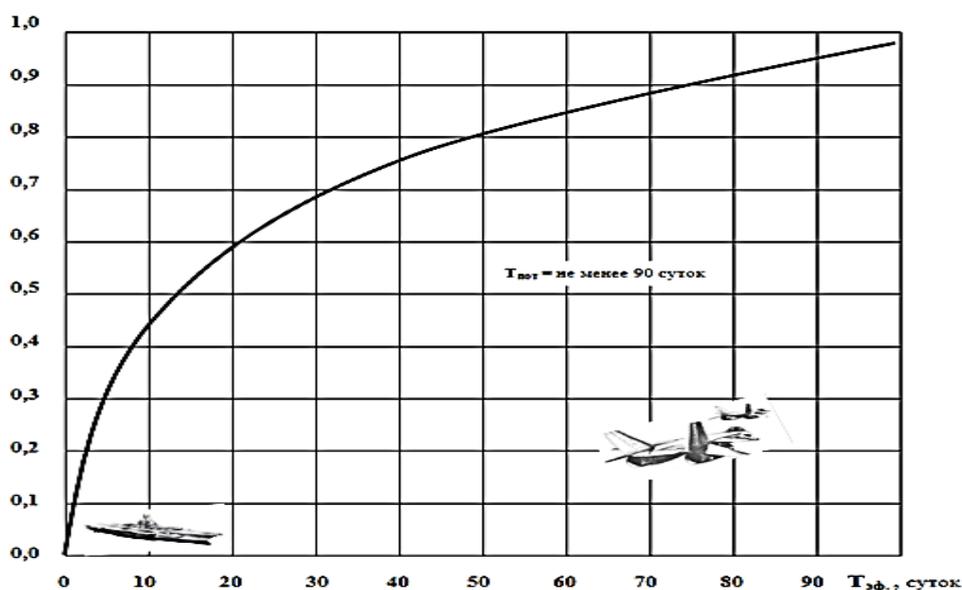


Рисунок 2.4.18 – Автономность плавания и боевых действий "носимой" авиации - $O(Q^{\text{автоп.}}) = f(T_{\text{эф.}})$

Таким образом, критериальная оценка качества (эффективности) функционирования корабельных авиационных систем по показателям $O(Q^i)$, как наиважнейшим *приоритетам* целевой функции АНКор, формирует тактико-технические требования к АНКор в целом.

Выводы по разделу 2:

1. Решение задач многокритериальной оптимизации корабельных авиационных систем авианосного корабля предполагает выбор принципа оптимальности, определяющего свойства оптимального решения, определение области компромисса критериального пространства оптимизации, нормирование критериев оптимальности к единой системе измерений и практическую реализацию принципа гибкого приоритета критериев в общей структуре целевой функции создаваемого авианосного корабля.

2. Практическая реализация принципа гибкого приоритета свелась к трансформации критериального пространства оптимизации с присвоением каждому функциональному критерию различной степени важности в общей структуре целевой функции авианосного корабля.

3. Функциональные критерии оптимальности, как *приоритеты* целевой функции авианосного корабля, характеризуются операционной конкретизацией, фокусированным действием и функциональной дополнительностью корабельных авиационных систем в отображении реальной сложности системодействия авианосного корабля при оптимизации, оценке и принятии оптимальных проектных решений при создании авианосного корабля.

4. Стохастический характер критериального пространства условий боевых действий авианосного корабля, свойств и качеств корабельных авиационных систем указывает на возможность определения вероятностей нахождения значений соответствующих функциональных вероятностно-квалиметрических критериев оптимальности в заданных пределах, и на необходимость применения критериального моделирования.

3. КРИТЕРИАЛЬНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ЕДИНОГО ПРОЦЕССА ОПТИМИЗАЦИИ, ОЦЕНКИ, ФОРМИРОВАНИЯ ТРЕБОВАНИЙ И ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЙ ПО КОРАБЕЛЬНЫМ АВИАЦИОННЫМ СИСТЕМАМ СОЗДАВАЕМОГО АВИАНОСНОГО КОРАБЛЯ

Критериальное моделирование является одним из новых направлений в развитии методов решения задач оптимизации и управления большими системами со сложными иерархическими структурами, с большим количеством распределенных задач, функций и процессов, с использованием единой методологической базы и системного подхода к решению задач высокой степени сложности и без применения итерационных методов последовательного поиска экстремума [13], [14].

Это в полной мере относится к корабельным авиационным системам, которые можно описать в терминах критериев, которым они должны соответствовать.

В частности, критерии должны стать количественными моделями качественных целей операционного функционирования АНКор, в том числе в условиях противоборства со стороны противника.

Поэтому для каждой гранично выделенной корабельной авиационной системы строится критериальная (вероятностная) модель, адекватность которой определяется не столько степенью ее соответствия реальной системе, сколько целям операционного функционирования АНКор.

Особенностью построения критериальной (вероятностной) модели оптимизации корабельной авиационной системы АНКор является необходимость сочетания нормативно-критериального подхода (связанного с применением "инженерных методов") с военным искусством [52], диалектикой вооруженной борьбы, связанной с фактором внезапности, упреждением в действиях, противодействием и распознаванием намерений противника, а также с боевыми возможностями своего авиационного вооружения (корабельных авиационных систем).

Таким образом, критериальное (вероятностное) моделирование обеспечивает учет влияния случайных факторов в процессе функционирования корабельной авиационной системы, основанный на применении статистической или теоретико-вероятностной методологии по отношению к повторяющимся явлениям с их нелинейностью, динамикой, случайными возмущениями за счет выдвижения на основе анализа результатов наблюдений гипотез о характере распределения некоторых случайных величин, сказывающихся на поведении системы с требуемой степенью адекватности. При этом критериальная модель должна отображать логическую, временную и пространственную структуры процессов, а также характер и структуру информации о состоянии системы и изменении образующих ее элементов.

Критериальные модели, используя обобщенные методы теории подобия и моделирования, позволяют решать задачи оптимизации корабельных авиационных систем, начиная от постановки задачи и заканчивая анализом оптимального решения и его практической реализацией на всех этапах создания АНКор, вплоть до его испытаний и ввода в эксплуатацию.

Построение критериальных моделей осуществляется декомпозицией и структуризацией выделенного выше (см. подраздел 2.2) критериального пространства операционного функционирования АНКор вплоть до уровня качеств и свойств корабельных авиационных систем.

Глубина структуризации, то есть число иерархических уровней в "сквозной" структурной модели (см. рисунок 2.2.1), определяется по каждому *приоритету* целевой функции (функциональному критерию оптимальности), которые составляют критериальное пространство оптимизации и оценки корабельных авиационных систем при операционном функционировании АНКор (и соединения кораблей).

Множество выделенных функциональных критериев достаточно компактно относится к определенному структурному уровню декомпозиции, и целиком и полностью формирует требования (и решения).

3.1. Оптимизация процесса построения корабельных авиационных систем

Критериальное построение корабельных авиационных систем проводится до уровня качеств Q_i , параметров $A_1 \dots A_j$, характеристик $B_1 \dots B_j$ и показателей, отмеченных в формуле (2.2.3) и на ориентированном иерархическом графе критериальной модели целевой функции АНКор (см. рисунок 2.2.1). Именно этот уровень определяет эффективность и авианосную пригодность "носимой" авиации, как совместимость с кораблем базирования и совокупность свойств, определяющих приспособленность ЛАК к корабельным условиям и зависимость процесса функционирования ЛАК от характеристик корабля-носителя, внешней среды и корабельных систем авиационного назначения [15].

А потому этот процесс подлежит оптимизации для выработки оптимальных проектных решений по корабельным авиационным системам.

Анализ процесса функционирования ЛАК показывает, что наиболее критичным к факторам условий базирования является выполнение взлетно-посадочных операций. Причем все многообразие отдельных параметров этого процесса влияет на боевую эффективность ЛАК через определенное число обобщенных параметров.

При выполнении взлетных операций таким параметром является взлетная масса ЛАК, предопределяющая досягаемость объекта удара - через массу заправляемого топлива и эффективность удара - через массу боевой нагрузки, а также возможность выполнения взлетных операций при различной степени и повторяемости волнения в различных районах Мирового океана.

Успешность выполнения посадочных операций влияет на боевую эффективность ЛАК через возможность сохранения заданного боевого напряжения и максимального использования времени боевого дежурства ЛАК в воздухе (или тактического радиуса действия ЛАК).

Необходимость синтезирования результатов функционирования ЛАК на стадиях взлета и посадки важна, по крайней мере, с двух точек зрения:

а) объективная оценка конструктивных, массовых, энергетических, аэродинамических и других качеств ЛАК требует учета влияния этих качеств на весь процесс боевого применения ЛАК с корабля-носителя;

б) результаты функционирования ЛАК на стадиях взлета и посадки определяют начальные условия выполнения боевой операции АНК в целом.

Поэтому оценка боевых возможностей и эффективности "носимой" авиации требует учета эффективности выполнения взлетных и посадочных операций, а также подготовки к боевым операциям, в едином процессе боевого применения авиации с корабля-носителя. Определяющей характеристикой эффективности АНКор является не столько общая численность авиагруппы (АГ) на корабле, сколько скорость, с которой эта АГ может быть поднята в воздух и приступить к выполнению боевых задач.

Численность АГ преимущественно влияет на оценку боевой устойчивости, а не ударной мощи или способностей по обеспечению прикрытия соединения кораблей. Многочисленная АГ создает резервы для восполнения потерь ЛАК, допускает проведение текущего ремонта и обслуживания ЛАК без перерыва в боевых операциях, обеспечивает ротацию экипажей, снижая нагрузку на каждого летчика. Но в реальных операциях АГ никогда не используется в своей полной численности, используется лишь ее часть. Разнородный состав АГ делает попросту невозможным использование всей АГ: нет никакого смысла использовать одновременно все имеющиеся на борту корабля ЛАК обеспечения, вертолеты, истребительные и ударные ЛАК (самолеты). Вид предстоящей операции определяет конфигурацию той АГ, которая непосредственно будет ее выполнять. Состав АГ, которую корабль берет на борт, определяется заранее, при постановке боевой задачи. Так, при выполнении задач прикрытия соединения кораблей в открытом море основу АГ составят истребители, а самолеты РЭБ могут быть оставлены на берегу.

При действиях против берега баланс будет смещен в сторону ударных ЛАК, а при поддержке десантных операций на борт будет принято большее количество вертолетов. Все остальные соединения, приписанные к АНКор, остаются на базах, или могут быть переброшены другими способами с тем, чтобы создать усиление после занятия АНКор боевой позиции. Это объясняет большую формальную численность АГ, приписанной к АНКор (авианосцу). Например, АГ авианосца "Нимитц" формально включает в себя 3 эскадрильи ударных самолетов, 1 истребительную эскадрилью, 1 эскадрилью самолетов РЭБ, РЛДН, 2 эскадрильи вертолетов и отделение транспортной авиации, что формально составляет до 90 летательных аппаратов. Эскадрильи самолетов обеспечения – тактические соединения, численность которых меньше типовых для истребительной авиации (12 самолетов). Так, эскадрильи РЛДН и РЭБ обычно состоят из 4 самолетов, из которых действуют 3, а 1 находится в резерве. В свою очередь, вертолетные эскадрильи могут включать от 6 до 15 вертолетов. В реальности загрузка авианосца определяется боевой задачей, и редко превышает 45 летательных аппаратов, а при действиях в открытом море ограничена емкостью ангарной палубы [18].

При выполнении боевых задач авианосец работает в циклическом режиме. Обычно циклы взлета и посадки самолетов чередуются для того, чтобы обеспечить максимальную скорость выпуска, используя все доступные старты, часть которых пересекает посадочную полосу.

В то же время использование сразу всех стартов практикуется редко даже при работе на взлет с максимальной интенсивностью самолетовылетов. Катапульты чередуются, а в современных условиях их стараются не перегружать.

Энергетические резервы также не позволяют пользоваться всеми катапультами одновременно, а точнее, такое использование не даст существенных преимуществ в скорости выпуска самолетов, поскольку цикл "взведения" каждой катапульты увеличится.

Переход к электромагнитным катапультам вместо паровых на перспективных авианосцах, в частности, обусловлен как раз желанием обеспечить возможность одновременного использования всех стартовых позиций. Поэтому в цикле выпуска обычно используются не все стартовые позиции. Для запуска оперативного звена возможно использование всех 4 стартов с последующим переходом на нормальный режим работы.

Разные типы авианосцев используют разные способы организации группового выпуска самолетов, но в общем случае последовательность старта для самолетов одинакова, в частности:

1. Самолет, размещенный в ангаре (на ангарной палубе), транспортируется к одному из лифтов. При необходимости на лифты сначала подаются летательные аппараты, блокирующие перемещение выбранного самолета. На летной палубе они транспортируются на свободные площади, чтобы освободить лифт и прилегающее пространство.

2. Производится подъем самолета на летную палубу. Если площадь лифта допускает, подъем может проводиться парами самолетов. Это практически никогда не практикуется. Парами можно поднимать вертолеты со сложенными лопастями.

3. Самолет транспортируется на одну из предстартовых позиций на летной палубе. Эти позиции выбираются таким образом, чтобы тактическое соединение (звено) производило старт последовательно. При необходимости расчищается место в непосредственной близости от стартовых позиций, чтобы не создавать помех очереди взлета.

4. На предстартовой позиции производится визуальный осмотр, предстартовые проверки. Для всех самолетов звена эти проверки происходят одновременно, если позволяет площадь предстартовых позиций, однако чаще обслуживается одновременно 2...3 самолета.

5. На летную палубу поднимают боекомплект в соответствии с заданием. Производится подвеска вооружения и заправка. Обычно эти операции производят последовательно.

Только в экстренных случаях заправка может производиться одновременно с подвеской вооружения. Это объясняется не только нормативами безопасности, но и тем простым фактом, что количество людей, одновременно готовящих самолет к вылету, ограничено.

При доступности механизации подвеска вооружения производится на сложенное крыло для экономии пространства палубы, но это не является жестким правилом.

6. Проводятся предстартовые проверки радиоэлектронного оборудования и авионики при работе от внешнего источника питания либо вспомогательной силовой установки.

7. Подготовленные к взлету самолеты перемещаются к стартовой позиции и раскладывают крылья. Запуск двигателей может проводиться на этом этапе при наличии на самолете автономной вспомогательной силовой установки. При ее отсутствии запуск первого двигателя производится от внешней силовой установки перед подачей на старт. В этом случае требуется время на прогрев турбин перед подачей на старт.

8. Первый самолет в очереди устанавливается на старт, шасси закрепляется на "поводке" катапульты, если используется катапультный способ взлета. Для безкатапультного способа старта шасси устанавливается на фиксирующих устройствах. За самолетом поднимается газоотводный щит. Двигатели выводятся на взлетный режим (для безкатапультного взлета – на форсажный).

9. Производится взлет. При хороших погодных условиях самолет выполняет отворот и набирает высоту сразу после взлета, освобождая воздушное пространство в непосредственной близости от палубы для взлета следующих самолетов в очереди. Это позволяет производить взлет с другого старта с минимальной задержкой, одновременно подавая следующий самолет на освободившийся после взлета старт.

В условиях плохой видимости и низкой облачности отворот не выполняется, а набор высоты происходит по-прямой. Минимально разрешенный интервал взлета при плохой видимости составляет 30 секунд.

Одновременный взлет с двух стартов технически возможен только для авианосцев класса "Нимитц" и разрешен только в светлое время суток при видимости не менее 10 км и облачности не ниже 1500 м.

Этапы 1 и 2 описанной последовательности не нормированы по времени и могут занимать произвольное время, которое зависит от множества различных факторов. Готовность самолетов на ангарной палубе, таким образом, не может быть точно оценена. При благоприятных условиях для самолета, находящегося в непосредственной близости от лифта можно принять 1 час до взлета как оптимистичную оценку. Для самолетов в глубине ангара это время может удвоиться.

Этап 3 также колеблется по времени. Самолет, который находится на летной палубе вне предстартовых позиций можно считать находящимся в часовой готовности к взлету.

Цикл выпуска нормируется по времени, начиная с этапа 4. Самолет, поданный на предстартовые позиции, считается находящимся в 45-минутной готовности к взлету. Снаряженные и заправленные самолеты с экипажами, занявшими места в кабине, размещенные у старта в очереди, считаются находящимися в 15-минутной готовности. 5-минутная готовность к взлету действует не более чем для двух самолетов (по числу используемых стартов), которые размещены непосредственно у старта с запущенными двигателями.

Непосредственная готовность к взлету может быть обеспечена для двух самолетов, которые находятся на старте, зафиксированы, двигатели прогреты. Это ограничение справедливо для всех современных авианосцев ВМС США.

Поэтому, структуризацию критериального процесса целесообразно начать с систем подготовки (систем технического обслуживания и подготовки) ЛАК к полетам с авианосного корабля.

3.1.1. Процесс подготовки корабельных летательных аппаратов к полетам с корабля

Принятая в качестве главного критерия эффективности АТСК степень обеспечения необходимого наряда ЛАК в ударном - $S_{\text{ЛАК}}^{\text{НО}}$ (см. формулу 2.4.4) или истребительном - $S_{\text{ЛАК}}^{\text{ОО}}$ (см. формулу 2.4.9) варианте характеризует, по сути, мобильность корабельных авиационных систем АНКор, то есть способность наносить удары в короткие сроки с момента постановки боевой задачи и быстро наращивать ущерб противнику [19].

При последовательных ударах степень обеспечения ($S_{\text{ЛАК}}^{\text{посл.}}$) рассчитывается по формуле:

$$S_{\text{ЛАК}}^{\text{посл.}} = F_{i \text{Тзад.}} / N_{ij}^k, \quad (3.1.1.1)$$

а при одновременных ударах ($S_{\text{ЛАК}}^{\text{одновр.}}$) - по формуле:

$$S_{\text{ЛАК}}^{\text{одновр.}} = m / N_{ij}^k, \quad (3.1.1.2)$$

где $F_{i \text{Тзад.}}$ - потенциальная интенсивность самолетовылетов за заданное время $T_{\text{зад.}}$ с i -ым вариантом вооружения в типовых условиях боевых действий;

N_{ij}^k - необходимый наряд ЛАК для выполнения k -ой боевой задачи по поражению j -ой типовой цели i -ым вариантом вооружения;

m - количество одновременно взлетающих ЛАК (размер АГ), определяемое числом предстартовых (технических) позиций подготовки ЛАК на полетной палубе.

Потенциальная интенсивность $F_{i \text{Тзад.}}$ учитывает эксплуатационно-временные характеристики ЛАК и средств технического обслуживания. Она характеризует пропускную способность полетной палубы.

Дополнительными критериями, характеризующими возможности АТСК по обеспечению боевых действий ЛАК, являются:

- боевое напряжение ($FS_{\text{ЛАК}(\text{Э})}$) - количество самолетовылетов в сутки (F_i^d) на один ЛАК или один экипаж (Э);

- количество суток (\mathbf{d}), в течение которых "носимая" авиация может вести боевые действия по запасам авиатоплива ($\mathbf{d}^{\text{топл.}}$) и боеприпасов ($\mathbf{d}^{\text{боепр.}}$) на корабле.

Количество авиационных боеприпасов ($\mathbf{G}^{\text{В-П}}_{\text{АНК}}$) класса "воздух-поверхность" (В-П), требуемое для потенциального усилия наступления (нанесения воздушного удара по НЦ) в течение заданного времени выполнения боевой операции ($\mathbf{T}_{\text{зад.}}$) определяется из формул (2.4.5) и (2.4.6):

$$\mathbf{G}^{\text{В-П}}_{\text{АНК}} = \sum_{i=1}^a \mathbf{N}^{\text{ЛАК}}_{\text{АНК}} \cdot \mathbf{G}^{\text{В-П}}_i = \mathbf{E}^{\text{Н}}_{\text{пот.}} / (\mathbf{T}_{\text{зад.}} / \mathbf{T}_{\text{ци}}^{\text{ЛАК}}). \quad (3.1.1.3)$$

Количество авиационных боеприпасов ($\mathbf{G}^{\text{В-В}}_{\text{АНК}}$) класса "воздух-воздух" (В-В), требуемое для потенциального усилия обороны (отражения налета СВН) в течение заданного времени выполнения боевой операции ($\mathbf{T}_{\text{зад.}}$) определяется из формул (2.4.10) и (2.4.11):

$$\mathbf{G}^{\text{В-В}}_{\text{АНКор}} = \sum_{i=1}^a \mathbf{N}^{\text{ЛАК}}_{\text{АНКор}} \cdot \mathbf{G}^{\text{В-В}}_i = \mathbf{E}^{\text{О}}_{\text{пот.}} / (\mathbf{T}_{\text{зад.}} / \mathbf{T}_{\text{ци}}^{\text{ЛАК}}). \quad (3.1.1.4)$$

Кроме этого, рассчитывается количество корабельных боеприпасов ЗРК и ЗАК ($\mathbf{G}^{\text{ЗРК-ЗАК}}_{\text{АНКор}}$) для обеспечения ближней зоны ПВО АНКор, исходя из числа стартовых установок ЗУР и ЗА, устанавливаемых на АНКор, весов ЗУР и боеприпасов ЗА, а также времени циклов работы ЗРК и ЗАК.

Общее количество боеприпасов ($\mathbf{G}^{\text{боепр.}}$) на АНКор должно составить

$$\mathbf{G}^{\text{боепр.}} = (\mathbf{G}^{\text{В-П}}_{\text{АНКор}} + \mathbf{G}^{\text{В-В}}_{\text{АНКор}} + \mathbf{G}^{\text{ЗРК-ЗАК}}_{\text{АНКор}}) \cdot \mathbf{O}(\mathbf{Q}^{\text{автоном.}}) \cdot \mathbf{k}_{\text{БИ}}, \quad (3.1.1.5)$$

где $\mathbf{O}(\mathbf{Q}^{\text{автоном.}})$ - автономность плавания АНКор;

$\mathbf{k}_{\text{БИ}}$ - коэффициент боевого использования ($\mathbf{k}_{\text{БИ}} = 0,5 \dots 0,7$).

Количество авиационного топлива ($\mathbf{G}^{\text{топл.}}$), требуемое для обеспечения боевых действий "носимой" авиации, определяется из расчета 100000 кг на каждый ЛАК (многофункциональный истребитель – МФИ, самолет РЛДН, вертолет обеспечения), базируемый на АНКор:

$$\mathbf{G}^{\text{топл.}} = (\mathbf{N}^{\text{МФИ}}_{\text{АНКор}} + \mathbf{N}^{\text{РЛДН}}_{\text{АНКор}} + \mathbf{N}^{\text{верт.}}_{\text{АНКор}}) \cdot 100000 \cdot \mathbf{O}(\mathbf{Q}^{\text{автоном.}}) \cdot \mathbf{k}_{\text{БИ}}, \quad (3.1.1.6)$$

где $\mathbf{N}^{\text{МФИ}}_{\text{АНКор}}$ - общее количество МФИ на АНКор ($\mathbf{N}^{\text{МФИ}}_{\text{АНКор}} = 40$);

$\mathbf{N}^{\text{РЛДН}}_{\text{АНКор}}$ - общее количество самолетов РЛДН на АНК ($\mathbf{N}^{\text{РЛДН}}_{\text{АНКор}} = 3$);

$\mathbf{N}^{\text{верт.}}_{\text{АНКор}}$ - общее количество вертолетов на АНКор ($\mathbf{N}^{\text{верт.}}_{\text{АНК}} = 7$).

По сути, процесс технического обслуживания и подготовки ЛАК к вылету представляет собой одноканальную систему массового обслуживания (СМО) с ожиданием при ограниченном числе (m) заявок в очереди (рисунок 3.1.1.1), и для исследования параметров процесса функционирования СМО и оценки оперативных возможностей и эффективности АТСК по обеспечению взлетно-посадочных операций и боевого применения ЛАК принимаются следующие исходные данные [20]:



Рисунок 3.1.1.1 – Подготовка как СМО корабельных самолетов

1. Боевая задача: подавление объектов ПДО в течение 12 часов (посадка, перестановка и техническое обслуживание крайней авиагруппы (АГ) может производиться после окончания 12-часового периода).
2. Продолжительность взлета одного ЛАК ($t_{\text{взл.}}^1$): 2 мин.
3. Интервал взлета ($\Delta t_{\text{взл.}}$): 0,5 мин.
4. Продолжительность посадки одного ЛАК ($t_{\text{пос.}}^1$): 3 мин.
5. Интервал посадки ($\Delta t_{\text{пос.}}$): 1 мин.
6. Продолжительность транспортировки одного ЛАК ($t_{\text{транс.}}^1$): 6 мин. (2 мин. на закрепление водила, 3 мин. на буксировку (или подъем с ангара), 1 мин. на отсоединение водила). (Крайний ЛАК после посадки самостоятельно заруливает на свою техническую позицию).

7. Интервал транспортировки ЛАК ($\Delta t_{\text{транс.}}$): 3 мин. (Для обеспечения транспортировок на АНКор имеется 6 буксировочных расчетов с тягачами).

8. Продолжительность подготовки одного ЛАК ($t_{\text{подг.}}^1$): 30 (60, 90) мин. Транспортировка ЛАК не мешает процессу подготовки. Подготовкой заняты 12 расчетов по подвескам боеприпасов и 6 расчетов по заправке топливом.

9. Интервал подготовки ЛАК ($\Delta t_{\text{подг.}}$): 2 мин.

10. Временной профиль полета на выполнение боевой задачи: 2 мин. на взлет, 3...5 мин. на сбор АГ из 6 или 12 ЛАК, 5 мин. на боевые действия в районе цели и 5...10 мин. на роспуск и посадку АГ (всего 15...22 мин.), а также время на полет к цели на заданную дальность $D_{\text{ц}}$ и обратно с крейсерской скоростью 850 км/час ($M=0,6$) на высоте 200 м.

Определяющим фактором, с точки зрения оптимизации взлетно-посадочных операций для совершения максимального количества самолетовылетов, является разделение операций взлета, посадки, транспортировки и продолжительность подготовки одного ЛАК.

Если АГ из m ЛАК взлетает через равные промежутки времени, причем продолжительность интервала времени от взлета до взлета, учитывающего посадку, транспортировку и подготовку, не изменяется в течение всего летного дня, то имеет место цикличность. Взлетно-посадочные операции, проводимые по другому принципу, не эффективны, так как количество самолетовылетов сокращается. При циклических операциях интервал времени между взлетами зависит от количества ЛАК во взлетающей АГ и продолжительности боевого вылета (решения боевой задачи).

Палубный цикл будет оптимальным, если интервалы времени между взлетами выбраны так, что до крайнего взлета не существует промежутков времени между началом взлета предыдущей и окончанием транспортировки последующей АГ (рисунок 3.1.1.2), что необходимо и для исключения возможных столкновений ЛАК на полетной палубе.

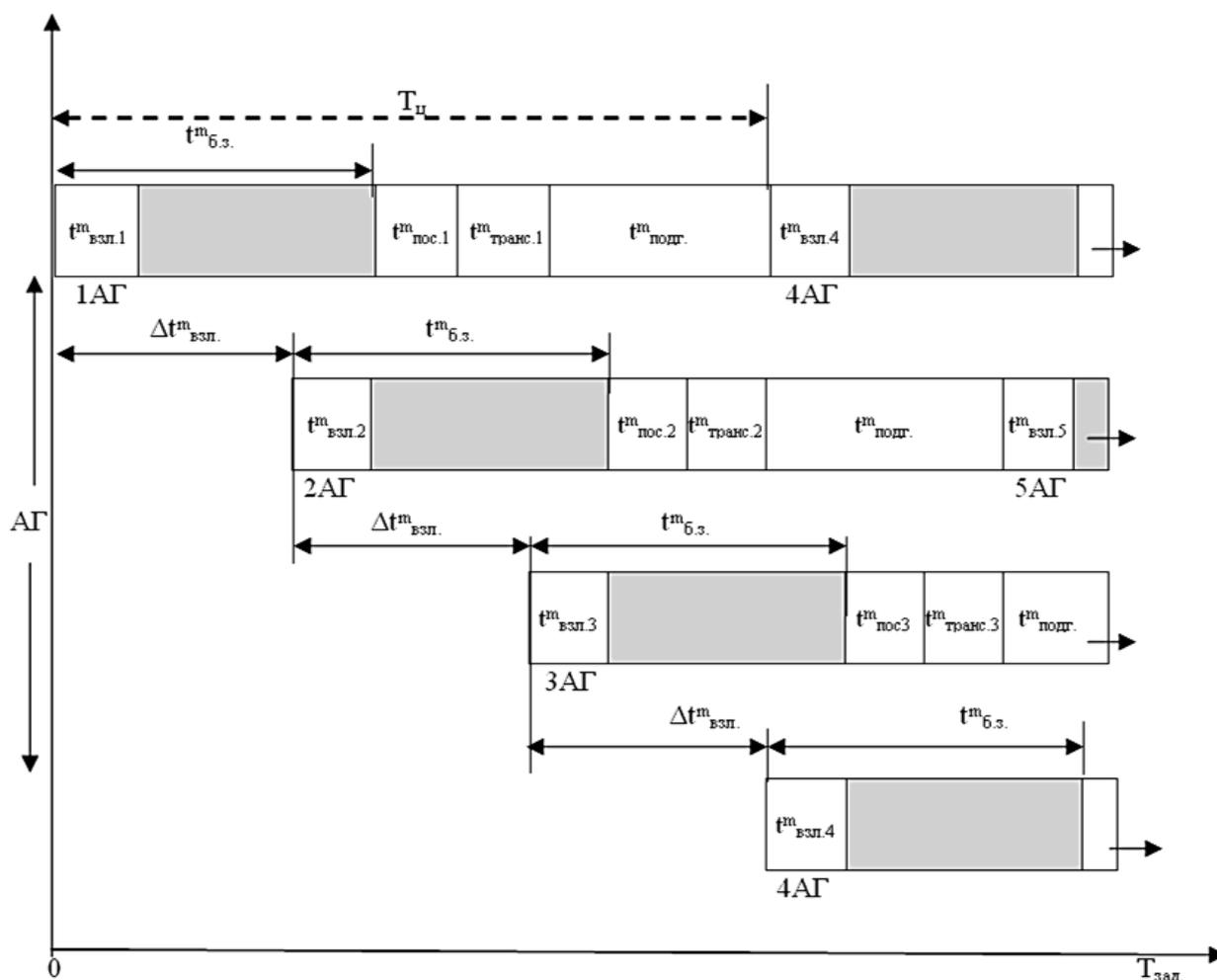


Рисунок 3.1.1.2 – Оптимизация палубного цикла на АНКор

Исходя из этого, получается, что время выполнения боевой задачи АГ из m ЛАК ($t_{б.з.}^m$) должно равняться сумме продолжительности взлетных ($t_{взл.}^m$) операций двух АГ и продолжительности операций посадки ($t_{пос.}^m$) и транспортировки ($t_{транс.}^m$) одной АГ, то есть

$$t_{б.з.}^m = 2t_{взл.}^m + t_{пос.}^m + t_{транс.}^m, \quad (3.1.1.7)$$

где $t_{взл.}^m = t_{взл.}^1 + (m - 1) \Delta t_{взл.}$; (3.1.1.8)

$$t_{пос.}^m = t_{пос.}^1 + (m - 1) \Delta t_{пос.}; \quad (3.1.1.9)$$

$$t_{транс.}^m = t_{транс.}^1 + (m - 1) \Delta t_{транс.}. \quad (3.1.1.10)$$

Уравнение (3.1.1.7) показывает, что для любого размера взлетающей АГ существует оптимальная продолжительность решения боевой задачи с точки зрения максимального количества самолетовылетов.

Эта продолжительность определяет количество ЛАК во взлетающей АГ, не создающее опасной ситуации на полетной палубе.

Решая (3.1.1.7) с использованием (3.1.1.8)...(3.1.1.10) относительно m , получается, что

$$m = \frac{t_{б.з.}^m - (t_{пос.}^1 + t_{транс.}^1 + 2t_{взл.}^1)}{\Delta t_{пос.} + \Delta t_{транс.} + 2\Delta t_{взл.}} + 1. \quad (3.1.1.11)$$

С другой стороны, $t_{б.з.}^m$ отсчитывается с момента взлета первого ЛАК в АГ и определяется продолжительностью его полета на предельный тактический радиус R_T . Тогда с учетом принятых исходных данных (см. выше п. 10 исходных данных):

$$t_{б.з.}^m = 10 + 2(R_T \cdot 60 / 850), \text{ мин.}, \quad (3.1.1.12)$$

где R_T - тактический радиус действия ЛАК, км.

А для различных дальностей до цели ($D_{ц}$):

$$t_{б.з.}^m = t_{наб.,разв.ЗК}^1 + t_{сбор.}^m + t_{р.ц.} + t_{пос.}^1 + t_{росп.}^m + 2(D_{ц} \cdot 60 / V_{ЛАК}), \quad (3.1.1.13)$$

где $t_{наб.,разв.ЗК}^1$ - время набора заданной высоты полета и разворота на заданный курс (ЗК) одного ЛАК, мин.;

$t_{сбор.}^m$ - время сбора АГ из m ЛАК в боевой порядок, мин.,

$$t_{сбор.}^m = (m - 1) \Delta t_{взл.}; \quad (3.1.1.14)$$

$t_{р.ц.}$ - время боевых действий в районе цели, мин.;

$t_{росп.}^m$ - время роспуска АГ из m ЛАК при предпосадочном маневрировании, мин.,

$$t_{росп.}^m = (m - 1) \Delta t_{пос.}; \quad (3.1.1.15)$$

$V_{ЛАК}$ - скорость полета ЛАК на маршруте к цели и обратно, км/час (см. $60 / V_{ЛАК}$).

Анализируя палубный цикл (см. рисунок 3.1.1.2) и далее, получается, что интервал времени между взлетами АГ ($\Delta t_{взл.}^m$) будет равен:

$$\Delta t_{взл.}^m = t_{б.з.}^m + t_{подг.}^m - (2t_{взл.}^m + t_{пос.}^m + t_{транс.}^m), \quad (3.1.1.16)$$

где $t_{подг.}^m$ - продолжительность подготовки АГ из m ЛАК,

$$\text{мин.}, \quad t_{подг.}^m = t_{подг.}^1 + (m - 1) \Delta t_{подг.}.$$

Общее количество взлетов АГ (M) за операционный период ($T_{зад.}$):

$$M = (T_{зад.} - t_{б.з.}^m) / \Delta t_{взл.}^m. \quad (3.1.1.17)$$

Тогда максимальная потенциальная интенсивность самолетовылетов за операционный период $T_{\text{зад.}}$ составит:

$$F_{T_{\text{зад.}}} = M \cdot m . \quad (3.1.1.18)$$

Величина $F_{T_{\text{зад.}}}$ является мерой оперативных возможностей АТСК.

Общее количество ЛАК во взлетно-посадочных операциях, требуемое для поддержания оптимизированного палубного цикла ($m_{\text{opt.}}$), то есть для поддержания максимального количества боевых вылетов, будет равно:

$$m_{\text{opt.}} = (T_{\text{ц}} / \Delta t_{\text{взл.}}^m) \cdot m, \quad (3.1.1.19)$$

где $T_{\text{ц}}$ - продолжительность цикла оборота, мин. (интервал времени между последовательными взлетами для одной АГ),

$$T_{\text{ц}} = t_{\text{б.з.}}^m + t_{\text{пос.}}^m + t_{\text{транс.}}^m + t_{\text{подг.}}^m .$$

Следует подчеркнуть, что для поддержания оптимизированного палубного цикла желательно, чтобы

$$t_{\text{подг.}}^m = t_{\text{взл.}}^m + t_{\text{пос.}}^m + t_{\text{транс.}}^m . \quad (3.1.1.20)$$

Величина $T_{\text{зад.}}$ принимается в расчетах на основе официальных указаний о боевом применении ЛАК.

Если взлетно-посадочные операции можно проанализировать на 12-часовом периоде выполнения боевой задачи, когда все ЛАК в ожидании вылета находятся в боеготовом состоянии, а ЛАК, требующие ремонта или не вернувшиеся с задания, заменяются боеготовыми из ангара, то при оценке эффективности АТСК величина $T_{\text{зад.}}$ может составлять несколько суток, т. е. до израсходования авиационных боеприпасов и топлива на АНКор.

$$F_{i T_{\text{зад.}}} = T_{\text{зад.}} \cdot A_i \cdot m , \quad (3.1.1.21)$$

где A_i - абсолютная пропускная способность АТСК при обеспечении вылетов ЛАК с i -ым вариантом вооружения.

$$A_i = \lambda_i \cdot q_i , \quad (3.1.1.22)$$

где λ_i - плотность потока заявок на обслуживание, 1/мин. (обратная величина среднего интервала времени поступления ЛАК на обслуживание при взлете или посадке АГ определенного размера - $1/\Delta t_i$);

q_i - относительная пропускная способность АТСК при обеспечении вылетов ЛАК с i -ым вариантом вооружения.

$$\lambda_i = 1 / \Delta t_i, \quad (3.1.1.23)$$

где $\Delta t_i = t_{\text{подг.}i}^m + t_{\text{взл.}}^m + t_{\text{пос.}}^m$ (по сути – суммарное время, затрачиваемое на обеспечение и производство взлетов и посадок АГ), мин.

$$t_{\text{подг.}i}^m = (t_{\text{подг.}(1)i}^m + t_{\text{ППВ}i}^m) / 2, \quad (3.1.1.24)$$

где $t_{\text{подг.}(1)i}^m$ - продолжительность подготовки m ЛАК к первому вылету с i -ым вариантом вооружения, мин.;

$t_{\text{ППВ}i}^m$ - продолжительность подготовки m ЛАК к повторному вылету (ППВ) с i -ым вариантом вооружения, мин.

$$t_{\text{подг.}(1)i}^m = t_{\text{подачи}}^m + t_{\text{ППП}i}^m, \quad (3.1.1.25)$$

где $t_{\text{подачи}}^m$ - продолжительность подачи m ЛАК из ангара на полетную палубу, мин.;

$t_{\text{ППП}i}^m$ - продолжительность предполетной подготовки (ППП) m ЛАК с i -ым вариантом вооружения, мин.

$$t_{\text{подачи}}^m = t_{\text{подачи}}^1 + (m - 1) \Delta t_{\text{подачи}}, \quad (3.1.1.26)$$

где $t_{\text{подачи}}^1$ - продолжительность подачи одного ЛАК из ангара на полетную палубу, мин.;

$\Delta t_{\text{подачи}}$ - интервал подачи ЛАК из ангара на полетную палубу, мин.

$$t_{\text{ППП}i}^m = t_{\text{ППП}i}^1 + (m - 1) \Delta t_{\text{ППП}i}, \quad (3.1.1.27)$$

где $t_{\text{ППП}i}^1$ - продолжительность ППП одного ЛАК с i -ым вариантом вооружения, мин.;

$\Delta t_{\text{ППП}i}$ - интервал ППП ЛАК с i -ым вариантом вооружения, мин.

$$t_{\text{ППВ}i}^m = t_{\text{ППВ}i}^1 + (m - 1) \Delta t_{\text{ППВ}i}, \quad (3.1.1.28)$$

$t_{\text{ППВ}i}^1$ - продолжительность подготовки одного ЛАК к ППВ с i -ым вариантом вооружения, мин.;

$\Delta t_{\text{ППВ}i}$ - интервал подготовки ЛАК к ППВ с i -ым вариантом вооружения, мин.

$$q_i = 1 - \rho_i^{m+1} \cdot (1 - \rho_i) / (1 - \rho_i^{m+2}), \quad (3.1.1.29)$$

где ρ_i - коэффициент нагрузки АТСК при обеспечении взлетно-посадочных операций ЛАК с i -ым вариантом вооружения. $\rho_i = \lambda_i / \mu_i$, (3.1.1.30)

где μ_i - плотность обслуживания заявки (обратная величина времени полного цикла обслуживания АГ определенного размера – $1/t_{\text{обсл.}i}$), 1/мин.

$$t_{\text{обсл.}i} = t_{\text{подг.}i}^m \cdot (3.1.1.31)$$

Величина $\rho_i^{m+1} \cdot (1 - \rho_i) / (1 - \rho_i^{m+2})$ в выражении (3.1.1.29) является предельной вероятностью состояния АТСК, когда полетная палуба занята взлетающими ЛАК и m ЛАК находится в очереди на обслуживание, то есть характеризует вероятность отказа ($P_{\text{отк.}i}$) АТСК в системе обслуживания ЛАК (имеются в виду корабельные многофункциональные истребители – МФИ).

На основе расчетных данных и их анализа построены графики зависимости λ_i , ρ_i , μ_i , $P_{\text{отк.}i}$, $q_i = f(m)$ (рисунок 3.1.1.3), $F_{\text{Тзад.}} = f(m)$ (рисунок 3.1.1.4), $F_{\text{Тзад.}} = f(t_{\text{подг.}}^1)$ (рисунок 3.1.1.5), $S_{\text{МФИ посл.}} / S_{\text{МФИ одновр.}} = f(N_{ij}^k)$ (рисунок 3.1.1.6).

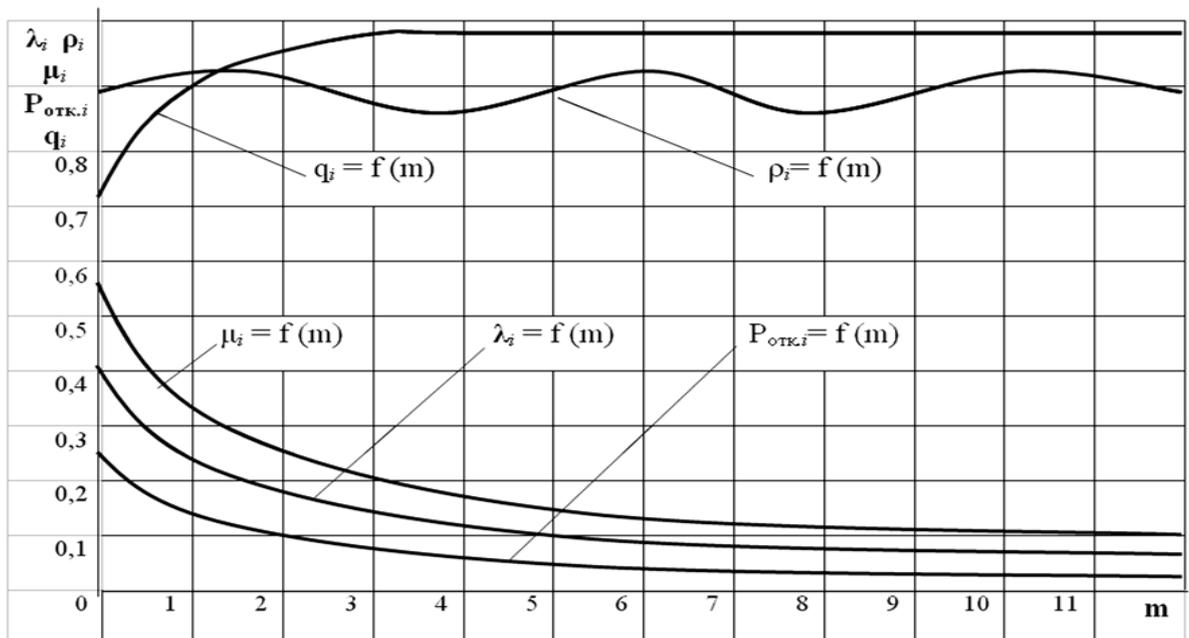


Рисунок 3.1.1.3 – Характеристики СМО λ_i , ρ_i , μ_i , $P_{\text{отк.}i}$, $q_i = f(m)$

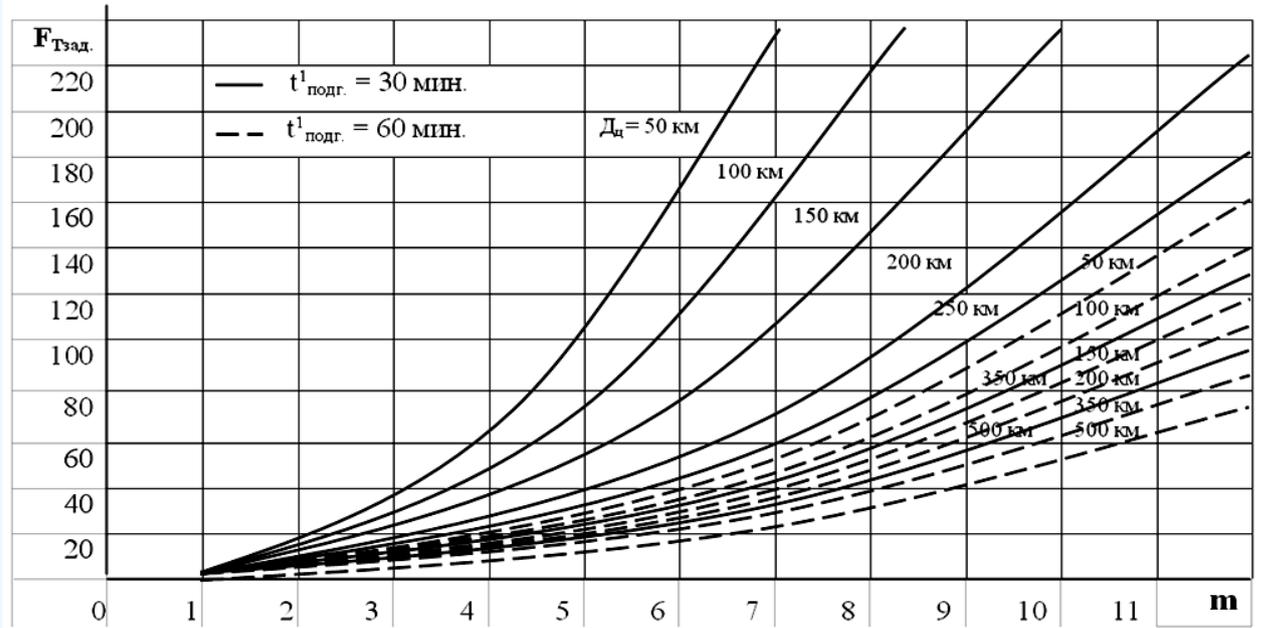


Рисунок 3.1.1.4 – Интенсивность самолетовылетов $F_{Тзад.} = f(m)$

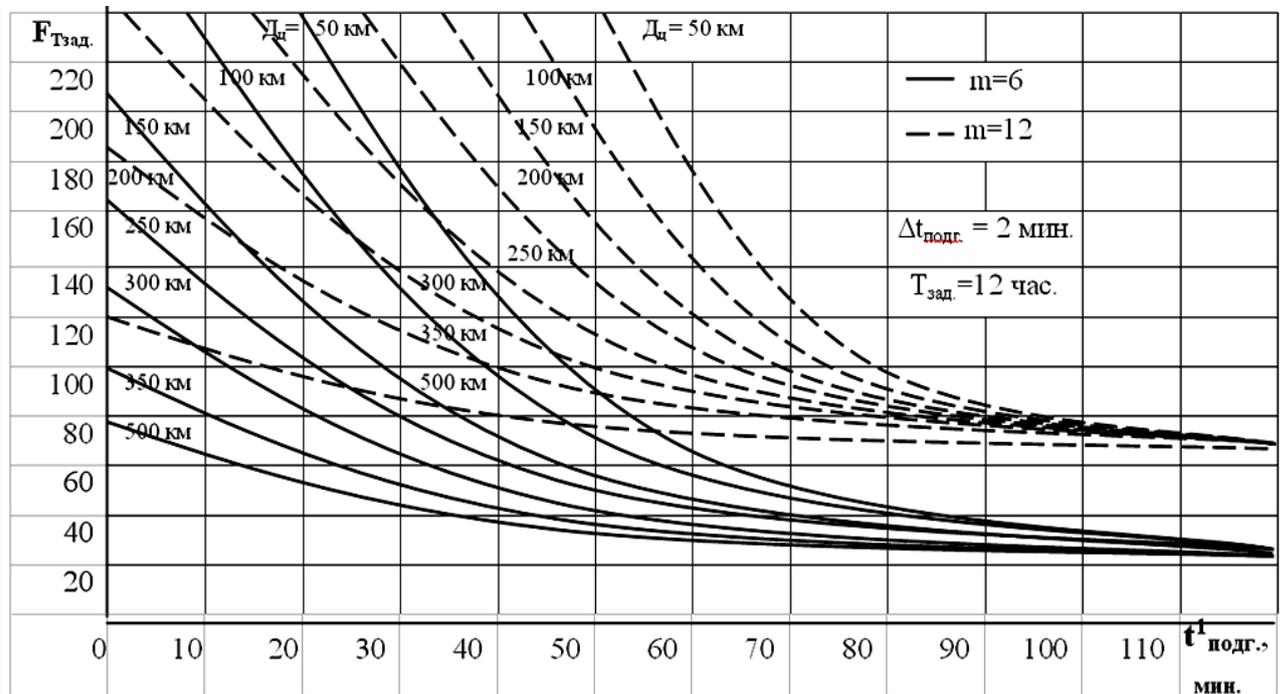


Рисунок 3.1.1.5 – Интенсивность самолетовылетов $F_{Тзад.} = f(t^1_{подг.})$

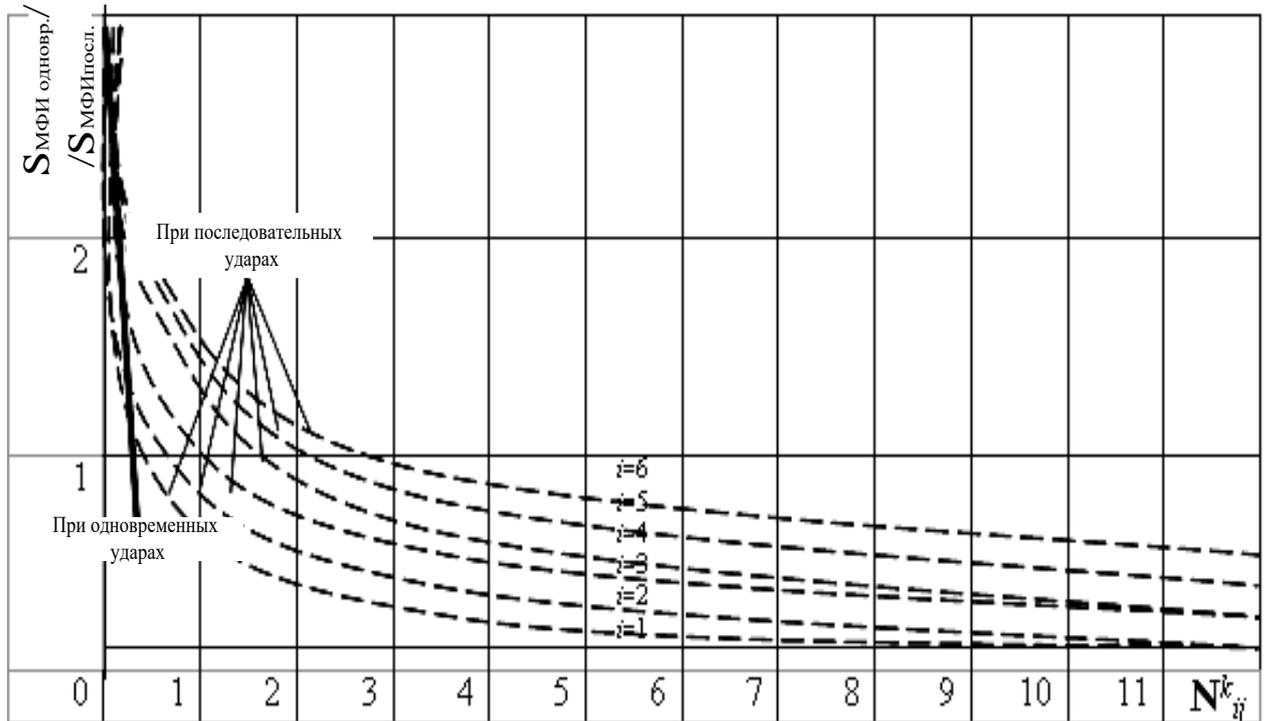


Рисунок 3.1.1.6 – Степень обеспечения необходимого наряда ЛАК
 $S_{\text{МФИ посл.}} / S_{\text{МФИ одновр.}} = f(N_{ij}^k)$

Таким образом, на стадии подготовки "носимой" авиации к вылету на боевое применение определяющей характеристикой эффективности АНКор является не столько общая численность авиагруппы (АГ) на АНКор, сколько скорость, с которой эта АГ может быть поднята в воздух и приступить к выполнению боевых задач.

Наиболее важным результатом анализа процесса подготовки ЛАК к вылету на боевое применение при взаимодействии с АТСК является оценка влияния эксплуатационно-временных характеристик ЛАК на интенсивность самолетовылетов и необходимость сокращения времени подготовки ЛАК к боевому вылету для оптимизации палубного цикла на АНКор.

3.1.2. Процесс взлета корабельных летательных аппаратов с корабля

На стадии выполнения взлета эффективность функционирования корабельных авиационных систем определяется по взлетной массе ($G_{\text{взл.}}$) ЛАК, предопределяющей досягаемость объекта удара (через массу заправляемого топлива - $G_{\text{топ.}}$) и эффективность удара (через массу боевой нагрузки - G_i) по допустимым для взлета (и посадки) углам килевой ($\nu_k^{\text{доп.}}$), бортовой ($\gamma_k^{\text{доп.}}$) качки и рыскания ($\psi_k^{\text{доп.}}$) корабля-носителя (АНКор), а также по вероятности выполнения взлетных операций при i -ой степени волнения ($Q_{\text{взл.}i}^{\text{кач.}}$) и для различных районов Мирового океана ($Q_{\text{взл.}}^{\text{кач.}}$).

Современные ЛАК подразделяются по способу взлета с палубы корабля на: катапультного взлета, вертикального взлета и короткого или трамплинного взлета. Они подразделяются также по способу посадки: аэрофинишерная, вертикальная, короткая и другие.

ЛАК катапультного взлета должны обладать возможно меньшими взлетными и посадочными скоростями. Для этой цели у них меньшая удельная нагрузка на крыло на взлете и посадке, применяются более совершенные средства механизации крыла и меры по непопаданию пара из катапульты в воздухозаборник.

Скорость, до которой разгоняется ЛАК катапультной, определяется располагаемой энергией катапульты и взлетной массой ЛАК. Очевидно, что минимально допустимая воздушная скорость при определенной массе и боевой нагрузке ЛАК определяется, как правило, не одним критерием. Обычно для конкретного типа ЛАК определяется от двух до четырех значений минимальной конечной воздушной скорости катапультного старта в зависимости от того, как факторы, влияющие на минимальную воздушную скорость, изменяются в пределах диапазона массы и внешних нагрузок ЛАК.

Имеются критерии для получения минимально допустимой воздушной скорости, определяемые по скорости сваливания и воздушной скорости, потребной для сохранения высоты. Минимальная конечная воздушная скорость катапультного старта, определяемая по воздушной скорости, соответствующей потере пилотажных качеств, и по значению потребного увеличения угла атаки, обычно на 4...7 км/час выше воздушной скорости, соответствующей потере пилотажных качеств в сочетании с требованием просадки не более чем на 6 м (рисунок 3.1.2.1).

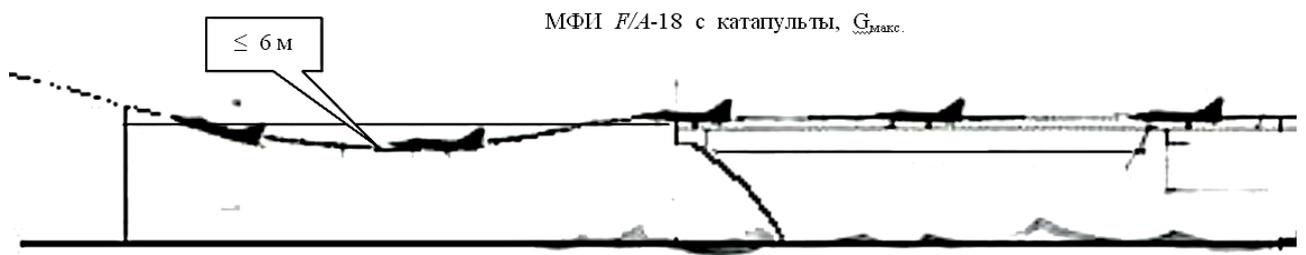


Рисунок 3.1.2.1 – Взлет ЛАК F/A-18 с катапульты с максимальной $G_{взл.}$

Любому ЛАК с неподвижным крылом при взлете с палубы во время допустимой килевой качки в тот момент, когда носовая часть корабля опускается, необходима дополнительная воздушная скорость, чтобы увести траекторию полета от поверхности моря. Достаточно сказать, что в мирное время на больших авианосцах полеты прекращаются, когда угловая амплитуда килевой качки превышает $\pm 1,5$ град.

ЛАК трамплинного взлета осуществляют взлет с разбегом по палубе и трамплину дальнейшим разгоном на воздушном участке после отрыва от трамплина. При этом они должны иметь высокую тяговооруженность (порядка 1,4) и достаточную длину разбега, для того чтобы взлететь с максимальной взлетной массой. При взлете с трамплина параметры качки корабля и скорость набегающего воздушного потока являются также критическими, как и при сходе с катапульты.

ЛАК вертикального взлета осуществляют взлет и посадку за счет вертикальной составляющей тяги силовой установки, которая больше по величине силы тяжести ЛАК. Этому типу ЛАК не требуется разгона по палубе, они осуществляют взлет с нулевой скоростью, а разгон и переход в горизонтальный полет обеспечиваются в воздухе после отрыва от палубы АНК. Основной конструктивной особенностью ЛАК вертикального взлета и посадки является применение двигателей, которые создают тягу как в горизонтальном направлении для обеспечения полета, так и в вертикальном - для обеспечения вертикального взлета и посадки. На малых скоростях полета, когда аэродинамические силы малы или отсутствуют, для управления ЛАК применяются энергетические системы управления в виде управляющих сопел на концах крыльев, в носу и в хвосте с подачей сжатого воздуха (или газов) от двигателей для создания управляющих моментов. Предусматриваются конструктивные меры для защиты палубы от разрушения, а также двигателей ЛАК от попадания отраженных от палубы высокотемпературных газов.

Определение взлетной массы ($G_{\text{взл.}}$) ЛАК при различных способах взлета с палубы корабля ведется для различных значений угла схода трамплина (Θ_T), температуры ($t^0 C_n$) и давления (p_n) наружного (окружающего) воздуха, скорости корабля-носителя (V_K), скорости (u) и угла (UV) ветра, а также различной i -ой степени волнения моря.

При взлете (сходе) с палубы корабля взлетная масса МФИ должна уравниваться вертикальной составляющей тяги силовой установки P_y подъемной силой Y (рисунок 3.1.2.2):

$$G_{\text{взл.}} \cos \nu = P_y + Y, \quad (3.1.2.1)$$

где ν - угол тангажа при взлете, град.

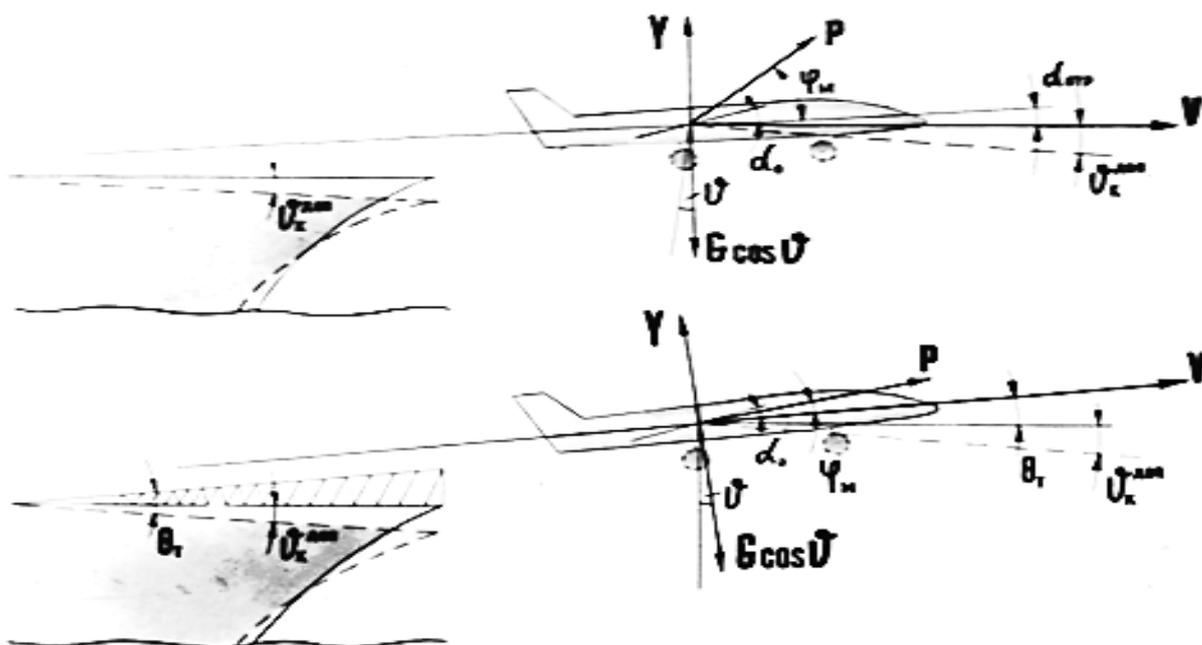


Рисунок 3.1.2.2 – Определение взлетной массы ($G_{\text{взл.}}$) ЛАК при различных способах взлета с палубы корабля

Угол тангажа ν при взлете ЛАК определяется неоднозначно, а именно:

$\nu = \nu_{\text{к}}^{\text{доп.}}$ - при вертикальном взлете (ВВ) самолета вертикального/короткого взлета и посадки (СВ/КВП);

$\nu = \alpha_{\text{отр.}} - \alpha_0 + \nu_{\text{к}}^{\text{доп.}}$ - при взлете с коротким разбегом (ВКР) СВ/КВП;

$\nu = \Theta_{\text{Т}} - \alpha_0 + \nu_{\text{к}}^{\text{доп.}}$ - при взлете с трамплина (ТР) самолета обычного взлета (СОВП) или СВ/КВП;

$\nu = -\alpha_0 + \nu_{\text{к}}^{\text{доп.}}$ - при взлете с катапульты (КТ) СОВП,

где $\nu_{\text{к}}^{\text{доп.}}$ - допустимый для данного ЛАК угол килевой качки АНК по взлету;

$\alpha_{\text{отр.}}$ - угол атаки при отрыве СВ/КВП при ВКР;

α_0 - установочный угол атаки крыла ЛАК;

$\Theta_{\text{Т}}$ - угол наклона трамплина.

Аналитическое выражение вертикальной составляющей тяги силовой установки СВ/КВП и СОВП имеет вид:

$$P_y = P_m \sin(\varphi_m + \nu) + P_m (\sin \varphi_m \cdot I^{\text{н.т.}}_m / \sin \varphi_n \cdot I^{\text{н.т.}}_n) \sin(\varphi_n - \nu), \quad (3.1.2.2)$$

где P_M - тяга маршевого двигателя на взлете (при $M=0$);
 φ_M, φ_n - углы между направлениями вектора тяги подъемно-маршевого (и подъемного двигателя – при наличии) и горизонтом, соответственно;
 $l_{M}^{ц.т.}, l_{n}^{ц.т.}$ - расстояние от центра тяжести (ц.т.) ЛАК до подъемно-маршевого (и подъемного двигателя - при наличии).

Для СОВП вводится признак $\varphi_M = 0$, тогда второе слагаемое в формуле (3.1.2.2) равно нулю.

Подъемная сила Y определяется по известной формуле:

$$Y = c_y^a v (\rho_t S / 2) V_{взл.}^2. \quad (3.1.2.3)$$

Квадрат скорости при взлете определяется по формуле:

$$V_{взл.}^2 = 2g L_p^* [(0,95 P_M / G_{взл.}) \cos(\varphi_M + \nu) - c_x - f_{тр.к} - 0,75 \sin \Theta_T], \quad (3.1.2.4)$$

где величина $0,95 P_M$ характеризует среднюю тягу с учетом потерь;
 величина $0,75 \sin \Theta_T$ характеризует потерю ускорения на трамплине;
 $f_{тр.к}$ - коэффициент трения качения;
 L_p^* - приведенная длина разбега ЛАК при взлете.

$$L_p^* = L_p + 4 \text{сек.} \cdot \text{РВП},$$

где L_p - располагаемая длина разбега ЛАК на АНКор;
 $\text{РВП} = V_K \pm u \cos \mathbf{UB}$ - скорость результирующего воздушного потока над палубой;
 $4 \text{сек.} \cdot \text{РВП}$ - вводится эмпирически, так как 1 м/сек. РВП сокращает L_p приблизительно на 4 м .

Исходя из обеспечения безопасности полета при взлете, вводится ограничение $c_y^a v \leq 0,8 c_{y \max}$ по условиям сваливания и "просадки" при разгоне до V_{\min} ("просадка" должна быть не более величины, при которой справедливо указанное ограничение).

Подставив (3.1.2.4), (3.1.2.3) и (3.1.2.2) в (3.1.2.1), получим:

$$G_{взл.} \cos \nu = [P_M \sin(\varphi_M + \nu) + P_M (\sin \varphi_M \cdot l_{M}^{ц.т.} / \sin \varphi_n \cdot l_{n}^{ц.т.}) \sin(\varphi_n - \nu)] + c_y^a v \rho_t S g L_p^* [(0,95 P_M / G_{взл.}) \cos(\varphi_M + \nu) - c_x - f_{тр.к} - 0,75 \sin \Theta_T]. \quad (3.1.2.5)$$

Уравнение (3.1.2.5) решается относительно $G_{\text{взл.}}$:

$$\begin{aligned}
 G_{\text{взл.}} \cos v &= [P_M \sin(\varphi_M + v) + P_M (\sin \varphi_M \cdot I_{\text{м.т.}}^{u.t.} / \sin \varphi_{\text{п}} \cdot I_{\text{п.т.}}^{u.t.}) \sin(\varphi_{\text{п}} - v)] + \\
 &+ [c_y^a \nu \rho_t \text{Sg} L_p^* 0,95 P_M \cos(\varphi_M + v)] / G_{\text{взл.}} - [c_y^a \nu \rho_t \text{Sg} L_p^* (c_x + f_{\text{тр.к}} + 0,75 \sin \Theta_T)]; \\
 G_{\text{взл.}}^2 \cos v &= G_{\text{взл.}} [P_M \sin(\varphi_M + v) + P_M (\sin \varphi_M \cdot I_{\text{м.т.}}^{u.t.} / \sin \varphi_{\text{п}} \cdot I_{\text{п.т.}}^{u.t.}) \sin(\varphi_{\text{п}} - v)] + \\
 &+ [c_y^a \nu \rho_t \text{Sg} L_p^* 0,95 P_M \cos(\varphi_M + v)] - G_{\text{взл.}} [c_y^a \nu \rho_t \text{Sg} L_p^* (c_x + f_{\text{тр.к}} + 0,75 \sin \Theta_T)]; \\
 G_{\text{взл.}}^2 \cos v - G_{\text{взл.}} [P_M \sin(\varphi_M + v) + P_M (\sin \varphi_M \cdot I_{\text{м.т.}}^{u.t.} / \sin \varphi_{\text{п}} \cdot I_{\text{п.т.}}^{u.t.}) \sin(\varphi_{\text{п}} - v) - \\
 &- c_y^a \nu \rho_t \text{Sg} L_p^* (c_x + f_{\text{тр.к}} + 0,75 \sin \Theta_T)] - c_y^a \nu \rho_t \text{Sg} L_p^* 0,95 P_M \cos(\varphi_M + v) = 0.
 \end{aligned}
 \tag{3.1.2.6}$$

Выражение (3.1.2.6) является полным неприведенным квадратным уравнением.

Для простоты представления вводятся следующие обозначения:

$$a = \cos v;$$

$$\begin{aligned}
 b &= P_M \sin(\varphi_M + v) + P_M (\sin \varphi_M \cdot I_{\text{м.т.}}^{u.t.} / \sin \varphi_{\text{п}} \cdot I_{\text{п.т.}}^{u.t.}) \sin(\varphi_{\text{п}} - v) - \\
 &- c_y^a \nu \rho_t \text{Sg} L_p^* (c_x + f_{\text{тр.к}} + 0,75 \sin \Theta_T);
 \end{aligned}$$

$$c = c_y^a \nu \rho_t \text{Sg} L_p^* 0,95 P_M \cos(\varphi_M + v).$$

Тогда с учетом принятых обозначений выражение (3.1.2.6) примет вид:

$$a G_{\text{взл.}}^2 - b G_{\text{взл.}} - c = 0,$$

откуда

$$G_{\text{взл.}} = (b + \sqrt{b^2 + 4ac}) / 2a, \tag{3.1.2.7}$$

что является единственным решением (второе решение не имеет смысла).

Определение $G_{\text{взл.}}$, основанное на рассмотрении равновесия сил, действующих на ЛАК при отрыве (сходе) с взлетного устройства (взлетной палубы), вполне оправдано и подтверждается результатами летных испытаний.

Относительная простота определения $G_{\text{взл.}}$ объясняется использованием "гипотезы стационарности" [21] при исследовании неустановившегося движения ЛАК при взлете (рисунок 3.1.2.3), то есть только кинематических характеристик движения в данный момент, которые изменяются сравнительно медленно, а нестационарность обтекания на величины аэродинамических сил и моментов сказывается незначительно.

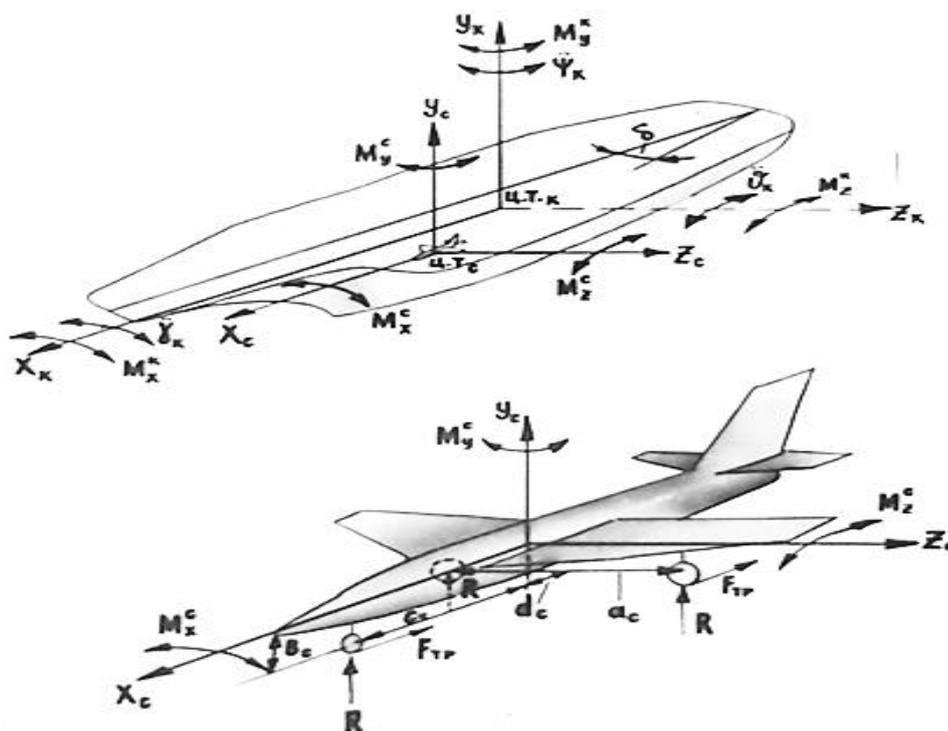


Рисунок 3.1.2.3 – К определению взлетной массы ($G_{\text{взл.}}$) ЛАК

Кроме того, при определении $G_{\text{взл.}}$ допущено, что самолет является жестким, а нелинейность аэродинамики в рассматриваемом диапазоне углов атаки не учитывается, исходя из критериального аспекта оптимизации.

Эффективность взлетных операций ЛАК оценивается вероятностью выполнения взлета по качке АНКор [19]:

$$Q_{\text{взл.}}^{\text{кач.}} = \sum_{i=1}^n Q_{\text{взл. } i}^{\text{кач.}} \cdot r_i, \quad (3.1.2.8)$$

где $Q_{\text{взл. } i}^{\text{кач.}}$ - вероятность выполнения взлета ЛАК при i -ой степени волнения (вероятность непревышения качки АНКор предельно-допустимых значений по взлету ЛАК);

r_i - ожидаемая повторяемость (коэффициент значимости) волнения за определенный период времени, например, за год, в том или ином районе Мирового океана;

n - количество градаций волнения.

Величина $Q_{\text{взл. } i}^{\text{кач.}}$ определяется по формуле:

$$Q_{\text{взл. } i}^{\text{кач.}} = Q_{\text{взл.}}^{\text{Бк}} \cdot Q_{\text{взл.}}^{\text{Кк}}, \quad (3.1.2.9)$$

где $Q_{\text{взл.}}^{\text{Бк}}$ - вероятность выполнения взлета ЛАК по бортовой качке АНКор;

$Q_{\text{взл.}}^{\text{Кк}}$ - вероятность выполнения взлета ЛАК по килевой качке АНКор.

Величины $Q_{\text{взл.}}^{\text{Бк}}$ и $Q_{\text{взл.}}^{\text{Кк}}$ определяются как вероятности того, что абсолютные величины отклонения бортовой и килевой качки меньше предельно-допустимых по взлету ЛАК углов бортовой и килевой качки соответственно (рисунок 3.1.2.4), то есть

$$Q_{\text{взл.}}^{\text{Бк}} = Q(|\text{Бк} - \text{Бк}^{\text{ср.}}| < \text{Бк}^{\text{доп.}}) = 2\Phi(\text{Бк}^{\text{доп.}} / \sigma_{\text{Бк}}); \quad (3.1.2.10)$$

$$Q_{\text{взл.}}^{\text{Кк}} = Q(|\text{Кк} - \text{Кк}^{\text{ср.}}| < \text{Кк}^{\text{доп.}}) = 2\Phi(\text{Кк}^{\text{доп.}} / \sigma_{\text{Кк}}), \quad (3.1.2.11)$$

где Бк , Кк - текущее значение углов бортовой и килевой качки АНКор, соответственно;

$\text{Бк}^{\text{ср.}}$, $\text{Кк}^{\text{ср.}}$ - среднее значение углов бортовой и килевой качки АНКор, соответственно;

$\text{Бк}^{\text{доп.}}$, $\text{Кк}^{\text{доп.}}$ - предельно-допустимое значение углов бортовой и килевой качки АНКор, соответственно;

$\sigma_{\text{Бк}}$, $\sigma_{\text{Кк}}$ - среднее квадратическое отклонение (с.к.о.) бортовой и килевой качки АНКор, соответственно;

Φ - приведенная функция Лапласа.

Значения $\sigma_{\text{Бк}}$ и $\sigma_{\text{Кк}}$ определяются по формулам:

$$\sigma_{\text{Бк}} = (\text{Бк}^{\text{макс.}} - \text{Бк}^{\text{ср.}})/3; \quad (3.1.2.12)$$

$$\sigma_{\text{Кк}} = (\text{Кк}^{\text{макс.}} - \text{Кк}^{\text{ср.}})/3, \quad (3.1.2.13)$$

где $\text{Бк}^{\text{макс.}}$, $\text{Кк}^{\text{макс.}}$ - максимальное значение углов бортовой и килевой качки АНКор, соответственно.

Значения $\text{Бк}^{\text{макс.}}$, $\text{Бк}^{\text{ср.}}$ и $\text{Кк}^{\text{макс.}}$, $\text{Кк}^{\text{ср.}}$ определяются по следующим эмпирическим формулам:

$$\text{Бк}^{\text{макс.}} = 9,0(1 + 0,22 \cdot \mathbf{h}); \quad (3.1.2.14)$$

$$\text{Бк}^{\text{ср.}} = 3,5(1 + 0,25 \cdot \mathbf{h}); \quad (3.1.2.15)$$

$$\text{Кк}^{\text{макс.}} = 2,7(1 + 0,24 \cdot \mathbf{h}); \quad (3.1.2.16)$$

$$\text{Кк}^{\text{ср.}} = 0,5(1 + 0,94 \cdot \mathbf{h}), \quad (3.1.2.17)$$

где \mathbf{h} - высота волны (берется по шкале балльности для различной степени волнения 3 % обеспеченности), м.

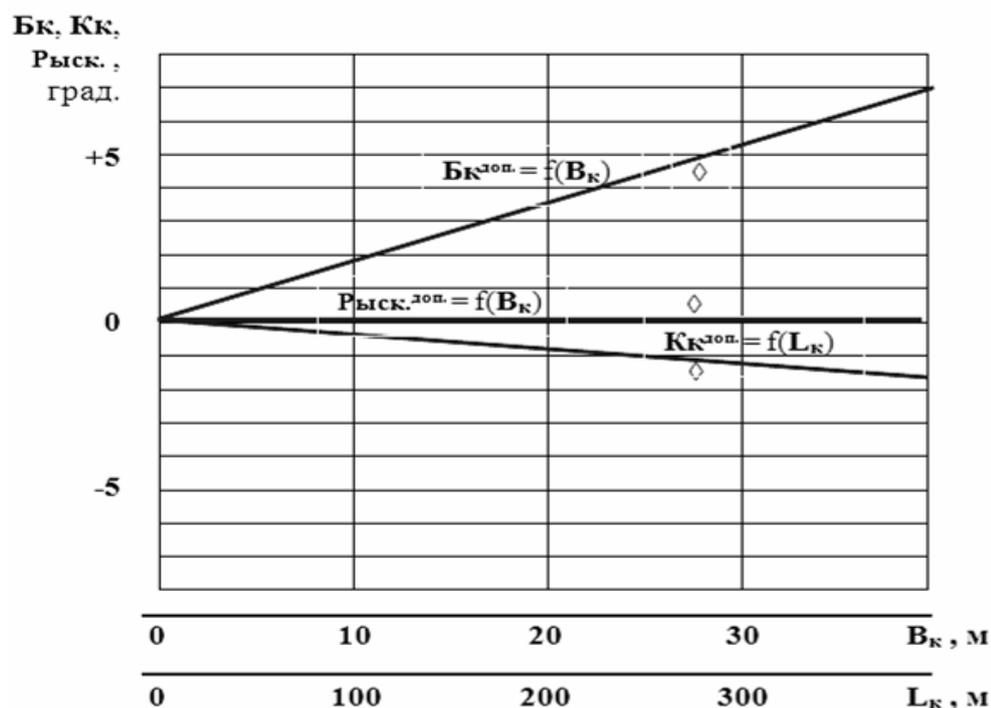


Рисунок 3.1.2.4 – Предельно-допустимые по взлету ЛАК углы бортовой ($B_k^{доп.}$) и килевой качки ($K_k^{доп.}$) в зависимости от размерений АНКор (ширины B_k и длины L_k корабля)

Результаты расчета вероятности ($Q_{взл. i}^{кач.}$) выполнения взлета ЛАК при i -ой степени волнения (вероятности непревышения качки АНКор предельно-допустимых значений по взлету ЛАК) представлены в таблице 3.1.2.1 и на рисунке 3.1.2.5:

Таблица 3.1.2.1 – Результаты расчета вероятности $Q_{взл. i}^{кач.}$

Степень волнения, балл.	Высота волны ($h_{3\%}$), м	$B_k^{макс.}$, град.	$B_k^{ср.}$, град.	σ_{B_k} , град.	$B_k^{доп.}$, град.	$Q_{взл.}^{B_k}$	$K_k^{макс.}$, град.	$K_k^{ср.}$, град.	σ_{K_k} , град.	$K_k^{доп.}$, град.	$Q_{взл.}^{K_k}$	$Q_{взл. i}^{кач.}$
3	1,25	11,4	4,60	2,27	5,0	0,972	3,51	1,09	0,81	1,0	0,782	0,760
4	2,00	13,0	5,25	2,58	5,0	0,948	4,00	1,44	0,85	1,0	0,762	0,720
5	3,50	16,0	6,50	3,15	5,0	0,886	4,96	2,15	0,94	1,0	0,714	0,640
6	6,00	21,0	8,75	4,10	5,0	0,778	6,60	3,32	1,09	1,0	0,622	0,490
7	8,50	25,9	10,9	5,00	5,0	0,682	8,20	4,50	1,23	1,0	0,582	0,400
8	11,00	31,0	13,1	6,00	5,0	0,594	9,70	5,70	1,34	1,0	0,546	0,320

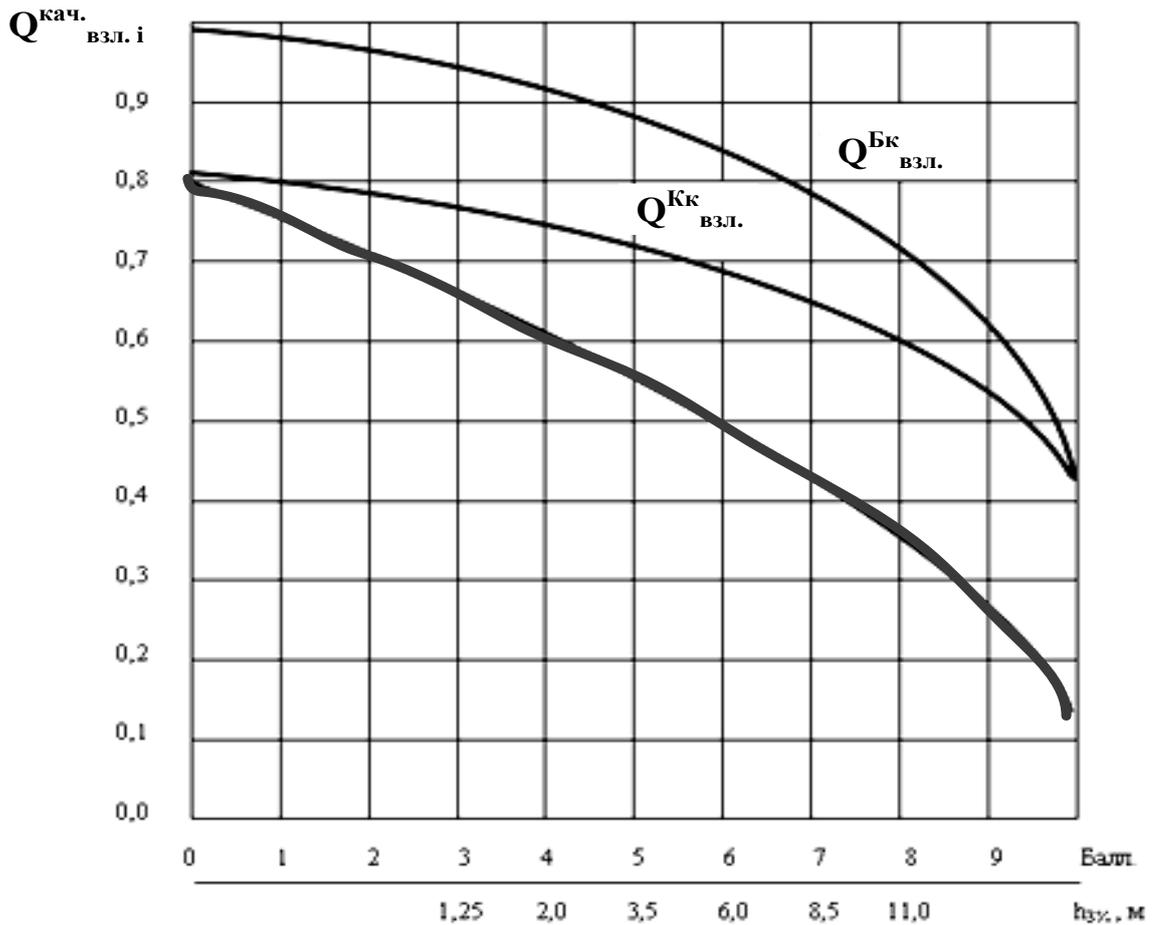


Рисунок 3.1.2.5 – Вероятность непревышения бортовой и килевой качки АНКор предельно-допустимых значений по взлету ЛАК в зависимости от балльности и высоты волны 3% обеспеченности

Результаты расчета вероятности ($Q^{\text{кач.взл.}}_i$) выполнения взлета по качке АНКор водоизмещением 60000...100000 тонн в различных районах Мирового океана представлены в таблице 3.1.2.2 и на рисунке 3.1.2.6:

Таблица 3.1.2.2 – Результаты расчета вероятности $Q^{\text{кач.взл.}}_i$

Степень волнения, балл.	$Q^{\text{кач.взл.}}_i$	Район Мирового океана							
		Атлантический океан ($\varphi = 50^0 \dots 60^0\text{N}$)		Атлантический океан ($\varphi = 40^0 \dots 50^0\text{N}$)		Тихий океан ($\varphi = 40^0 \dots 50^0\text{N}$) ($\lambda = 150^0 \dots 120^0\text{W}$)		Норвежское море ($\varphi = 60^0 \dots 68^0\text{N}$)	
		Γ_i	$Q^{\text{кач.взл.}}_{i^*}$	Γ_i	$Q^{\text{кач.взл.}}_{i^*}$	Γ_i	$Q^{\text{кач.взл.}}_{i^*}$	Γ_i	$Q^{\text{кач.взл.}}_{i^*}$
до 5	0,640	0,61	0,38	0,72	0,46	0,77	0,49	0,73	0,47
6	0,490	0,29	0,14	0,23	0,11	0,19	0,09	0,22	0,11
7	0,400	0,08	0,03	0,04	0,02	0,03	0,01	0,04	0,02
8...9	0,320	0,02	0,01	0,01	0,00	0,01	0,00	0,01	0,00
	$Q^{\text{кач.взл.}}$	$\Sigma = 0,56$		$\Sigma = 0,59$		$\Sigma = 0,59$		$\Sigma = 0,60$	

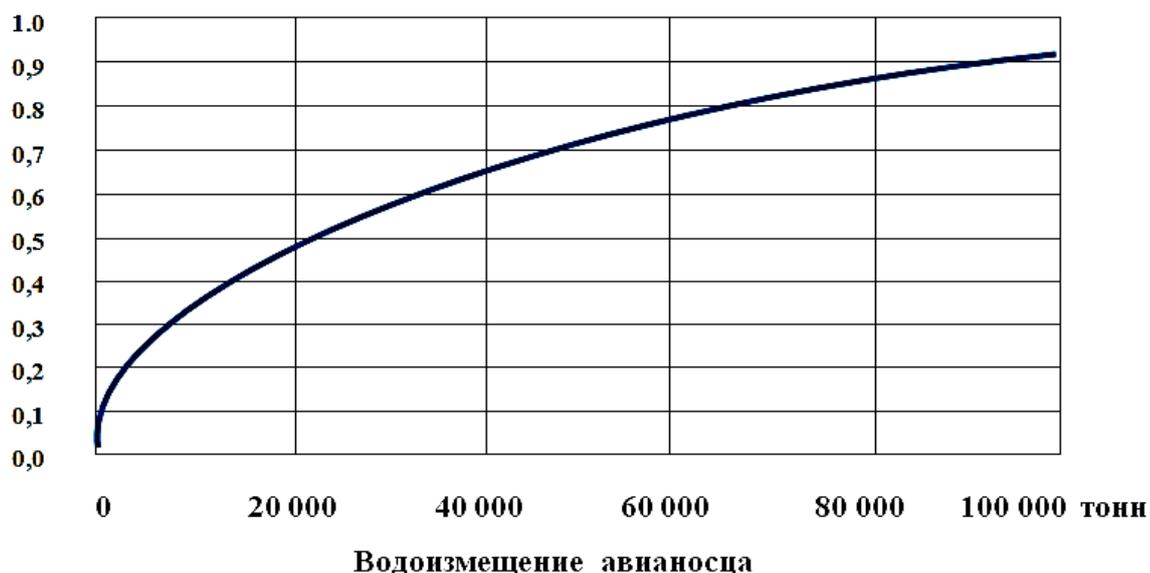
$Q_{\text{взл.}}^{\text{кач.}}$ 

Рисунок 3.1.2.6 – Вероятность $Q_{\text{взл.}}^{\text{кач.}}$ выполнения взлета ЛАК в различных районах Мирового океана для АНКор различного размера и водоизмещения

Результаты показывают, что вероятность выполнения взлета ЛАК при увеличении степени волнения резко снижается за счет совместного действия килевой и бортовой качки АНКор, а для АНКор бóльшего размера и водоизмещения - увеличивается.

3.1.3. Процесс посадки корабельных летательных аппаратов на корабль

Успешность выполнения посадки $Q_{\text{пос.}}$ (см. формулы 2.4.4 и 2.4.9), так же как и взлета, существенно влияет на эффективность боевого применения ЛАК с АНКор. От успешности зависит сохранение заданного боевого напряжения при ограниченном количестве базирующихся ЛАК, максимальное использование времени боевого дежурства в воздухе (или тактического радиуса действия ЛАК) и безопасность полетов.

Количественная оценка этого влияния и формирование требований к радиоэлектронным (АДРМ – азимутально-дальномерный радиомаяк, ВРЛ – выносной радиолокатор, ПРЛК – приводной локатор, КГСП – курсоглиссадная система посадки, и другие системы УВД – управления воздушным движением) (рисунок 3.1.3.1), палубным и механическим системам посадки выполняется на основе общей критериальной модели оценки эффективности корабельных авиационных систем, одной из составляющих которой является успешность выполнения посадки ЛАК на АНКор.

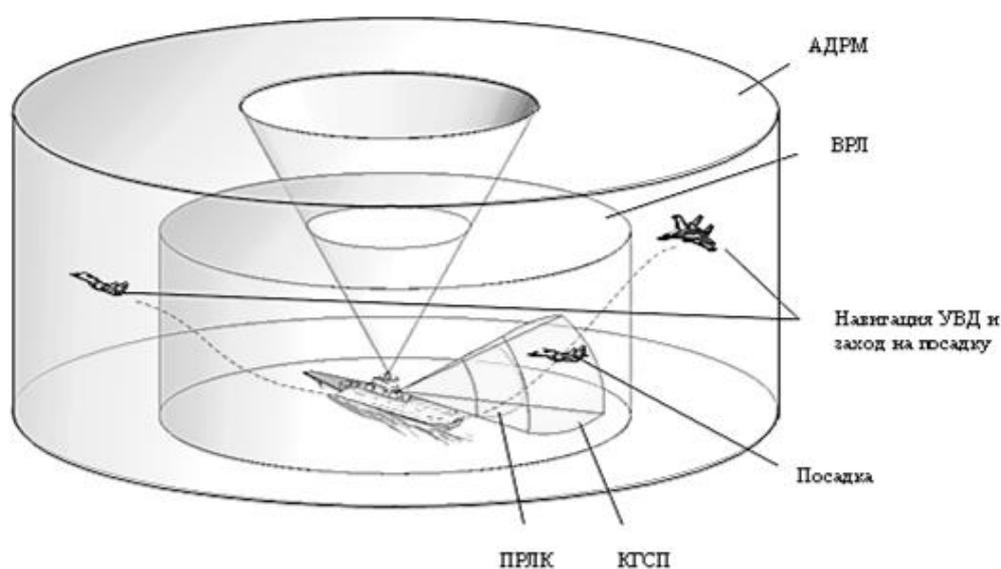


Рисунок 3.1.3.1 – Радиоэлектронное пространство посадки ЛАК на АНКор

Исходя из особенностей базирования ЛАК, наличия различных радиоэлектронных и светотехнических корабельных и бортовых систем, используемых в процессе выполнения посадки, и анализа совокупности факторов, влияющих на рассматриваемый процесс, оценка выполняется последовательно, начиная от этапа выхода ЛАК (см. рисунок 3.1.3.1) с эшелона в расчетную точку по пространственно-временным характеристикам (с заданными временным интервалом и навигационными параметрами), этапа захода на посадку (от момента "захвата" глиссады до высоты принятия решения - "точки минимума") и до этапа посадки (от "точки минимума" до касания палубы или зацепления троса аэрофинишера).

Успешность выхода в РТ предпосадочного маневрирования с заданным временным интервалом оценивается вероятностью $Q_{\text{врем.}}^{\text{РТ}}$:

$$Q_{\text{врем.}}^{\text{РТ}} = \varphi(\Delta t_{\text{пос.}}, t_{\text{исх.}}, \text{УР}, r, V_{\text{предп. ман.}}, \gamma_{\text{разв.}}, m) \rightarrow \max, \quad (3.1.3.2)$$

где $V_{\text{предп. ман.}}$ - скорость предпосадочного маневрирования ЛАК;

$\gamma_{\text{разв.}}$ - крен ЛАК при развороте;

m - количество ЛАК в группе.

Процесс захода на посадку представляется марковским случайным процессом, в котором все потоки событий, переводящие систему из состояния в состояние, являются пуассоновскими (потоками без последствия).

В этом случае для оценки успешности выхода в РТ с соблюдением заданных временных интервалов между ЛАК применима теория массового обслуживания (система массового обслуживания).

Анализ этого процесса показывает, что рассматриваемая система является одноканальной с ожиданием при ограниченном числе заявок в очереди.

При этом успешность выхода в РТ с соблюдением заданных временных интервалов характеризуется вероятностью выхода в РТ по времени:

$$Q_{\text{врем.}}^{\text{РТ}} = 1 - \rho^{m+1} \cdot (1 - \rho) / (1 - \rho^{m+2}), \quad (3.1.3.3)$$

где ρ - коэффициент нагрузки системы;

m - количество заходящих на посадку ЛАК в группе.

$$\rho = \lambda / \mu, \quad (3.1.3.4)$$

где λ - плотность потока заявок (среднее число ЛАК, поступающих в единицу времени), 1/мин.;

μ - плотность обслуживания (среднее число ЛАК, обслуживаемых в единицу времени), 1/мин.

$$\lambda = 1 / t_{\text{вых.}}, \quad (3.1.3.5)$$

где $t_{\text{вых.}}$ - средний интервал времени при выходе в РТ между поступлениями заявок в потоке (время выдержки для каждого ЛАК, то есть интервал начала выполнения разворота после крайнего ЛАК в группе, в сторону которого выполняется разворот).

$$\mu = 1 / \Delta t_{\text{пос.}} , \quad (3.1.3.6)$$

где $\Delta t_{\text{пос.}}$ - интервал посадки (определяется для одного ЛАК из условий времени посадки, времени пробега и сруливания с полосы).

Для обеспечения возможности успешного захода на посадку требуется также, чтобы ЛАК оказался в определенной области воздушного пространства относительно АНКор, из которой успешный заход возможен, с требуемыми навигационными параметрами. Естественно, что ЛАК относительно РТ выводится системой управления АНКор (или автономно) с некоторыми ошибками по дальности, по курсу и по высоте.

Успешность выхода ЛАК в РТ предпосадочного маневрирования с заданными навигационными параметрами оценивается вероятностью:

$$Q_{\text{нав.}}^{\text{РТ}} = \varphi(\varepsilon_{\text{к}}, \mathbf{H}_{\text{зад}}, \theta_{\text{Г}}, \mathbf{V}_{\text{к}}, \mathbf{u}, \mathbf{УВ}, \mathbf{V}_{\text{пос.}}, \mathbf{D}_{\text{РТ}}, \varepsilon_{\text{Г}}, \sigma_{\Psi_{\text{к}}}, \sigma_{\mathbf{H}_{\text{к}}}, \sigma_{\mathbf{D}_{\text{к}}}) \rightarrow \max, \quad (3.1.3.7)$$

где $\mathbf{V}_{\text{к}}$ - скорость АНКор; \mathbf{u} - скорость ветра; $\mathbf{УВ}$ - угол ветра;

$\mathbf{V}_{\text{пос.}}$ - скорость захода ЛАК на посадку;

$\sigma_{\Psi_{\text{к}}}, \sigma_{\mathbf{H}_{\text{к}}}, \sigma_{\mathbf{D}_{\text{к}}}$ - с.к.о. в выдерживании ЛАК курса, высоты и дальности относительно АНКор, соответственно.

Вероятность попадания ЛАК в область РТ есть вероятность того, что точка с фактическими координатами ЛАК будет принадлежать области РТ. Область РТ представляется параллелепипедом (рисунок 3.1.3.3).

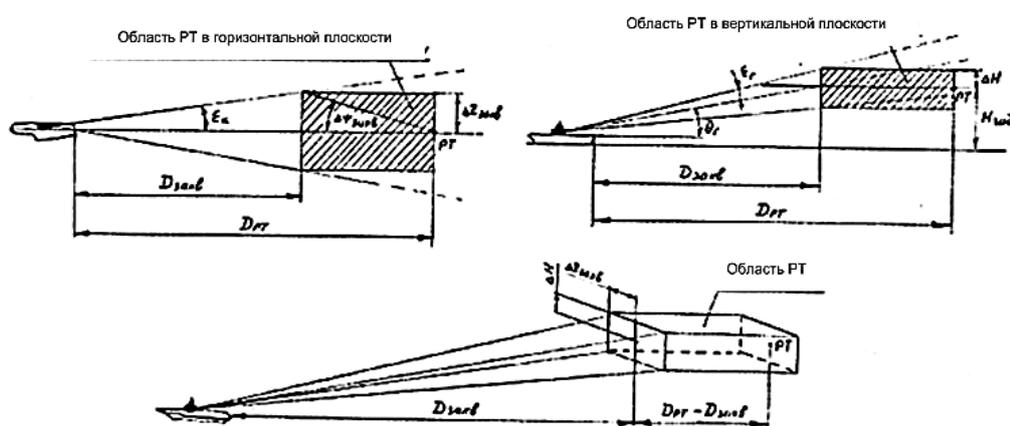


Рисунок 3.1.3.3 – Область РТ предпосадочного маневрирования ЛАК:

$-\varepsilon_{\text{к}}, +\varepsilon_{\text{к}}$ - диапазон курсовой системы ПРЛК (КРМ); $\Delta \Psi_{\text{захв.}}$ - допустимый угол захвата курсовой системы ПРЛК; $\Delta z_{\text{захв.}}$ - допустимое боковое отклонение ЛАК от РТ; $-\varepsilon_{\text{Г}}, +\varepsilon_{\text{Г}}$ - диапазон глиссадной системы ПРЛК (ГРМ - глиссадного радиомаяка); $\theta_{\text{Г}}$ - заданный угол наклона глиссады ГРМ ($4,2^{\circ}$); $\mathbf{H}_{\text{зад}}$ - заданная высота выхода ЛАК в РТ; $\Delta \mathbf{H}$ - допустимое отклонение ЛАК по высоте; $\mathbf{D}_{\text{РТ}}$ - отстояние РТ от АНКор; $\mathbf{D}_{\text{захв.}}$ - дальность захвата глиссады ЛАК.

Тогда вероятность попадания ЛАК в область РТ с заданными навигационными параметрами ($Q_{\text{нав.}}^{\text{РТ}}$)

$$Q_{\text{нав.}}^{\text{РТ}} = \Phi(\Delta\Psi_{\text{захв.}} / \sigma_{\Psi\text{К}}) \cdot \Phi(\Delta\text{Н} / \sigma_{\text{НК}}) \cdot \Phi[(D_{\text{РТ}} - D_{\text{захв.}}) / 2\sigma_{D\text{К}}], \quad (3.1.3.8)$$

где $\sigma_{\Psi\text{К}}$, $\sigma_{\text{НК}}$, $\sigma_{D\text{К}}$ - с.к.о. в определении курса, высоты и дальности ЛАК относительно АНКор корабельными радиотехническими средствами.

Вероятность попадания ЛАК в рабочую область системы инструментальной посадки (вероятность "захвата" глиссады - $Q_{\text{захв.}}$) определяется аналогично (рисунок 3.1.3.4), только вместо $\sigma_{\Psi\text{К}}$, $\sigma_{\text{НК}}$, $\sigma_{D\text{К}}$ учитываются с.к.о. в определении курса, высоты и дальности относительно АНКор бортовыми средствами ЛАК ($\sigma_{\Psi\text{ЛАК}}$, $\sigma_{\text{НЛАК}}$, $\sigma_{D\text{ЛАК}}$):

$$Q_{\text{захв.}} = \Phi(\Delta\Psi_{\text{захв.}} / \sigma_{\Psi\text{ЛАК}}) \cdot \Phi(\Delta\text{Н} / \sigma_{\text{НЛАК}}) \cdot \Phi(D_{\text{захв.}} / \sigma_{D\text{ЛАК}}). \quad (3.1.3.9)$$

Сравнение точностных характеристик позволяет выработать рекомендации по предпочтительному использованию корабельной или бортовой навигационной аппаратуры при заходе ЛАК на посадку.

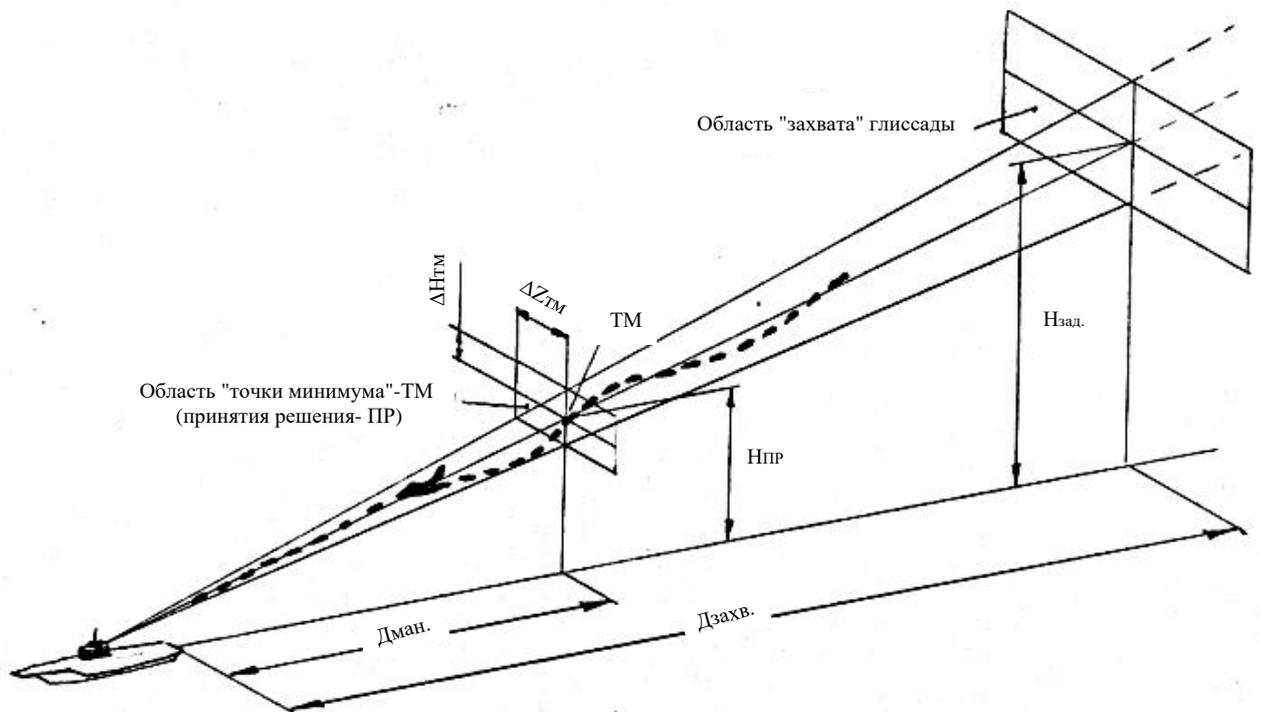


Рисунок 3.1.3.4 – Заход ЛАК на посадку в контрольном сечении в области "захвата" глиссады

В результате использования системы инструментальной посадки ЛАК должен быть выведен в определенную область пространства перед АНКор (область точки "минимума" или "маневрирования" - ТМ), в которой летчик визуально оценивает качество захода на посадку, то есть до определенной высоты, где он должен принять решение на посадку или уход на второй круг, если не установлен надежный визуальный контакт с посадочной полосой АНКор, в том числе, с оптической системой посадки (ОСП), если заход оказался недостаточно точным (рисунок 3.1.3.5).

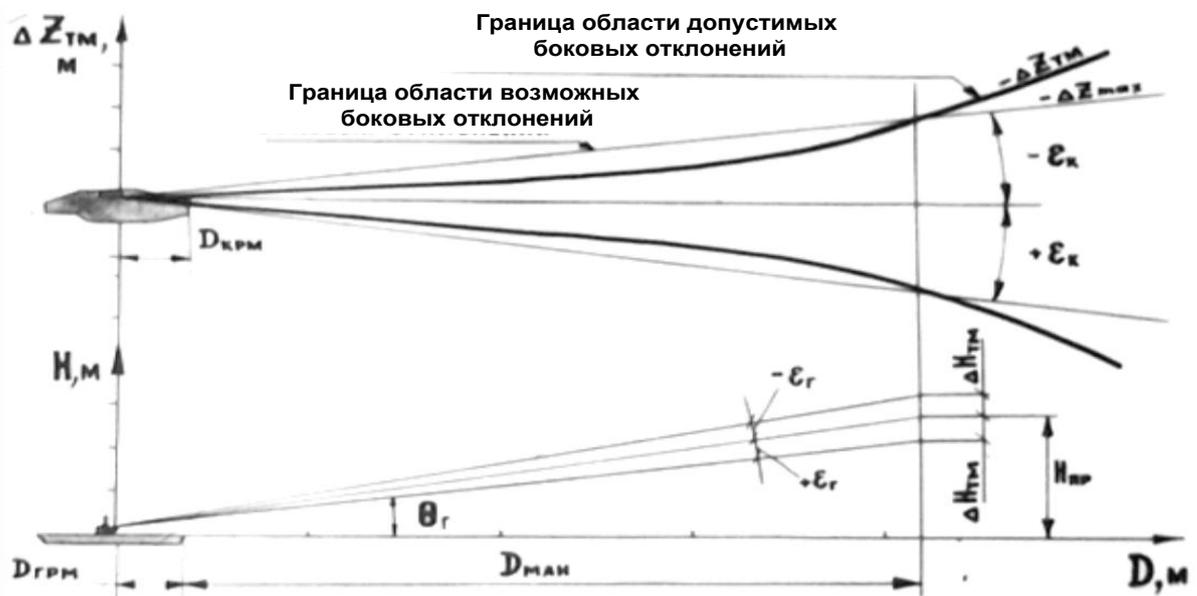


Рисунок 3.1.3.5 – Заход ЛАК на посадку в контрольном сечении в области ТМ (точки маневрирования):

Δz_{TM} - допустимое боковое отклонение ЛАК в точке маневрирования (ТМ);
 ΔH_{TM} - допустимое отклонение ЛАК в точке ТМ по высоте; $D_{ман.}$ - дальность маневрирования; $H_{пр}$ - высота принятия решения (об уходе МФИ на второй круг);
 $D_{крм}$, $D_{грм}$ - отстояние КРМ и ГРМ от кормового среза ВПП;
 Δz_{max} - возможное боковое отклонение ЛАК в ТМ.

Успешность захода ЛАК на посадку в контрольных сечениях в области "захвата" глиссады и в области точки маневрирования оценивается вероятностью Q_{TM} :

$$Q_{TM} = \varphi(V_{пос.}, g, \gamma_{ман.}, \Delta\psi, D_{ман.}, \Delta z_{пос.}, H_{пр}, \theta_{г}, V_{к}, u, UV, \varepsilon_{г}, \sigma_z, \sigma_H) \rightarrow \max, \quad (3.1.3.10)$$

- где g - ускорение силы тяжести;
- $\gamma_{\text{ман.}}$ - угол крена при маневрировании;
- $\Delta\psi$ - допустимое отклонение по курсу;
- $\Delta z_{\text{пос.}}$ - допустимое боковое отклонение при посадке;
- σ_z, σ_H - с.к.о. в выдерживании ЛАК направления и высоты при заходе на посадку соответственно.

Далее моделируется движение ЛАК относительно кормового среза взлетно-посадочной полосы (ВПП) АНКор в области посадки и вплоть до захвата троса аэрофинишера (АФ) (рисунок 3.1.3.6).

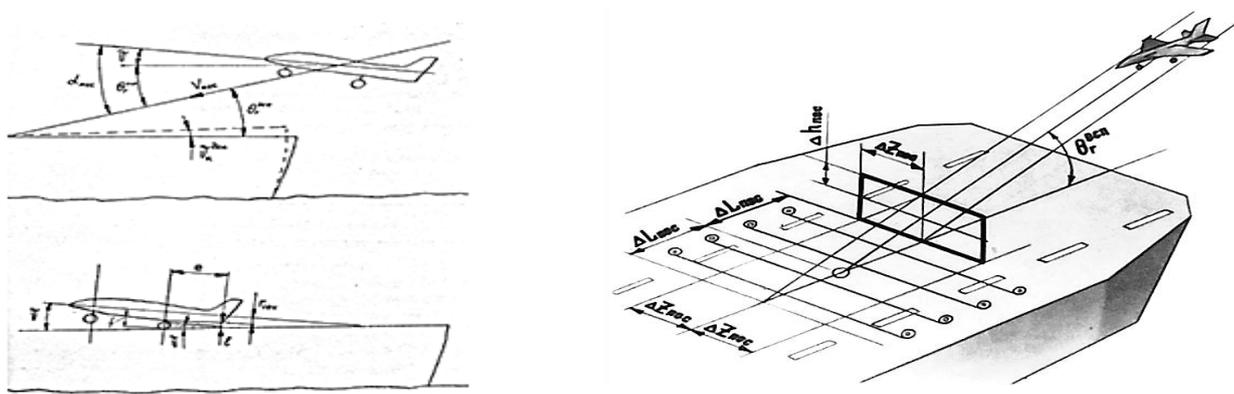


Рисунок 3.1.3.6 – Посадка ЛАК на АФ:

- $\theta_r^{\text{ОСП}}$ - заданный угол наклона глиссады ОСП ($4,2^0$);
- $\Delta z_{\text{пос.}}$ - допустимое боковое отклонение при посадке;
- $\Delta h_{\text{пос.}}$ - допустимое отклонение по высоте при посадке;
- $\Delta L_{\text{пос.}}$ - допустимое отклонение по дальности при посадке;
- $\alpha_{\text{пос.}}$ - угол атаки ЛАК при посадке;
- ν - угол тангажа ЛАК при посадке;
- $V_{\text{пос.}}$ - скорость ЛАК при посадке;
- $\nu_k^{\text{доп.}}$ - допустимый угол килевой качки АНКор при посадке ЛАК;
- f - отстояние нижней кромки задних колес от геометрической оси ЛАК;
- e - отстояние центра задних колес от нижней кромки хвостовой части по геометрической оси ЛАК;
- l - отстояние нижней кромки хвостовой части ЛАК от ВПП по перпендикуляру относительно геометрической оси ЛАК;
- $r_{\text{сеч.}}$ - отстояние нижней кромки хвостовой части ЛАК от геометрической оси ЛАК.

Успешность посадки оценивается при моделировании движения ЛАК относительно кормового среза ВПП АНКор вероятностью $Q_{\text{пос.}}$ (рисунок 3.1.3.7):

$$Q_{\text{пос.}} = \varphi(\Delta h_{\text{пос.}}, \Delta z_{\text{пос.}}, \Delta V_y^{\text{max.доп.}}_{\text{пос.}}, \sigma_H_{\text{пос.}}, \sigma_z_{\text{пос.}}, \sigma_{V_y}_{\text{пос.}}), \quad (3.1.3.11)$$

где $\Delta h_{\text{пос.}} = \Delta L_{\text{пос.}} \cdot \text{tg} (| \theta_r^{\text{ОСП}} | - | v_{\text{к}}^{\text{доп.}} |);$

$\Delta V_y^{\text{макс.доп.}}_{\text{пос.}}$ - максимально допустимое отклонение от вертикальной скорости ЛАК при посадке;

$$\Delta V_y^{\text{макс.доп.}}_{\text{пос.}} = \sqrt{g \cdot \Delta h_{\text{пос.}} \cdot \Delta n_{y \text{ макс}}};$$

$\Delta n_{y \text{ макс}}$ - максимальное отклонение по вертикальной перегрузке ЛАК при посадке.

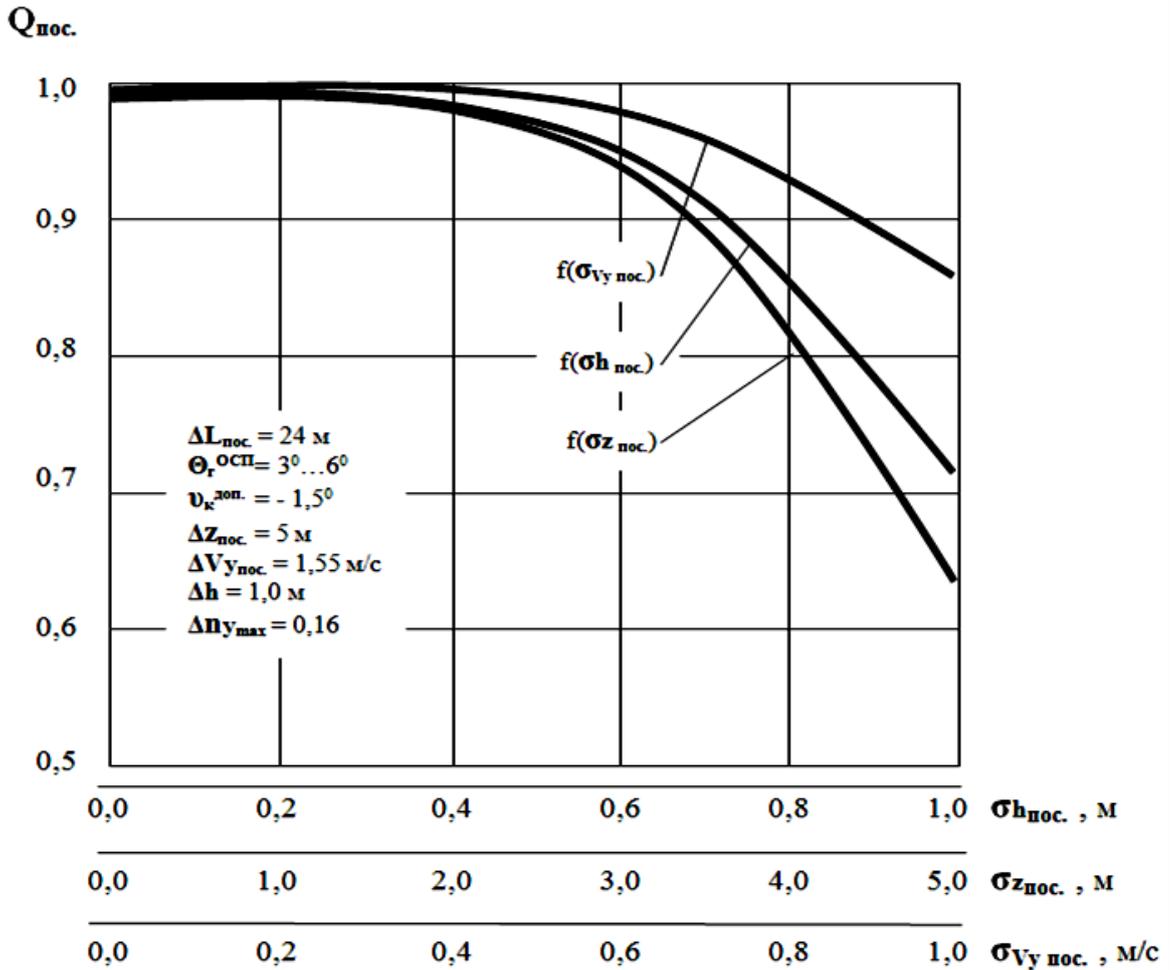


Рисунок 3.1.3.7 – Успешность посадки ЛАК на АФ

Для повышения точности и безопасности посадки на ЛАК устанавливается система автоматического управления тормозным крюком и двигателем при посадке ЛАК на палубу АНКор.

3.2. Оптимизация процесса управления корабельными авиационными системами

3.2.1. Структуризация информационного пространства управления корабельными авиационными системами

Функциональное предназначение корабельных авиационных систем, формируя состав, структуру и характеристики авиационно-технических средств корабля (АТСК), составной частью которых являются средства управления и обеспечения полетов корабельных летательных аппаратов (ЛАК), включающие в себя пункты управления, посты авиационного назначения и автоматизированные системы боевого управления (АСБУ) и наведения ЛАК, предполагает проработку методических вопросов их испытаний и оценки эффективности автоматизированного управления ЛАК в контуре боевой информационно-управляющей системы (БИУС) авианосного корабля (АНКор) по результатам испытаний.

Функционирование средств управления и обеспечения полетов ЛАК в контурах АСБУ в составе БИУС формирует информационно-управляющее пространство, представляющее собой множество оценок информации об элементах и состояниях корабельных авиационных систем в предположении первичности и вторичности информации, что позволяет рассматривать не только детерминированные, но и вероятностные компоненты состояний пространства, и формировать процесс принятия оптимальных решений. По сути, задача оптимизации информационно-управляющего пространства может трактоваться как задача минимизации энтропии корабельных авиационных систем, функционирующих в информационно-управляющем пространстве создаваемого авианосного корабля в структуре контуров автоматизированных систем боевого управления (АСБУ) корабельными многофункциональными истребителями (МФИ) и самолетом РЛДН – радиолокационного дозора и наведения (рисунок 3.2.1.1).

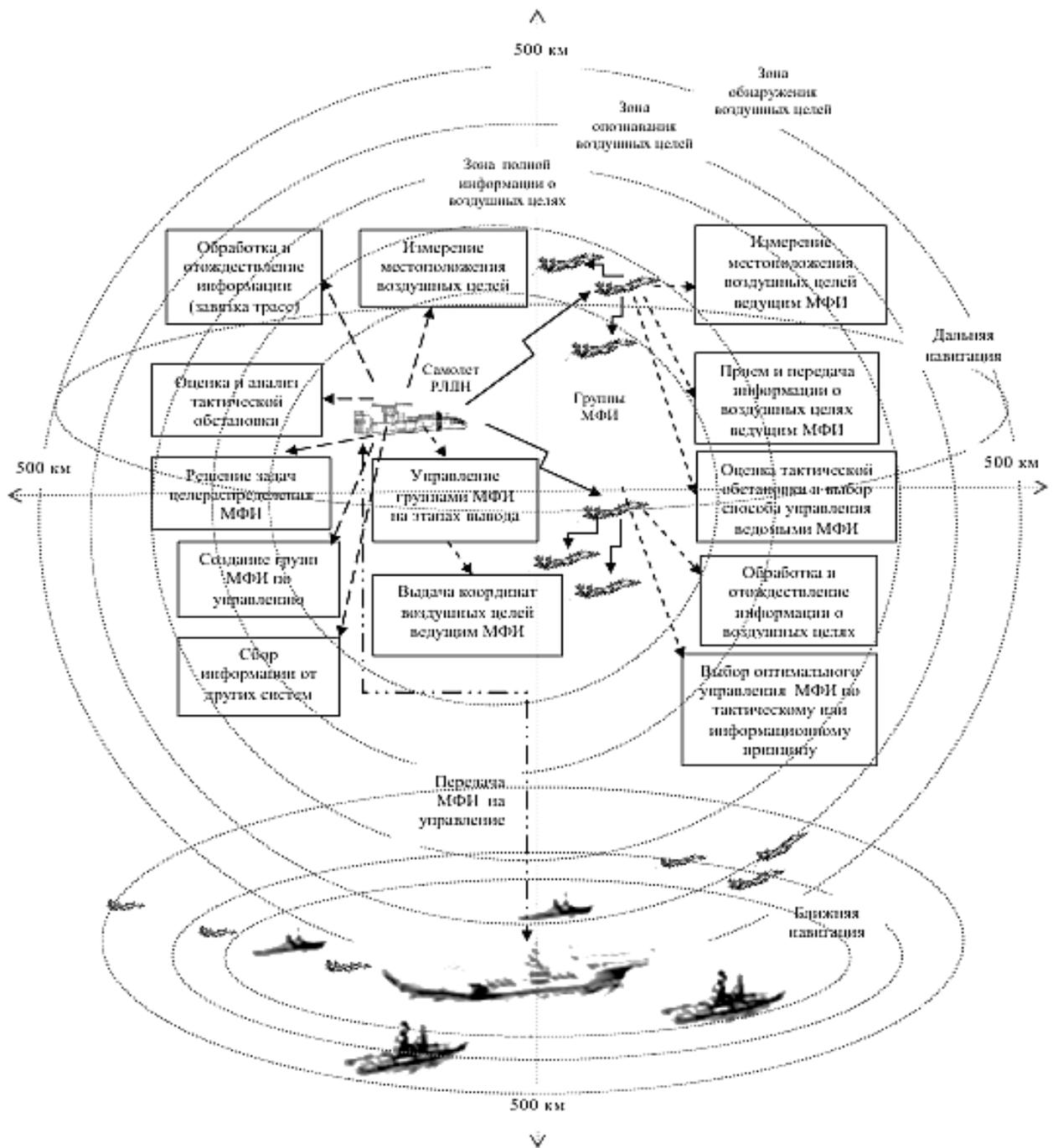


Рисунок 3.2.1.1 – Структуризация информационно-управляющего пространства корабельных авиационных систем АНКор

Структура информационно-управляющего пространства (см. рисунок 3.2.1.1) определяет взаимодействие потоков информации и информационных технологий, реализующих ее получение, хранение и обработку.

Описание информационно-управляющих потоков позволяет оценить не только качество управления технической частью корабельных авиационных систем, но и эффективность информационного контура управления.

При гипотезе постоянства чувствительности эффективности управления к информации при сходимости переходного процесса в системе S_i энтропия системы $H(S_i)$ стремится к нулю. При оптимальном управлении в информационно-управляющем пространстве может быть сформирован принцип максимума.

Относя оценки информации к объему информации, оцениваемому привычными битами и байтами, получаем возможность оценить эффективность функционирования контура боевого управления системой S_i и принять оптимальные решения по управлению МФИ и самолетом РЛДН.

Задача оптимизации информационно-управляющего пространства допускает использование принципа максимума, причем связь вероятностных компонентов пространства состояний и энтропии H системы S_i позволяет дополнить условия оптимальности требованием минимальности энтропии:

$$H(S_i) = - \sum_{k=1}^n U(Q_k^i) \cdot \ln U(Q_k^i) \rightarrow \min, \quad (3.2.1.1)$$

где $U(Q_k^i)$ - вероятность успешности (Q^i) k -ой операции управления (U).

Первоочередной задачей оптимизации информационно-управляющего пространства является *расширение* самого пространства и *минимизация времени реакции* на военные угрозы (см. рисунок 2.4.13) от момента обнаружения СВН до момента поднятия первой группы МФИ (не считая патрулирующих в воздухе МФИ и самолета РЛДН).

При этом, информационно-управляющее пространство должно обеспечить качественное выполнение управленческих функций, удобство работы операторов – офицеров боевого управления (ОБУ) и пунктов управления (ПУ) и наведения (ПН) со средствами БИУС авианосного корабля [19].

Насколько оптимальны системотехнические решения, принимаемые при формировании информационно-управляющего пространства и при создании технических и программных средств систем, формирующих пространство, может показать критерий *функциональной эффективности* АСБУ в составе БИУС [20]:

$$E_{\text{функц.}} = f(K_{\text{БГ}}, K_{\text{опер.}}, K_{\text{обз.}}, K_{\text{непр.}}) \rightarrow \max, \quad (3.2.1.2)$$

где $K_{\text{БГ}}$ - коэффициент боеготовности АСБУ;

$K_{\text{опер.}}$ - коэффициент оперативности АСБУ;

$K_{\text{обз.}}$ - коэффициент обзорности АСБУ;

$K_{\text{непр.}}$ - коэффициент непрерывности работы АСБУ.

Коэффициент боеготовности ($K_{\text{БГ}}$) характеризует способность АСБУ обеспечить выполнение управленческих функций в заданное время и определяется как

$$K_{\text{БГ}} = T_{\text{взл.ЛАК}} / T_{\text{пр.АСБУ}}, \quad (3.2.1.3)$$

где $T_{\text{взл.МФИ}}$ - время взлета МФИ по боевой тревоге, мин.;

$T_{\text{пр.АСБУ}}$ - время приведения АСБУ в рабочее состояние, мин.

Коэффициент оперативности ($K_{\text{опер.}}$) характеризует быстродействие АСБУ, то есть возможность АСБУ реагировать на изменения боевой обстановки, и определяется как

$$K_{\text{опер.}} = \exp(-T_{\text{раб.}} / T_{\text{пол.МФИ}}), \quad (3.2.1.4)$$

где $T_{\text{раб.}}$ - рабочее время АСБУ (временные затраты ОБУ АСБУ по решению задач управления), мин.;

$T_{\text{пол.ЛАК}}$ - время полета (пребывания) МФИ в зоне управления АСБУ с авианосного корабля, мин.

Коэффициент обзорности ($K_{\text{обз.}}$) характеризует вероятность радиолокационного обеспечения управления (наведения) в пределах зоны обнаружения корабельной РЛС и определяется как

$$K_{\text{обз.}} = D(\theta) / D_{\text{ПВ}}, \quad (3.2.1.5)$$

где $D(\theta)$ - сечение зоны обнаружения в вертикальной плоскости без учета влияния Земли, км;

$D_{\text{ПВ}}$ - дальность прямой видимости (дальность обнаружения МФИ корабельной РЛС с учетом кривизны Земли, км.

Коэффициент *непрерывности* работы ($K_{\text{непр.}}$) характеризует вероятность наличия радиолокационного поля в конкретный момент времени в зависимости от исправности корабельной РЛС и определяется как

$$K_{\text{непр.}} = T_0 / (T_0 + T_B), \quad (3.2.1.6)$$

где T_0 - средняя наработка РЛС на отказ, час;

T_B - среднее время восстановления работоспособности РЛС, час.

Все параметры, характеризующие $K_{\text{БГ}}$, $K_{\text{опер.}}$, $K_{\text{обз.}}$, $K_{\text{непр.}}$, задаются требованиями и определяются в процессе испытаний.

Такой подход к оценке выполнимости требований указывает на необходимость добиваться соответствующего баланса между характеристиками различных элементов систем, формирующих информационно-управляющее пространство, и позволяет поэтапное принятие оптимальных решений по созданию авианосного корабля при его проектировании, постройке и испытаниях, основанных на оценке выполнимости заданных требований к корабельным авиационным системам, формирующим информационно-управляющее пространство создаваемого авианосного корабля.

3.2.2. Оптимизация управления полетом корабельных летательных аппаратов с корабля

Боевое управление корабельными авиационными системами осуществляется в контуре боевой информационно-управляющей системы (БИУС) АНКор, составляющем автоматизированную систему боевого управления (АСБУ) ЛАК с АНКор, и включает в себя [19]:

- автоматизированный прием, обработку и отображение информации от корабельной БИУС по постановке задач боевым действиям ЛАК;
- выработку машинных рекомендаций по боевым действиям и при непосредственном управлении боевыми действиями ЛАК;

- автоматизированную и ручную селекцию информации о воздушных целях и своих ЛАК и выдачу ее на автоматизированные рабочие места (АРМ) пункта управления авиацией (ПУА) с пунктом наведения (ПН) и АРМ офицера боевого управления (ОБУ);
- автоматизированную постановку боевых задач на АРМ ПУА;
- автоматизированное целераспределение ЛАК;
- формирование кодограмм по приему/передаче ЛАК на управление и наведение по командной радиолинии управления (КРУ);
- автоматизированное выявление и выдачу рекомендаций по разрешению конфликтных ситуаций с целью обеспечения безопасности полетов ЛАК и взаимодействующей авиации;
- сбор и обработку информации о состоянии и местоположении взаимодействующей авиации, о гидрометеоусловиях (ГМУ);
- документирование данных обстановки, машинных рекомендаций, команд и докладов.

При отражении налета СВН на АНК задачей контура АСБУ является наведение ЛАК (многофункционального истребителя - МФИ) на воздушную цель (ВЦ) с выводом его в тактически выгодное положение относительно ВЦ, при котором обеспечивается надежное обнаружение ВЦ (с помощью бортовой РЛС или оптико-локационной системы или визуально) и построение маневра для успешной атаки ВЦ.

Задача наведения на надводные/наземные цели (НЦ) решается с помощью того же ПУА с ПН, однако для наведения на НЦ выполняется сопровождение и проводка ЛАК (МФИ) по маршруту на предварительно определенные координаты НЦ.

При управлении МФИ решаются следующие задачи:

- выполняются предварительные штурманские расчеты (ПШР), включающие целераспределение, назначение МФИ по ВЦ, выбор оптимального рубежа и др.;
- поднимаются МФИ и выводятся в зону ответственности ПН;

- МФИ (истребители) выводится (выводятся) в зону боевого соприкосновения с ВЦ, после которого создаются условия для обнаружения и захвата бортовой РЛС МФИ (данный этап может выполняться также из положения "дежурства в воздухе"), при этом выдается на борт МФИ команда целеуказания об относительном положении ВЦ;

- формируется и передается командиру авиационной группы (АГ) (ведущему) информация о тактической обстановке в воздухе в радиусе 100 км от него (при условии приема данной информации на борту МФИ);

- обеспечивается безопасность полетов в процессе перехвата ВЦ.

Кроме того, решаются задачи: перенацеливания истребителей на другую ВЦ; передачи управления на наземные ПН; барражирования в подвижной/неподвижной зоне дежурства в воздухе; привода на АНКор или в зону береговых аэродромов после атаки ВЦ.

Совокупность математических методов, моделей и алгоритмов решения информационных и расчетных оперативно-тактических задач представляет собой специальное математическое обеспечение контура АСБУ. Информационными оперативно-тактическими задачами являются сбор, обработка, хранение и выдача информации о состоянии и готовности МФИ, о воздушной и надводной обстановке, необходимой операторам для управления и выполнения расчетных задач.

В результате решения этих задач в информационных массивах контура АСБУ производится замена устаревших данных новыми, суммирование (вычитание) и логическое сравнение вновь получаемых данных с хранимыми, накопление данных.

В соответствии с запросами операторов АРМ или в результате работы специальных программ, часть этой информации отображается на электронных табло и индикаторах совмещенного отображения или передается по каналам связи, часть данных используется для решения расчетных оперативно-тактических задач.

Расчетные оперативно-тактические задачи, выполняемые в процессе управления, включают задачи расчета возможных вариантов действия СВН, задачи по управлению МФИ в ходе отражения налета СВН и задачи по обеспечению боевых действий МФИ по НЦ. На основании расчетов определяются рубежи обнаружения СВН (ВЦ), зоны дежурства истребителей, рубежи ввода истребителей в бой, требуемый наряд МФИ для поражения заданного числа ВЦ, проводятся предварительные штурманские расчеты, производится распределение истребителей по конкретным ВЦ.

Решение расчетных оперативно-тактических задач лежит в основе, как процесса наведения, так и целераспределения, поскольку при выборе лучшего истребителя для назначения на данную ВЦ необходимо знать значения времени и вероятности перехвата, обеспечиваемые разными воздействиями.

В результате решения оперативно-тактических задач должны быть определены возможность перехвата данным МФИ данной ВЦ, рекомендованные полусфера атаки, метод и параметры наведения, а также рассчитаны значения времени наведения и координаты рубежа перехвата.

При этом весьма желательно, чтобы эти параметры были близки к оптимальным значениям, обеспечивающим минимально возможное в данных условиях время перехвата, то есть минимальную глубину проникновения ВЦ на обороняемую территорию (акваторию). Это позволит наиболее полно реализовать потенциальные возможности МФИ.

При отражении налета СВН в целях обеспечения наиболее эффективного использования имеющихся в распоряжении МФИ решается задача целераспределения, в результате которой определяются:

- количество МФИ и зоны барражирования, с которых должен осуществляться перехват ВЦ;
- время взлета МФИ и маршруты полета;
- программы набора высоты и направления атаки (задняя полусфера – ЗПС, передняя полусфера – ППС).

Исходными данными для решения задачи целераспределения являются данные о составе сил СВН, составе и готовности МФИ, состоянии и количестве свободных каналов наведения, характере взаимодействия МФИ и ПВО АНКор (соединения кораблей).

В процессе целераспределения учитываются маневренные возможности МФИ и ВЦ, возможность постановки помех, огневого противодействия со стороны ВЦ, важность отдельной ВЦ.

Состав используемых исходных данных зависит от их наличия, возможностей АСБУ и принятого алгоритма целераспределения.

Процесс целераспределения включает в себя: определение важности ВЦ; вычисление вероятности боевого успеха каждого МФИ при действии по ВЦ; назначение МФИ на конкретные ВЦ.

Важность ВЦ ($O(Q_{ВЦ}^{важн.})$) зависит от ее маршрута, места положения, высоты полета, скорости и ее функционального предназначения (постановщика помех, разведчика, носителя ядерного/высокоточного оружия) и определяется как функция вида

$$O(Q_{ВЦ}^{важн.}) = f(K_{ВЦ}, t_{ВЦ}, H_{ВЦ}, P_{ВЦ}), \quad (3.2.2.1)$$

где $K_{ВЦ}$ - курс ВЦ, град.;

$t_{ВЦ}$ - подлетное время ВЦ, как отношение расстояния от исходного положения ВЦ до рубежа перехвата ($D_{ВЦ}$) к скорости ВЦ ($V_{ВЦ}$),

$$t_{ВЦ} = D_{ВЦ}/V_{ВЦ}, \text{ мин.}; \quad (3.2.2.2)$$

$H_{ВЦ}$ - высота ВЦ, км;

$P_{ВЦ}$ - вероятность (достоверность) информационного определения функционального предназначения ВЦ.

Важность ВЦ определяется набором (суммой) соответствующих коэффициентов с равными весами (0,25), составляющими $\sum=1,0$, а именно:

$$O(Q_{ВЦ}^{важн.}) = 0,25k_K + 0,25k_t + 0,25k_H + 0,25k_P, \quad (3.2.2.3)$$

где k_K - коэффициент, изменяющий важность ВЦ в зависимости от ее курса $K_{ВЦ}$;

k_t - коэффициент, определяющий влияние уменьшения подлетного времени ВЦ $t_{ВЦ}$ на увеличение ее важности;

k_H - коэффициент, определяющий важность ВЦ в зависимости от высоты ее полета $H_{ВЦ}$;

k_P - коэффициент, определяющий степень достоверности $P_{ВЦ}$ информации о ВЦ, получаемой с помощью системы сбора и обработки радиолокационной информации.

Коэффициент k_K определяется эмпирически:

$$k_K = \cos^2(\Delta K / 2), \quad (3.2.2.4)$$

где ΔK - отклонение курса ВЦ от наиболее опасного, град.

Коэффициент k_t вычисляется следующим образом:

$$k_t = \begin{cases} k = 1 - t_{ВЦ} / T_{ВЦ} & \text{при } t_{ВЦ} < T_{ВЦ} \text{ и } k \geq 0,3; \\ k = 0,3 & \text{при } t_{ВЦ} < T_{ВЦ} \text{ и } k < 0,3; \\ k = 0 & \text{при } t_{ВЦ} \geq T_{ВЦ}, \end{cases} \quad (3.2.2.5)$$

где $T_{ВЦ}$ - пороговое значение подлетного времени, при превышении которого назначение истребителя на данную ВЦ преждевременно, мин.;

$k = 0,3$ - ограничение, учитывающее ошибки оценки скорости ВЦ.

Коэффициент k_H определяется как

$$k_H = \begin{cases} 1 & \text{при } H_{ВЦ} \leq H_0; \\ \alpha & \text{при } H_{ВЦ} > H_0, \end{cases} \quad (3.2.2.6)$$

где H_0 - пороговое значение высоты, начиная с которой маловысотные ВЦ считаются наиболее опасными, км; α - константа.

Коэффициент k_P растет с увеличением времени непрерывного сопровождения ВЦ и вычисляется эмпирически:

$$k_P = \begin{cases} 0 & \text{при } \Delta t_{сопр.} \leq T_0; \\ 1 - T_0 / \Delta t_{сопр.} & \text{при } \Delta t_{сопр.} > T_0, \end{cases} \quad (3.2.2.7)$$

где $\Delta t_{сопр.}$ - время сопровождения траектории ВЦ, мин.;

T_0 - пороговое значение времени, определяемое как функция уровня помеховой обстановки, мин.

Значения $T_{ВЦ}$, H_0 , α , T_0 вводятся в вычислитель АСБУ с АРМ оператора и изменяются в зависимости от оперативно-тактической обстановки.

Боевой успех МФИ возможен при выполнении следующих условий:

- МФИ будет выведен в зону возможных атак ВЦ (событие $\Pi_{ЗВА}$);
- ракета, пущенная с МФИ, поразит ВЦ (событие $\Pi_{пор.}$);
- запас топлива на борту МФИ достаточен для вывода его в зону возможных атак ВЦ, ее атаки и возвращения на АНКор (событие $\Pi_{топ.}$).

Тогда вероятность боевого успеха МФИ ($Q_{БУ}$) определится как

$$Q_{БУ} = W(\Pi_{пор.} / \Pi_{ЗВА}) \cdot W(\Pi_{ЗВА} / \Pi_{топ.}) \cdot W(\Pi_{топ.}), \quad (3.2.2.8)$$

где $W(\Pi_{пор.} / \Pi_{ЗВА})$ - вероятность поражения ВЦ ракетой при условии, что МФИ выведен в зону возможных атак ВЦ;

$W(\Pi_{ЗВА} / \Pi_{топ.})$ - вероятность вывода МФИ в зону возможных атак ВЦ при наличии необходимого запаса топлива на борту МФИ;

$W(\Pi_{топ.})$ - вероятность того, что запаса топлива на борту МФИ достаточно для выполнения перехвата ВЦ и возврата на АНКор.

Вероятность $W(\Pi_{пор.} / \Pi_{ЗВА})$ определяется при выводе МФИ в зону возможных атак "малозаметной" ВЦ в условиях радиоэлектронных помех на дальность обнаружения (сопровождения) цели бортовой РЛС, не менее максимальной дальности пуска ракет "воздух-воздух" (В-В) большой (средней) дальности с активной радиолокационной головкой самонаведения (АРЛ ГСН), и дальность "захвата" цели ракетой с АРЛ ГСН, не менее минимальной дальности пуска этой ракеты, а именно:

$$Q_{ЗВА} = [1 - \exp(-D_{вияв.} / D_{Пмакс.})] \cdot [1 - \exp(-D_{зах.} / D_{Пмин.})], \quad (3.2.2.9)$$

где $D_{обн.}$ - дальность обнаружения (сопровождения) "малозаметной" цели в условиях радиоэлектронных помех бортовой РЛС (БРЛС) МФИ, км;

$D_{Пмакс.}$ - максимальная дальность пуска ракет В-В большой (средней) дальности с АРЛ ГСН, км;

$D_{\text{зах.}}$ - дальность "захвата" "малозаметной" цели в условиях радиоэлектронных помех ракетой с АРЛ ГСН, км;

$D_{\text{Пмин.}}$ - минимальная дальность пуска ракет В-В большой (средней) дальности с АРЛ ГСН, км.

Вероятность $W(\Pi_{\text{ЗВА}} / \Pi_{\text{топ.}})$ оценивается произведением кусочно-линейных функций $f(H_{\text{ВЦ}})$, $f(V_{\text{ВЦ}})$ (рисунок 3.2.2.1):

$$W(\Pi_{\text{ЗВА}} / \Pi_{\text{топ.}}) = f(H_{\text{ВЦ}}) \cdot f(V_{\text{ВЦ}}), \quad (3.2.2.10)$$

$$\text{где } f(H_{\text{ВЦ}}) = \begin{cases} 0 & \text{при } H_{\text{ВЦ}} \leq H_{\text{И min}}; \\ (H_{\text{ВЦ}} - H_{\text{И min}}) / \Delta H_1 & \text{при } H_{\text{И min}} < H_{\text{ВЦ}} < H_{\text{И min}} + \Delta H_1; \\ 1 & \text{при } H_{\text{И min}} + \Delta H_1 \leq H_{\text{ВЦ}} \leq H_{\text{И max}} - \Delta H_2; \\ (H_{\text{И max}} - H_{\text{ВЦ}}) / \Delta H_2 & \text{при } H_{\text{И max}} - \Delta H_2 < H_{\text{ВЦ}} \leq H_{\text{И max}}; \\ 0 & \text{при } H_{\text{ВЦ}} > H_{\text{И max}}; \end{cases} \quad (3.1.4.11)$$

$$f(V_{\text{ВЦ}}) = \begin{cases} 1 & \text{при } V_{\text{ВЦ}} \leq V_{\text{И max}} - \Delta V; \\ (V_{\text{И max}} - V_{\text{ВЦ}}) / \Delta V & \text{при } V_{\text{И max}} - \Delta V < V_{\text{ВЦ}} < V_{\text{И max}}; \\ 0 & \text{при } V_{\text{ВЦ}} \geq V_{\text{И max}}. \end{cases} \quad (3.2.2.12)$$

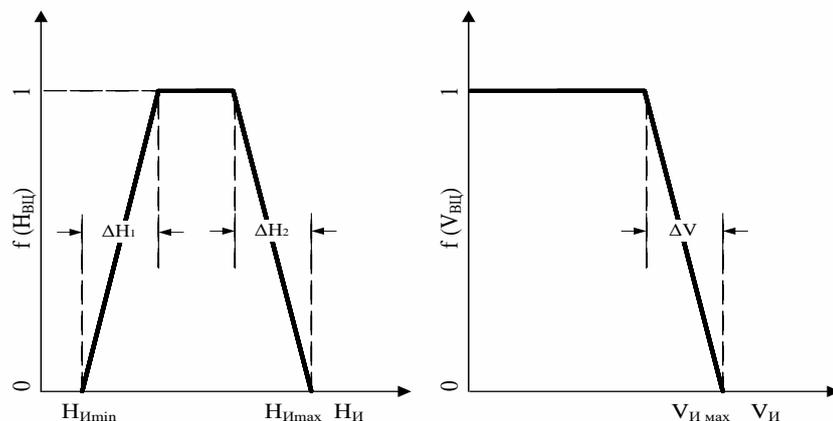
где $H_{\text{И min}}$ - минимальная высота боевого применения МФИ, км;

$H_{\text{И max}}$ - максимальная высота боевого применения МФИ, км;

ΔH_1 (ΔH_2) - максимальное понижение (превышение) МФИ относительно ВЦ, км;

$V_{\text{И max}}$ - максимальная скорость МФИ (истребителя), км/мин;

ΔV - константа.



ОПИСАНИЕ

$H_{\text{И min}}$ - минимальная высота боевого применения истребителя, км;

$H_{\text{И max}}$ - максимальная высота боевого применения истребителя, км;

ΔH_1 (ΔH_2) - максимальное понижение (превышение) истребителя относительно ВЦ;

$V_{\text{И max}}$ - максимальная скорость истребителя, км/мин;

ΔV - константа.

Рисунок 3.2.2.1 – Кусочно-линейные функции $f(H_{\text{ВЦ}})$, $f(V_{\text{ВЦ}})$

Представление вероятности $W(\Pi_{ЗВА}/\Pi_{топ.})$ в виде выражения (3.2.2.10) обеспечивает в процессе целераспределения предпочтение тем истребителям, для которых ограничения по $N_{И}$ и $V_{И}$ меньше снижают вероятность события $\Pi_{ЗВА}$. Вероятность события $\Pi_{ЗВА}$ уменьшается также из-за ошибок оценивания параметров траекторий и за счет возможного маневра ВЦ, в результате которого перехват ВЦ становится невозможным по диапазону боевого применения истребителя (МФИ), запасу топлива на борту МФИ или каким-либо другим причинам. Однако учитывая то, что маневр ВЦ и ошибки оценивания параметров траектории воздушных объектов в первом приближении одинаково влияют на вероятность события $\Pi_{ЗВА}$ для всех типов истребителей, можно этими факторами пренебречь и оценивать вероятность события $\Pi_{ЗВА}$ с помощью выражения (3.2.2.9).

Вероятность события $W(\Pi_{топ.})$ зависит от радиуса действия МФИ, удаления рубежа перехвата, режима полета МФИ (программы набора высоты), траектории наведения, маневренных возможностей ВЦ.

Пусть в результате предварительных штурманских расчетов определены рубеж перехвата, режим полета МФИ, траектории наведения. При этом допущении можно рассмотреть, как может повлиять маневр ВЦ по курсу на срыв наведения из-за недостатка топлива на борту МФИ.

Вводится система координат ОХУ. Начало системы координат связано с МФИ, ось ОУ направлена навстречу и параллельно вектору скорости ВЦ, ось ОХ перпендикулярна оси ОУ (рисунок 3.2.2.2).

Область, ограниченная полуокружностью радиуса ρ , является областью возможных перехватов ВЦ по топливу, а радиус ρ - максимально возможным удалением рубежа перехвата по запасу топлива.

Расчеты показывают, что при $Y_{\rho} = \rho$ любой маневр ВЦ ведет к срыву перехвата, так как точка встречи выходит за пределы области возможных перехватов. При $X_{ВЦ} = \pm \rho$ срыв перехвата по топливу будет только в том случае, если ВЦ отвернет от области возможных перехватов.

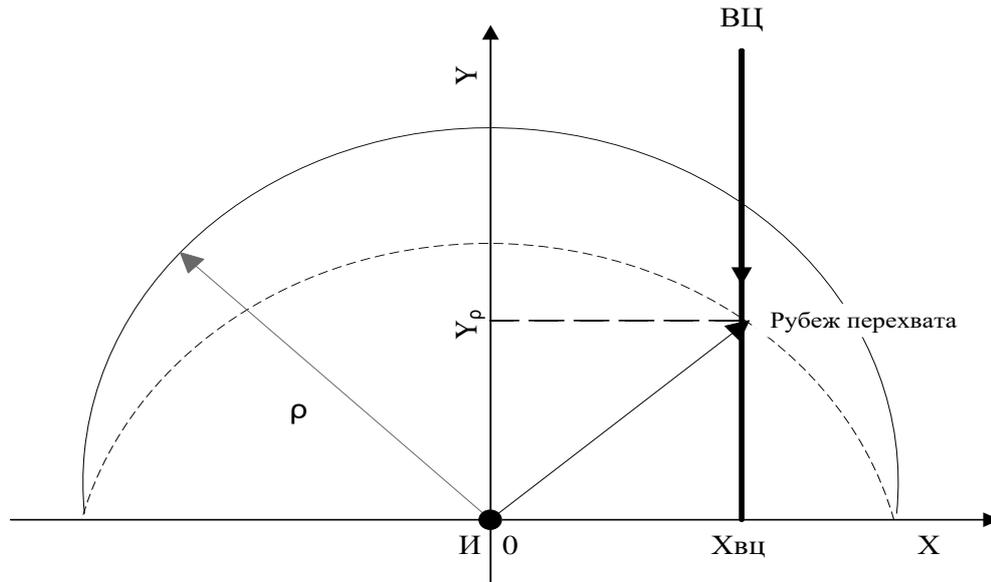


Рисунок 3.2.2.2 – Область возможных перехватов ВЦ по топливу

Если принять, что маневр ВЦ внутрь области и от нее равновероятен, то вероятность $W(\Pi_{\text{топ.}})$ в точках $X_{\text{ВЦ}} = \pm \rho$ равна 0,5. Для уменьшения вероятности срыва атаки по топливу рубеж перехвата ВЦ назначается внутри области возможных перехватов. В качестве рубежей перехвата целесообразно выбирать точки, удовлетворяющие равенству

$$Y_{\rho} = \rho k_{\text{топ.}} \sqrt{1 - (X_{\text{ВЦ}} / \rho)^2}, \quad (3.2.2.13)$$

где $k_{\text{топ.}} = 0,7$ - коэффициент резервирования по топливу возможного маневра ВЦ.

Для этих рубежей перехвата вероятность $W(\Pi_{\text{топ.}})$ меняется в зависимости от $X_{\text{ВЦ}}$ по кусочно-линейному закону (рисунок 3.2.2.3).

Аналитически эта зависимость выражена как

$$W(\Pi_{\text{топ.}}) = \begin{cases} 0 & \text{при } |X_{\text{ВЦ}}| \geq \rho; \\ 1 - |X_{\text{ВЦ}} / 2\rho| & \text{при } |X_{\text{ВЦ}}| < \rho. \end{cases} \quad (3.2.2.14)$$

Вероятность события $W(\Pi_{\text{топ.}})$ зависит и от вероятности обнаружения и захвата ВЦ БРЛС, вероятности захвата ВЦ ракетой с АРЛ ГСН, вероятности попадания ракеты в ВЦ. Значения этих вероятностей в существенной степени определяются типом МФИ, поэтому можно рассматривать вероятность события $W(\Pi_{\text{топ.}})$ с определенным допущением как константу типа МФИ.

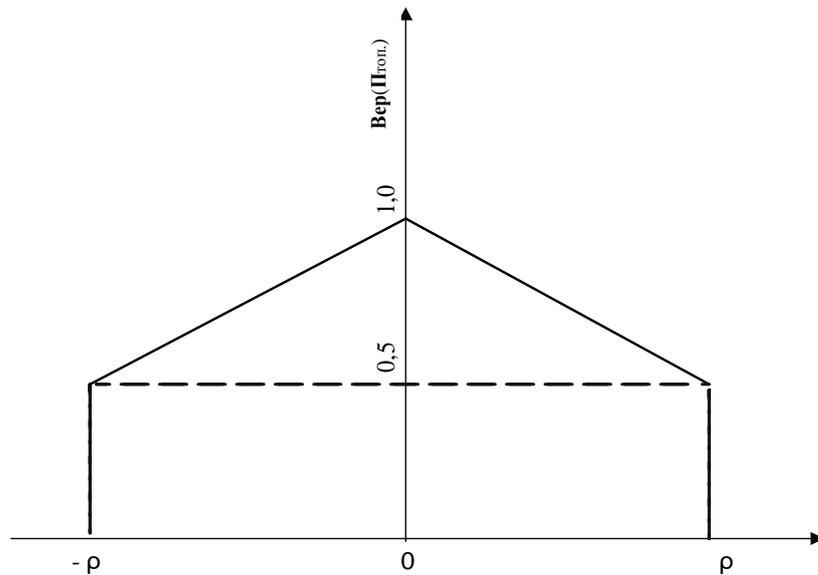


Рисунок 3.2.2.3 – Зависимость вероятности $W(\Pi_{\text{топ.}})$ от $X_{\text{ВЦ}}$

Использование константы типа МФИ и эмпирических зависимостей (3.2.2.10) и (3.2.2.14) дает возможность вычислить вероятность боевого успеха ($Q_{\text{Бу}}$) МФИ по каждой конкретной ВЦ.

При назначении МФИ на конкретные ВЦ на основании данных о важности ВЦ ($O(Q_{\text{ВЦ}}^{\text{важн.}})$) и вероятности боевого успеха ($Q_{\text{Бу}}$) МФИ, полученных по формулам (3.2.2.3) и (3.2.2.8) соответственно, составляется матрица

$$m \times n, \quad (3.2.2.15)$$

где m - число МФИ; n - число ВЦ.

Элементы a_{ij} этой матрицы определяются как произведение

$$(Q_{\text{ВЦ}}^{\text{важн.}})_j \times Q_{\text{Бу}i j}, \quad (3.2.2.16)$$

где $(Q_{\text{ВЦ}}^{\text{важн.}})_j$ - коэффициент важности j -й ВЦ;

$Q_{\text{Бу}i j}$ - вероятность боевого успеха i -го МФИ при действии по j -й ВЦ.

Столбцы матрицы упорядочиваются по признаку важности ВЦ, т.е.

$$(Q_{\text{ВЦ}}^{\text{важн.}})_1 > (Q_{\text{ВЦ}}^{\text{важн.}})_2 > (Q_{\text{ВЦ}}^{\text{важн.}})_3 > \dots > (Q_{\text{ВЦ}}^{\text{важн.}})_n. \quad (3.2.2.17)$$

В каждом j -ом столбце, начиная с первого, выбирается максимальный элемент a_{ij} и составляется пара "МФИ-ВЦ", соответствующая этому элементу. При этом i -ая строка из дальнейшего рассмотрения исключается.

В результате просмотра всех столбцов матрицы истребители (МФИ) будут распределены по ВЦ в соответствии с критерием максимума вероятности боевого успеха по самой важной ВЦ. Если число МФИ меньше числа ВЦ, то часть из них окажется необслуженной. В связи с этим желательно на предварительном этапе группировать МФИ и ВЦ так, чтобы

$$m \geq n. \quad (3.2.2.18)$$

Алгоритм задачи целераспределения должен решаться в АСБУ многократно с заданной периодичностью. В процессе реализации этот алгоритм адаптируется с целью уменьшения числа переборных элементов матрицы произведений $Q_{Буi j}$ и $(Q_{ВЦ}^{важн.})_j$.

С целью обеспечения оператора боевого управления (ОБУ) данными о необходимых временных и пространственных характеристиках траектории полета МФИ на перехват ВЦ производится предварительный штурманский расчет (ПШР), в результате которого определяются:

- оптимальные рубежи перехвата ВЦ (т.е. рубежи, позволяющие осуществить наиболее ранний перехват);
- параметры траектории полета МФИ (программа набора высоты, курс отхода МФИ от исходной точки наведения, радиусы разворотов, метод перехвата ВЦ);
 - время взлета и время полета до рубежа перехвата ВЦ;
 - возможность перехвата ВЦ истребителем (МФИ) по запасу топлива.

Исходными данными для решения задачи ПШР являются:

- координаты $X_{ВЦ}$, $Y_{ВЦ}$ и высота $H_{ВЦ}$ ВЦ;
- составляющие $V_{x ВЦ}$, $V_{y ВЦ}$ и модуль скорости полета ВЦ;
- координаты $X_{ц.з.б.}$, $Y_{ц.з.б.}$ центра зоны барражирования и координаты X_K , Y_K АНК (пункта наведения);
- расстояние $D_{к-итн}$ от корабля до исходной точки наведения (ИТН);
- количество свободных каналов наведения;
- количество, тип и тактико-технические характеристики МФИ;
- полусфера атаки ВЦ (ЗПС, ППС);

- способ взаимодействия с ЗРК АНКор (запрещается или разрешается вход в зону их действия);
- астрономическое и пассивное время (пассивное время $t_{\text{пас.}}$ включает время решения задачи ПШР, оценки результатов расчета, принятия решения и передачи его к исполнению ОБУ, время выдачи команды на вылет МФИ и выхода его в ИТН).

В результате решения задачи ПШР формируются:

- координаты X_p , Y_p рубежа перехвата (Р.П.);
- время $t_{\text{взл.}}$ взлета МФИ;
- программа набора высоты N_H и курс отхода $K_{\text{от ИТН}}$ МФИ от ИТН.

ПШР проводится в системе координат **ОХУН**, связанной с кораблем (ПН) (рисунок 3.2.2.4).

Координаты ИТН в системе координат **ОХУН** определяются как

$$\begin{aligned} X_{\text{ИТН}} &= X_K \pm D_{\text{ИТН}} \sin A_{\text{ИТН}}; \\ Y_{\text{ИТН}} &= Y_K \pm D_{\text{ИТН}} \cos A_{\text{ИТН}}, \end{aligned} \quad (3.2.2.19)$$

где X_K , Y_K - координаты корабля, км;

$D_{\text{ИТН}}$ - расстояние от корабля до ИТН, км;

$A_{\text{ИТН}}$ - азимут ИТН относительно корабля, град.

Выбор знаков в (3.2.2.19) определяется направлением подхода МФИ в ИТН. Для случая перехвата ВЦ из положения дежурства МФИ в зоне барражирования координатами ИТН назначаются координаты центра зоны барражирования $X_{\text{ц.з.б.}}$, $Y_{\text{ц.з.б.}}$. Дальнейший расчет пространственных и временных параметров траектории полета МФИ проводится при условии, что

$$t_{\text{И}} \leq t_{\text{ВЦ}}, \quad (3.2.2.20)$$

где $t_{\text{И}}$, $t_{\text{ВЦ}}$ - время полета МФИ и ВЦ соответственно до Р.П., мин.

То есть при полете истребителя (МФИ) на перехват ВЦ должны выполняться следующие условия:

- время полета до рубежа перехвата должно быть равно времени полета ВЦ до этого рубежа с учетом этапа самонаведения и атаки ВЦ ракетами, отсчитываемому от момента взлета или начала наведения;

- расход топлива от момента взлета и до посадки не должен превосходить его запаса на борту истребителя (в том числе и аварийного запаса топлива).

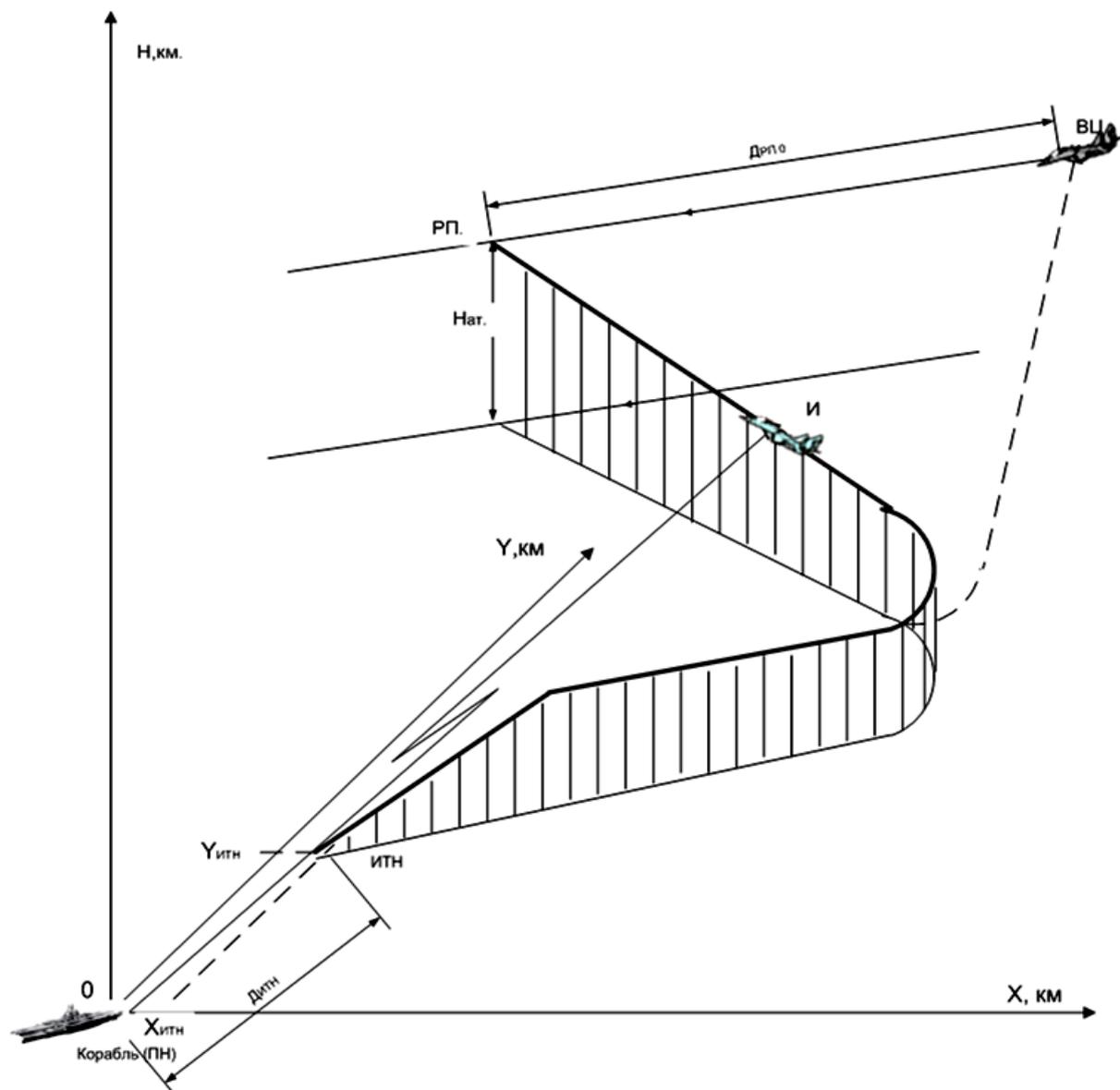


Рисунок 3.2.2.4 – Система координат **OXUH**, связанная с кораблем (ПН)

Для расчета параметров траектории МФИ в горизонтальной проекции определяется начальный рубеж перехвата (Р.П.) $X_{РП}$, $Y_{РП}$ (см. рисунок 3.2.2.4).

В качестве такого начального рубежа принимается точка на линии полета ВЦ, отстоящая от начального положения ВЦ на расстоянии $D_{РП0}$.

Это расстояние равно произведению скорости $V_{ВЦ}$ и времени набора истребителем (МФИ) на форсажном режиме $t_{Ифорс.}$ высоты атаки $H_{ат.}$ ВЦ:

$$D_{РП0} = V_{ВЦ} \cdot t_{Ифорс.} \quad (3.2.2.21)$$

Время $t_{\text{Ифорс.}}$ аппроксимируется полиномом

$$t_{\text{Ифорс.}} = k_1 + k_2 H_{\text{ат.}}, \quad (3.2.2.22)$$

где k_1, k_2 - константы;

$H_{\text{ат.}} = H (H_{\text{ВЦ}})$ - высота атаки ВЦ (если $H_{\text{ат.}}$ больше $H_{\text{мах}}$ МФИ, то дальнейшие расчеты не проводятся из-за невозможности перехвата ВЦ данным типом МФИ по высоте).

При перехвате ВЦ истребителем из положения дежурства на АНКор значение $t_{\text{Ифорс.}}$ увеличивается на $\Delta t = t_{\text{пас.}}$.

В зависимости от положения точки рубежа перехвата (Р.П.) относительно ИТН в горизонтальной плоскости **ОХУ** возможны следующие варианты перехвата ВЦ (методы наведения МФИ):

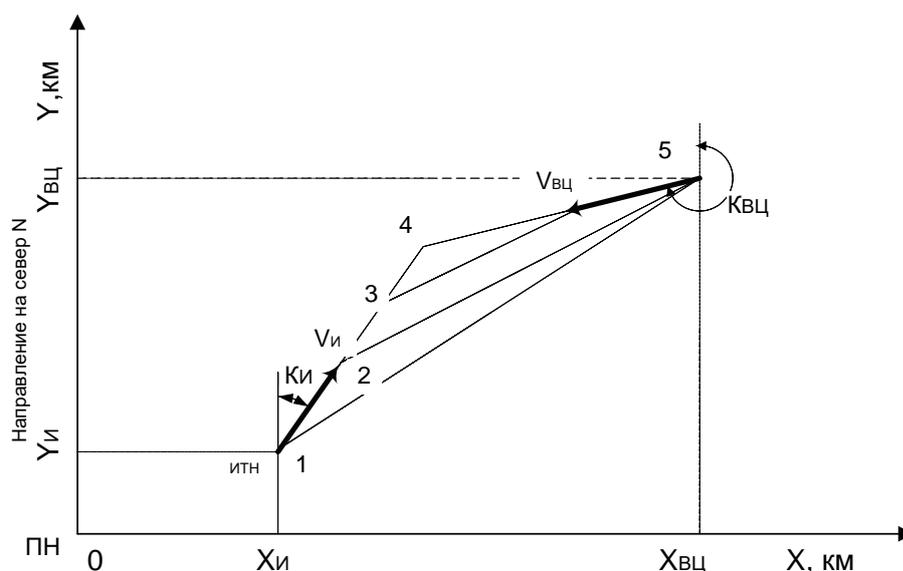
Р.П. находится справа от ИТН и задана атака в ППС (метод перехвата);

Р.П. находится слева от ИТН и задана атака в ЗПС (метод маневра);

Р.П. находится справа от ИТН и задана атака в ЗПС (метод погони).

Для каждого метода имеются свои особенности расчета параметров траектории МФИ в горизонтальной проекции (рисунки 3.2.2.5... 3.2.2.7).

Метод перехвата (рисунок 3.2.2.5) обеспечивает прямолинейность траектории полета истребителя (И), минимальное время перехвата ВЦ на большом удалении от прикрываемого объекта. Траектория движения истребителя представляет собой прямую линию, по которой он выходит в упрежденную точку захвата ВЦ бортовой РЛС. Истребитель выводится на заданную дальность в точку захвата. Величина заданной дальности при атаке на встречных курсах устанавливается в пределах от $1/3 \dots 2/3$ максимальной дальности пуска ракет. Курс истребителя определяется направлением визирования "истребитель – ВЦ" (направление перемещается параллельно самой себе). Такой метод наведения обеспечивает нахождение истребителя в точке рубежа захвата (рисунок 3.2.2.5) в тот момент, когда точка на векторе скорости истребителя на дальности захвата ВЦ бортовой РЛС (точка 2 на рисунке 3.2.2.5) "встретится" с ВЦ в упрежденной точке "встречи" (точка 4 на рисунке 3.2.2.5).



ОПИСАНИЕ

1 – истребитель; 2 – фиктивная точка на векторе скорости истребителя на дальности захвата ВЦ бортовой РЛС; 3 – точка рубежа захвата в момент “встречи” точки 2 с точкой 4; 4 – рубеж перехвата (упрежденная точка “встречи” с точкой 5); 5 – ВЦ.

Участок 1-3 – дальность полета истребителя за время наведения $T_{нав}$.

Участок 1-2 = участку 3-4 – рубеж захвата ВЦ бортовой РЛС.

Участок 1-4 – упрежденная дальность полета истребителя.

$K_{и}$ – курс истребителя; $K_{вц}$ – курс ВЦ; $V_{и}$ и $V_{вц}$ – векторы скоростей истребителя и ВЦ соответственно. ИТН – исходная точка наведения.

$X_{и}$, $Y_{и}$ – координаты истребителя; $X_{вц}$, $Y_{вц}$ – координаты ВЦ.

Рисунок 3.2.2.5 – Метод перехвата

Текущие прямоугольные координаты ВЦ $X_{вц}$, $Y_{вц}$ и истребителя $X_{и}$, $Y_{и}$ формируются на основании измеренных в корабельной РЛС дальностей $D_{вц}$, $D_{и}$ и азимутов $A_{вц}$, $A_{и}$ ВЦ и истребителя по правилу:

$$\begin{aligned} X_{вц} &= D_{вц} \sin A_{вц}, & Y_{вц} &= D_{вц} \cos A_{вц}; \\ X_{и} &= D_{и} \sin A_{и}, & Y_{и} &= D_{и} \cos A_{и}. \end{aligned} \quad (3.2.2.23)$$

При этом ВЦ и истребитель движутся равномерно и прямолинейно со скоростями $V_{вц}$ и $V_{и}$ и курсовыми углами $K_{вц}$ и $K_{и}$ соответственно.

Используя координаты ВЦ $X_{вц}$, $Y_{вц}$ и истребителя $X_{и}$, $Y_{и}$ и учитывая, что упрежденная дальность полета истребителя $D_{уп.}$ (участок 1-4 на рисунке 3.2.2.5) равна сумме дальности (рубежа) захвата ВЦ бортовой РЛС $D_{захв.}$ (участок 1-2 или участок 3-4 на рисунке 3.2.2.5) и дальности полета истребителя за время наведения $T_{нав.}$ (участок 1-3 на рисунке 3.2.2.5), получается система уравнений:

$$\begin{aligned}
(X_{ВЦ} - X_{И}) \sin K_{Игр.} + (Y_{ВЦ} - Y_{И}) \cos K_{Игр.} &= D_{уп.} - V_{ВЦ} T_{нав.} \cos(K_{ВЦ} - K_{Игр.}); \\
(Y_{ВЦ} - Y_{И}) \sin K_{Игр.} - (X_{ВЦ} - X_{И}) \cos K_{Игр.} &= V_{ВЦ} T_{нав.} \sin(K_{ВЦ} - K_{Игр.}); \quad (3.2.2.24) \\
D_{уп.} &= D_{захв.} + V_{И} T_{нав.}
\end{aligned}$$

с тремя неизвестными $K_{Игр.}$ (требуемый курс истребителя), $T_{нав.}$ (время наведения) и $D_{уп.}$ (упрежденная дальность полета истребителя).

Решая систему уравнений (3.2.2.24) при условии, что прямоугольные координаты определяются по правилу (3.2.2.23), вычисляются $K_{Игр.}$, $T_{нав.}$ и $D_{уп.}$. Достаточно просто решение системы (3.2.2.24) получается при условии, что истребитель наводится на встречных либо догонных курсах. В такой ситуации с учетом (3.2.2.23) из (3.2.2.24) можно получить:

$$\begin{aligned}
K_{Игр.} = D_{ВЦ} / (D_{захв.} + V_{И} T_{нав.}) \cdot [A_{ВЦ} - (D_{И} / D_{ВЦ}) A_{И}] + \\
+ [V_{ВЦ} T_{нав.} (\pi - K_{ВЦ}) / (D_{захв.} + V_{И} T_{нав.})], \quad (3.2.2.25)
\end{aligned}$$

$$\text{где } T_{нав.} = (D_{ВЦ} - D_{И} - D_{захв.}) / (V_{ВЦ} + V_{И}). \quad (3.2.2.26)$$

Из (3.2.2.25) и (3.2.2.26) следует, что для реализации метода перехвата необходимо оценивать дальности и азимуты ВЦ и истребителя, а также скорости $V_{ВЦ}$ и $V_{И}$ и курсовой угол ВЦ $K_{ВЦ}$. Последнее требует достаточно длительного сопровождения ВЦ корабельной РЛС.

Основными достоинствами метода "перехват" являются:

- высокая экономичность наведения, обусловленная наведением в упрежденную точку ВЦ практически по прямолинейной траектории;
- обеспечение заданного рубежа перехвата ВЦ при любом ракурсе наведения.

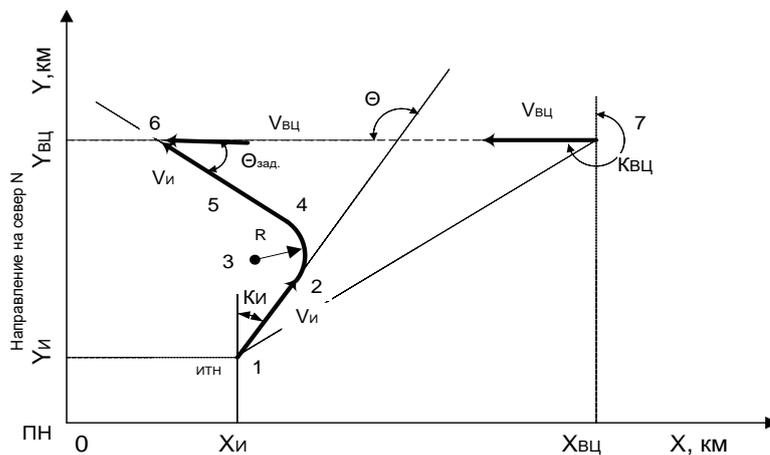
К недостаткам метода "перехват" следует отнести:

- невозможность сопряжения с прямыми методами самонаведения при перехвате ВЦ в переднюю полусферу (ППС);
- отсутствие фиксированного ракурса атаки в момент окончания дальнего наведения, что оказывается неудобным для дальнейшего применения истребителем бортовых оптико-электронных систем (ОЭС) обнаружения и распознавания (захвата) ВЦ, поскольку их дальность захвата меньше таковой для бортовой РЛС и в значительной степени зависит от ракурса перехвата.

Метод маневра (рисунок 3.2.2.6), называемый также методом прямой с разворотом, обеспечивает вывод истребителя в зону обнаружения ВЦ бортовой РЛС, ОЭС или оптическим прицелом под заданным курсовым углом на заданную дальность начала атаки.

Данный метод обеспечивает вывод истребителя в заданное положение относительно ВЦ и тем самым наибольшую эффективность применения оружия. Это обусловлено тем, что истребитель выводится на рубеж захвата в заднюю полусферу (ЗПС) атаки, в которой ОЭС имеют наибольшую дальность захвата по факелу двигателей ВЦ.

На первом участке по прямой с аэродрома взлета (зоны дежурства) истребитель (точка 1 на рисунке 3.2.2.6) движется в точку начала разворота (маневра) (точка 2 на рисунке 3.2.2.6). На втором участке истребитель выполняет разворот от точки 2 до точки конца разворота 4 радиусом R в точке 3. На третьем участке истребитель движется по прямой под заданным углом от точки 4 к точке начала атаки – точке 5 захвата ВЦ бортовой РЛС или ОЭС (этапа самонаведения).



ОПИСАНИЕ

1 – истребитель; 2 – точка начала разворота (маневра) истребителя; 3 – точка радиуса разворота R ; 4 – точка окончания разворота истребителя на заданный угол подхода к ВЦ $\Theta_{зад}$; 5 – точка захвата ВЦ бортовой РЛС или ОЭС; 6 – предполагаемая точка перехвата ВЦ; 7 – ВЦ. R – радиус разворота истребителя для выхода к линии движения ВЦ под заданным углом $\Theta_{зад}$; 1-7 – дальность “истребитель-ВЦ” в начале наведения; 1-2 – участок пути истребителя до разворота; 2-3 = 3-4= R ; 4-5 – участок после разворота (исправление ошибок дальнего наведения); 5-6 – участок заданной дальности захвата ВЦ бортовой РЛС или ОЭС. $Kи$, $Kвц$ – курс истребителя и курс ВЦ в начале дальнего наведения; $Vи$, $Vвц$ – векторы скоростей истребителя и ВЦ соответственно. $Xи$, $Yи$ – координаты истребителя; $Xвц$, $Yвц$ – координаты ВЦ. ИТН – исходная точка наведения.

Рисунок 3.2.2.6 – Метод маневра

Поскольку предполагается, что точка перехвата 6 существует (см. рисунок 3.2.2.6), то фигура на рисунке 3.2.2.6 представляет собой замкнутый многоугольник, который может быть представлен в виде векторного многоугольника. Проектируя векторный многоугольник 1-2-3-4-5-6-7-1 на ось X, а затем на линию 1-7, получим два основных кинематических уравнения метода наведения "маневр":

$$V_{ВЦ} T_{нав.} \cos K_{ВЦ} = D_{1-2} \cos K_{И} + sR[\sin(K_{ВЦ} + \Theta_{зад.}) - \sin K_{И}] + D_{4-5(6)} \cos(K_{ВЦ} + \Theta_{зад.}) - D_{1-7}; \quad (3.2.2.27)$$

$$V_{ВЦ} T_{нав.} = D_{1-7} \cos K_{ВЦ} - D_{1-2} \cos(K_{ВЦ} + K_{И}) + D_{4-5(6)} \cos \Theta_{зад.} + sR[\sin(K_{ВЦ} + K_{И}) - \sin \Theta_{зад.}], \quad (3.2.2.28)$$

где D_{1-2} - длина участка пути истребителя до разворота, км;

$D_{4-5(6)}$ - длина участка пути истребителя после разворота (для исправления ошибок дальнего наведения), км;

D_{1-7} - дальность "истребитель-ВЦ" в начале наведения, км;

$T_{нав.}$ - балансное время наведения, мин.;

$s \equiv \text{sign}(\Theta - \Theta_{зад.}) = \text{sign}(180^0 - K_{И} - K_{ВЦ} - \Theta_{зад.})$ - характеризует знак выражения $\Theta - \Theta_{зад.}$ (сигнатура): когда $\Theta > \Theta_{зад.}$, вместо s в формулах (3.2.2.27) и (3.2.2.28) ставится знак "+", когда $\Theta < \Theta_{зад.}$, ставится знак "-".

Путь, проходимый истребителем за балансное время наведения $T_{нав.}$, можно выразить следующим образом:

$$V_{И} T_{нав.} = D_{1-2} + s(\Theta - \Theta_{зад.}) R + D_{4-5(6)}. \quad (3.2.2.29)$$

Подставив в (3.2.2.27) и (3.2.2.28) получаемое из (3.2.2.29) выражение для участка траектории истребителя до разворота

$$D_{1-2} = V_{И} T_{нав.} - s(\Theta - \Theta_{зад.}) R - D_{4-5(6)}, \quad (3.2.2.30)$$

отношение скоростей

$$p = V_{И} / V_{ВЦ} \quad (3.2.2.31)$$

и путь D_{7-6} , как рубеж перехвата, проходимый ВЦ от точки 7 до точки перехвата 6 (см. рисунок 3.2.2.6), получим:

$$D_{7-6} = \{sR[\sin(K_{ВЦ} + K_{И}) - \sin \Theta_{зад.}] + (180^0 - K_{И} - K_{ВЦ} - \Theta_{зад.}) \cos(K_{ВЦ} + K_{И})\} + D_{4-5(6)} [\cos \Theta_{зад.} + \cos(K_{ВЦ} + K_{И})] + D_{1-7} \cos K_{ВЦ} / [1 + p \cos(K_{ВЦ} + K_{И})]; \quad (3.2.2.32)$$

$$D_{7-6} = \{sR[\sin(K_{ВЦ} + \Theta_{зад.}) - \sin K_{И}] - (180^0 - K_{И} - K_{ВЦ} - \Theta_{зад.}) \cos K_{И}\} - D_{4-5(6)} [\cos(K_{ВЦ} + \Theta_{зад.}) + \cos K_{И}] - D_{1-7} / [- (\cos K_{ВЦ} + p \cos K_{И})]. \quad (3.2.2.33)$$

Уравнения (3.2.2.32) и (3.2.2.33) связывают восемь переменных:

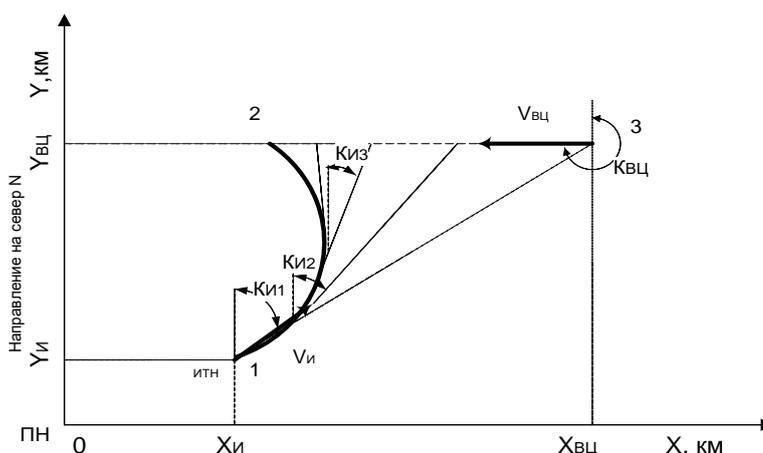
$$D_{7-6}, D_{1-7}, K_{ВЦ}, R, D_{4-5(6)}, \Theta_{зад.}, K_{И}, p,$$

шесть из которых могут быть выбраны независимыми и тогда система (3.2.2.32) и (3.2.2.33) может быть решена однозначно относительно двух оставшихся неизвестных. Например, если известны взаимное положение и скорости истребителя и ВЦ ($D_{1-7}, K_{ВЦ}, p$), задан радиус разворота (R) истребителя, требуемый курсовой угол ($K_{И}$) истребителя и рубеж перехвата (D_{7-6}), то система (3.2.2.32) и (3.2.2.33) позволяет определить угол перехвата ($\Theta_{зад.}$) и длину последнего участка траектории ($D_{4-5(6)}$) истребителя, при которых возможен перехват ВЦ. Если приравнять правые части уравнений (3.2.2.32) и (3.2.2.33), то курсовой угол истребителя ($K_{И}$), а следовательно, и курс истребителя определяются по известным или задаваемым величинам

$$D_{7-6}, D_{1-7}, K_{ВЦ}, R, D_{4-5(6)}, \Theta_{зад.}, p.$$

Недостатком метода "маневр" является расход времени и топлива на разворот, что сокращает время на ведение воздушного боя. И, при наведении на ВЦ траектория истребителя может содержать несколько дополнительных разворотов, главным образом, для обхода запретных (опасных) зон.

Метод погони (рисунок 3.2.2.7) характеризуется тем, что вектор скорости истребителя ($V_{И}$) в каждый момент времени направлен на ВЦ.



ОПИСАНИЕ

1 – истребитель; 2 – рубеж перехвата; 3 – ВЦ.

$K_{И}$ – требуемый курс истребителя. $K_{ВЦ}$ – курс ВЦ в начале дальнего наведения.

$V_{И}$, $V_{ВЦ}$ – векторы скоростей истребителя и ВЦ соответственно.

$X_{И}$, $Y_{И}$ – координаты истребителя; $X_{ВЦ}$, $Y_{ВЦ}$ – координаты ВЦ.

ИТН – исходная точка наведения.

Рисунок 3.2.2.7 – Метод погони

Как видно из рисунка 3.2.2.7, требуемый курс истребителя ($K_{итр.} = K_{и}$):

$$K_{итр.} = \arctg (X_{вц} - X_{и}) / (Y_{вц} - Y_{и}). \quad (3.2.2.34)$$

Текущие прямоугольные координаты ВЦ $X_{вц}$, $Y_{вц}$ и истребителя $X_{и}$, $Y_{и}$ формируются на основании измеренных в корабельной РЛС дальностей $D_{вц}$, $D_{и}$ и азимутов $A_{вц}$, $A_{и}$ ВЦ и истребителя по правилу (3.2.2.23):

$$\begin{aligned} X_{вц} &= D_{вц} \sin A_{вц}, & Y_{вц} &= D_{вц} \cos A_{вц}; \\ X_{и} &= D_{и} \sin A_{и}, & Y_{и} &= D_{и} \cos A_{и}. \end{aligned}$$

Таким образом, для определения курса истребителя не требуется знания параметров движения ВЦ, достаточно знать ее координаты. Это является преимуществом метода. Недостатком метода является тот факт, что атака ВЦ возможна лишь с задней полусферы (ЗПС), что при малой скорости сближения приводит к значительной потере рубежа перехвата.

После расчета длины проекции траектории полета МФИ на горизонтальную плоскость рассматривается развертка траектории МФИ в вертикальной плоскости.

Наведение МФИ по высоте осуществляется по определенной программе. Основой программы являются оптимальные законы изменения профиля полета, обеспечивающие безопасный вывод МФИ в окрестности ВЦ за минимальное время с минимальным расходом топлива.

Используются несколько типовых программ, приспособленных к определенным тактическим ситуациям. Для каждого конкретного случая должна быть своя конкретная программа изменения высоты.

Вариант обобщенного программного закона изменения высоты в процессе дальнего наведения МФИ показан на рисунке 3.2.2.8.

В общем случае профиль полета на перехват в вертикальной плоскости включает в себя:

- участок программного набора высоты и разгона (1, 2, 3 на рисунке 3.2.2.8), на которых обеспечивается наиболее полное использование аэродинамических и энергетических возможностей истребителя;

- балансный участок полета (4 на рисунок 3.2.2.8), определяемый сведением либо баланса по времени наведения (с учетом траектории в горизонтальной плоскости), либо баланса по топливу;

- участок вертикального маневра (5 на рисунке 3.2.2.8) для выхода на высоту атаки ВЦ (конечную высоту);

- участок атаки ВЦ, включающий в себя этапы самонаведения (прицельная горка), пуска ракет, выхода из атаки.

Балансный участок представляет собой разность между полной длиной пути истребителя и суммарной траекторией, потребной для выполнения набора высоты, разгона, вертикального маневра и выхода на конечный участок подготовки атаки.



Рисунок 3.2.2.8 – Обобщенный программный закон изменения высоты при наведении МФИ на ВЦ

Высота $H_{кон.}$ (см. рисунок 3.2.2.8) определяется на борту истребителя системой воздушных сигналов (СВС). На этапе командного наведения зависимость $H_{кон.} = f(H_{ВЦ})$ реализуется БЦВС в САУ; на этапах бортового наведения и поиска величина $H_{кон.}$ формируется в БЦВС СВС в функции от $H_{ВЦ}$ и зависит также от выбранного летчиком режима работы БРЛС, которым определяется значение рационального превышения (принижения) истребителя над ВЦ при выходе в атаку.

При наведении истребителей с ПН в основном используются программные режимы полета по "потолкам", при которых движение истребителя в вертикальной плоскости при сближении с ВЦ происходит по программе, причем оно выполняется не на высоте атаки, а на высотах, близких к "потолку", с выходом на высоту атаки лишь на заключительном этапе наведения, после прихода на борт истребителя одной из команд "Вертикаль".

Программа полета на перехват в вертикальной плоскости (рисунок 3.2.2.9) определяется:

- базовой программой набора высоты и скорости, т.е. зависимостью $M = M_{пр.}(H)$ (значение соотношения скорости звука и МФИ по прибору) при наборе и разгоне;

- значением программной скорости V_N (или M_N), при достижении которой производится сход с базовой программы набора с выполнением набора высоты при $V_N = const$ ($M_N = const$) на полном форсаже вплоть до поступления команды "Вертикаль";

- программой снижения (или аэродинамической горки) на конечную высоту, выполняемой по команде "Вертикаль", реализуемой в виде зависимости $M = M_{пр.}(H)$ с выходом на конечную высоту и стабилизацией этой высоты.

Базовая программа набора обеспечивает быстрый и экономный набор полной энергии истребителя. По основным показателям она близка к оптимальным программам, но более проста в реализации и при контроле летчиком, т. к. состоит из участков с постоянными значениями V , M , H , $V_{пр.}$.

По режиму работы двигателей программы разделяются на три вида:

- форсажные (ближние); - комбинированные (средние);
- крейсерские (дальние).

При использовании форсажных программ, обеспечивающих максимальную среднюю скорость полета на перехват, команда на включение форсажа ("Форсаж") автоматически начинает поступать на борт истребителя сразу при его входе в поле команд.

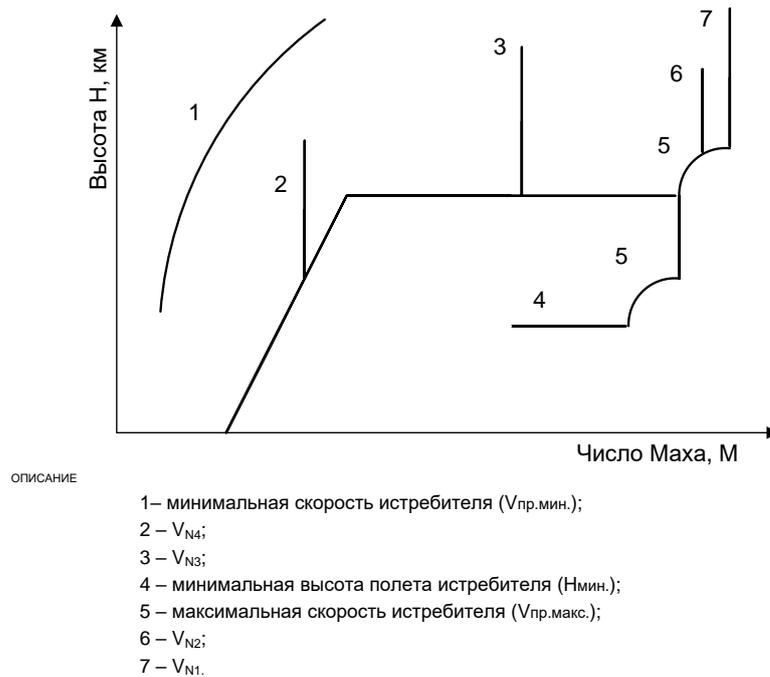


Рисунок 3.2.2.9 – Типовые программы набора высоты, разгона, снижения

Полет до получения команды "Вертикаль" производится на полностью форсажном режиме работы двигателей.

При крейсерских программах, обеспечивающих минимальный средний километровый расход топлива, после выполнения взлета форсаж выключается, и дозвуковой набор высоты обычно выполняется на скорости, равной крейсерской ($V_{кр.}$) при максимальном режиме работы двигателей.

Затем выполняется участок крейсерского полета при $H=H_{кр.}$ и $V=V_{кр.}$.

Команда "Форсаж" выдается для программ со сверхзвуковым значением в тот момент, когда время до окончания наведения становится равным времени, необходимому для набора скорости и достижения высоты атаки.

Для комбинированных программ, занимающих промежуточное положение, команда на включение форсажа вырабатывается в ПН ПУА в любой момент времени, начиная от взлета и кончая предельно поздним включением форсажа, соответствующим крейсерским программам.

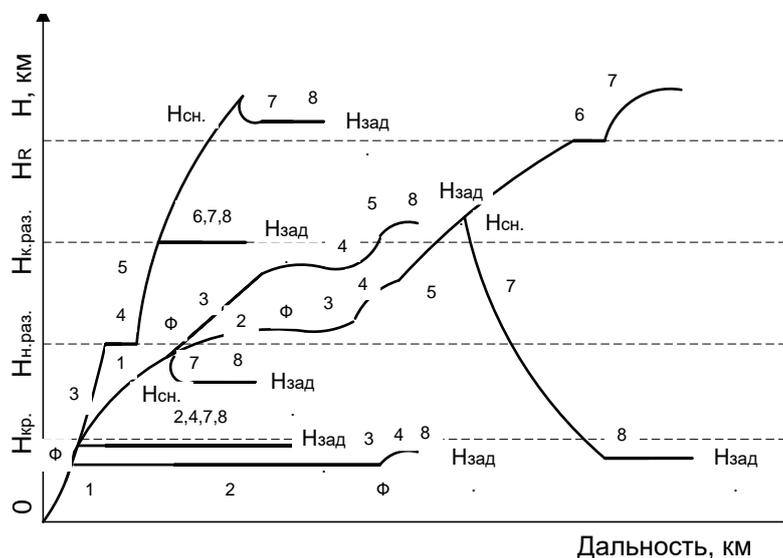
При относительно большой продолжительности рассматриваемого участка полета истребитель успевает достичь высот, близких высоте "потолка" при данном значении скорости.

Однако в большинстве случаев (особенно при наведении в ЗПС) из-за необходимости выполнения курсовых команд среднее значение перегрузки истребителя оказывается большим единицы.

Это приводит к тому, что на данном участке истребитель выходит на 1...3 км ниже высоты "потолка". Эта высота близка к т.н. опорной высоте, которая рекомендуется в качестве начальной высоты атаки высотной ВЦ.

В общем случае профили на перехват могут содержать следующие элементы базовой программы (рисунок 3.2.2.10):

- 1 – бесфорсажный набор высоты;
- 2 – бесфорсажный горизонтальный полет на дозвуковой скорости;
- 3 – набор высоты на форсаже;
- 4 – разгон до программной или конечной скорости;
- 5 – набор высоты на программной скорости;
- 6 – полет на высотах, близких к "потолку" полета МФИ;
- 7 – участок вертикального маневра;
- 8 – участок подготовки и проведения атаки.



ОПИСАНИЕ

- Нкр. – крейсерская высота;
 Нн.раз. – высота начала разворота;
 Нк.раз. – высота конца разворота для одной программной скорости;
 Нсн. – высота начала снижения;
 НР – высота конца разворота для другой программной скорости.
 Ф – включение форсажа.

Рисунок 3.2.2.10 – Профили на перехват ВЦ

После выполнения задач перехвата и атаки ВЦ осуществляется привод МФИ в зону посадки на АНКор. Траектория для привода МФИ на АНКор формируется, как и при наведении методом "маневр", и может содержать до 3...4 разворотов (два из которых, как и при наведении на ВЦ, служат для обхода опасных зон).

Профиль полета на приводе состоит из следующих участков: участка снижения с высоты выполнения атаки ВЦ (после выключения форсажа) на крейсерскую высоту полета, если атака выполнялась ниже крейсерской высоты на бесфорсажном режиме работы двигателей; участка бесфорсажного горизонтального полета на крейсерской высоте полета; участка снижения с крейсерской высоты полета на высоту захода МФИ на посадку ($H = 2000$ м); участка захода на посадку по командам с АНКор.

Управление истребителем (МФИ) при выполнении привода осуществляется так же, как и при наведении его на ВЦ.

При наличии участка горизонтального полета на крейсерской высоте на борт МФИ передаются крейсерская высота и скорость, а при отсутствии крейсерского участка (или после его выполнения) – высота и скорость выхода в расчетную точку (РТ) захода МФИ на посадку ($H = 2000$ м, $D = 40$ км) (см. рисунок 3.1.3.2).

Для успешного выполнения боевых действий (БД) по перехвату и уничтожению воздушных (ВЦ) и надводных/наземных (НЦ) целей, своевременности принятия решений и быстроты их доведения до непосредственных исполнителей информационная система контура АСБУ корабля должна включать следующие группы технических средств:

- радиолокационные станции (РЛС) обнаружения ВЦ;
- средства съема информации с индикаторов РЛС и передачи на ПУА;
- средства отображения на ПУА воздушной обстановки;
- средства связи для обмена информацией между ПУА, АРМ ОБУ и ПН с командной радиолинией управления (КРУ) истребителями.

Информационная система контура управления БД авиации с АНКор, независимо от способа ее технического выполнения, должна обеспечивать:

- обнаружение, опознавание и определение пространственных координат ВЦ и НЦ;
- передачу информации о воздушной обстановке на ПУА и ПН, с которого осуществляется непосредственное наведение ИА;
- наглядное отображение принятой информации и выбор оптимального решения поставленной задачи;
- выполнение расчетов на перехват ВЦ;
- передачу с ПУА на борт истребителя информации, необходимой для осуществления перехвата ВЦ;
- отображение и квитирование полученной на борту истребителя информации;
- контроль за фактическим режимом полета истребителя;
- обмен информацией между ПУА и каждым из АРМ и ПН.

Радиолокационная информация (пространственные координаты ВЦ, сигналы опознавания и др.) поступает по кабельным или радиорелейным линиям на индикаторы тактической обстановки (ИТО). Отображается эта информация на экранах ИТО так же, как и на штатных индикаторах РЛС, - в полярной системе координат (первичная информация).

Первичная радиолокационная информация (РЛИ), после съема с индикаторов РЛС и соответствующей обработки в специальной аппаратуре, подается на вход канала связи, далее по каналам проводной, радио- или радиорелейной связи – на ПУА и АРМ ОБУ. Обеспечение ПН первичной РЛИ о воздушной обстановке осуществляется комплексированием с корабельной РЛС и радиовысотомером (РВ) в целях предотвращения столкновений наводимых истребителей с другими воздушными объектами, если должный уровень достоверности вторичной, то есть прошедшей цифровую обработку, РЛИ в АСБУ не достигнут.

Формируется обобщенная вторичная обстановка (РЛИ), по которой командир АНКор имеет возможность принять решение на БД по перехвату ВЦ.

Третичная обработка РЛИ включает в себя: присвоение воздушным объектам (ВО) единых номеров; отождествление траекторий (трасс) ВО по информации, приходящей от разных РЛС, то есть установление принадлежности этих трасс одному и тому же ВО; выбор наилучшего источника РЛИ для сопровождения данного ВО; определение координат постановщика помех триангуляционным или корреляционным способом; отбор трасс ВО для выдачи на ПУА и ПН в условиях, когда количество трасс больше, чем может принять ПН; объединение ВЦ в группы для уменьшения количества ВО, отображаемых на индикаторах и выдаваемых на ПН.

Кроме того, ПУА должен быть сопряжен дуплексными трактами со стартовыми командными пунктами береговых аэродромов истребителей, обеспечивающими ПУА информацией о выполнении распоряжений на перевод истребителей в заданные степени боевой готовности, о состоянии истребителей и о данных, необходимых для последующего автоматизированного управления (индекс - позывной летчика, радиоданные бортовых средств, курс отхода от аэродрома, состав группы истребителей и др.).

По тому же тракту на аэродром выдаются команды на запуск двигателей истребителя и его взлет по готовности и принимаются донесения о фактическом взлете.

Так как на ПУА поступает одновременно информация от ряда радиолокационных постов, то для получения обобщенной воздушной обстановки всю информацию приводят к единой системе координат путем введения поправки на местоположение источника информации.

Кроме воздушной обстановки на ИТО может фиксироваться любая дополнительная информация о ВЦ и НЦ (характеристики, номера, состав и другие) в виде отдельных цифр или формуляра (цифр и знаков) в зависимости от требуемого объема информации.

Приборное решение задач наведения на ВЦ и НЦ осуществляется с помощью ПН. Текущие данные могут вводиться в ПН как непосредственно от корабельной РЛС, так и через каналы связи от любой удаленной (береговой) РЛС или от РЛС любого корабля соединения. В результате приборного решения задачи наведения ПН выдает параметры наведения (курс, скорость, высота) и команды управления (разворот, целеуказания, дальность до цели и другие). В специальном устройстве параметры и команды преобразуются в обобщенное кодированное сообщение. С помощью специальной радиостанции по командной радиолинии управления (КРУ) это сообщение передается на борт истребителя.

Принятая информация подвергается на борту преобразованию (раскодированию), и полученные сообщения отображаются на специальных индикаторах бортового оборудования истребителя и/или вводятся непосредственно в систему автоматического управления истребителя.

ПН через КРУ сопрягается со следующими бортовыми системами и приборами истребителя: бортовой цифровой вычислительной системой (БЦВС); бортовой РЛС (БРЛС); системой автоматического управления (САУ); пилотажно-навигационными приборами (ПНП).

Процесс вывода истребителя в зону боевого соприкосновения с ВЦ является процессом дальнего наведения. Дальнее наведение начинается с момента поступления команд или информации о ВЦ на борт истребителя и заканчивается переходом на ближнее наведение (самонаведение), когда созданы условия для обнаружения и захвата ВЦ бортовыми средствами истребителя. Вывод истребителя в зону боевого соприкосновения с ВЦ осуществляется: командным наведением, т.е. по командам управления, передаваемым на борт истребителя; бортовым управлением (бортовой поиск, бортовое наведение, автономное бортовое управление, командное наведение с координатной поддержкой), при котором вывод истребителя в зону боевого соприкосновения с ВЦ осуществляется бортовыми средствами по информации о ВЦ, передаваемой на борт истребителя.

Для достижения перехвата ВЦ с вероятностью $P = 0,999$ допустимые среднеквадратические отклонения (с.к.о.) автоматизированной системы в целом должны составлять не более:

с.к.о. по дальности – 400...500 м,
с.к.о. по азимуту – 0,15...1,2 град,
с.к.о. по высоте – 110...120 м.

При современном состоянии техники радиолокации и средств автоматизации получить эти ошибки в указанных пределах можно, если все средства системы будут вносить погрешности не более 5...10 % по отношению к данным, получаемым непосредственно из тракта РЛС наведения, а составляющие ошибок аппаратуры приборного наведения будут близки к нулю.

Ближнее наведение (самонаведение) является процессом выхода истребителя с помощью бортовых средств в зону, из которой возможно воздействие по ВЦ бортовым оружием.

Участок самонаведения, на котором используется информация от ПН, является участком сопряжения дальнего и ближнего наведения.

Переход на самонаведение считается осуществленным, если, атакуя ВЦ, истребитель прекратил использование информации о ней с ПН.

После перехода истребителя на самонаведение выдача информации о ВЦ при бортовом управлении и командное наведение становятся резервными дублирующими процессами.

В связи с тем, что на этапе дальнего наведения истребитель управляется по высоте, курсу и скорости, различают соответствующие методы наведения (см. рисунки 3.2.2.5... 3.2.2.7).

Методы наведения по высоте определяют формирование требуемых значений высоты $H_{тр}$ для любого момента времени, обеспечивающих желаемый профиль полета в вертикальной плоскости.

Методы наведения по курсу определяют формирование требуемых значений $K_{тр}$ курса, обуславливающих желаемую траекторию наведения в горизонтальной плоскости.

Методы наведения по скорости обуславливают вычисление требуемых значений $V_{тр.}$ скорости, гарантирующих выход истребителя в район ВЦ к заданному времени. При этом параметры рассогласования, определяющие алгоритмы траекторного управления истребителем в режиме ручного управления, формируются по правилам:

$$\Delta H = H_{тр.} - H; \quad \Delta K = K_{тр.} - K; \quad \Delta V = V_{тр.} - V, \quad (3.2.2.35)$$

в которых H , K и V – текущие значения высоты, курса и скорости.

При директорном и автоматическом управлении эти параметры рассогласования преобразуются в соответствующие алгоритмы управления. Значения параметров рассогласования (3.2.2.35) связываются с параметрами абсолютного и относительного движения ВЦ, истребителя и ПН (корабля) системой дифференциальных уравнений информационно-вычислительного процесса командного наведения истребителей.

Решение этих уравнений демонстрируется наведением по методу перехвата (3.2.2.25), (3.2.2.26) на курсах, близких к встречным (догонным).

Уравнения (3.2.2.25) и (3.2.2.26) характеризуют функционирование вычислителя ПУА (ПН), в котором курс ВЦ рассчитывается как

$$K_{ВЦ} = \arctg (\Delta X / \Delta Y), \quad (3.2.2.36)$$

где ΔX и ΔY - приращения координат $X_{ВЦ}$ и $Y_{ВЦ}$ за определенное время, равное, например, периоду обзора корабельной РЛС.

Измерители дальностей и углов в современных РЛС являются сложными устройствами, содержащими экстраполяторы, интерполяторы и системы фильтрации параметров радиосигналов. Поэтому оценки дальностей $D'_{ВЦ}$ и $D'_{и}$, а также углов $K'_{ВЦ}$ и $K'_{и}$ допустимо определять уравнениями:

$$D'_{ВЦ} = \Phi_d(p) D_{ВЦ} \quad D'_{и} = \Phi_d(p) D_{и} \quad (3.2.2.37)$$

$$K'_{ВЦ} = \Phi_k(p) K_{ВЦ} \quad K'_{и} = \Phi_k(p) K_{и} \quad (3.2.2.38)$$

где $\Phi_d(p)$ и $\Phi_k(p)$ - передаточные функции дальномеров и угломеров корабельных РЛС.

Командная радиолиния управления (КРУ) системы дальнего наведения является устройством дискретного типа.

Поэтому в общем случае ее выходная команда $K_{тр.} = K_{КРУ}$, где $K_{КРУ}$ - сигнал требуемого курса истребителя на выходе КРУ, связана с вычисленным значением курса $K_{тр.}$ уравнением в конечных разностях. Однако при анализе контура управления в целом допустимо не учитывать инерционность КРУ и отображать ее каждый канал совокупностью δ -ключа и фиксатора, называемого также экстраполятором нулевого порядка.

Такой фиксатор обеспечивает неизменность выходных сигналов КРУ в течение периода T повторения команды и имеет передаточную функцию

$$W_{\Phi}(p) = (1 - e^{-Tp}) / p. \quad (3.2.2.39)$$

Бортовое измерительно-вычислительное устройство информационной подсистемы истребителя для канала его бокового движения функционирует в соответствии с уравнением

$$\Delta K'_{и} = K_{КРУ} - K'_{и}, \quad (3.2.2.40)$$

которое вытекает из (3.2.2.35).

В уравнении (3.2.2.40) $\Delta K'_{и}$ - оцененное значение параметра рассогласования по курсу, а оценка курса $K_{и}$

$$K'_{и} = \Phi_k(p) K_{и}, \quad (3.2.2.41)$$

где $\Phi_k(p)$ - передаточная функция измерителя курса на борту истребителя.

При дальнейшем наведении истребителей в плоскости курса решаются кинематические уравнения, определяющие движение истребителя и ВЦ относительно ПН (корабля) с учетом того, что требуемый курс, например, при методе перехвата $K_{и}$ (3.2.2.25) зависит от азимутов $A_{вц}$, $A_{и}$ и курса $K_{вц}$. Кинематические уравнения составляются в прямоугольной системе координат, связанной с ПН (рисунок 3.2.2.11). ВЦ (точка 5) движется со скоростью $V_{вц}$ и курсом $K_{вц}$, а наводимый истребитель (точка 1) движется курсом $K_{и}$ со скоростью $V_{и}$. Положение истребителя и ВЦ относительно ПН (АНКор) характеризуется азимутами $A_{и}$ и $A_{вц}$ и дальностями $D_{и}$ и $D_{вц}$ соответственно.

Проекции вектора $V_{И}$ на направление 0-1 и нормаль к нему, и проекции вектора $V_{ВЦ}$ - на линию 0-5 и перпендикуляр к ней, образуют уравнения, связывающие изменение дальностей $D_{И}$ и $D_{ВЦ}$ и угловые скорости линий визирования "ПН - 1(истребитель)" и "ПН - 5(ВЦ)":

$$\dot{D}_{И} = V_{И} \cos(K_{И} - A_{И}), \quad (3.2.2.42)$$

$$D_{И} \dot{A}_{И} = V_{И} \sin(K_{И} - A_{И}), \quad (3.2.2.43)$$

$$\dot{D}_{ВЦ} = V_{ВЦ} \cos(K_{ВЦ} - A_{ВЦ}), \quad (3.2.2.44)$$

$$D_{ВЦ} \dot{A}_{ВЦ} = V_{ВЦ} \sin(K_{ВЦ} - A_{ВЦ}). \quad (3.2.2.45)$$

Соотношения (3.2.2.42)...(3.2.2.45) являются нелинейными дифференциальными уравнениями, что существенно затрудняет анализ контура командного управления.

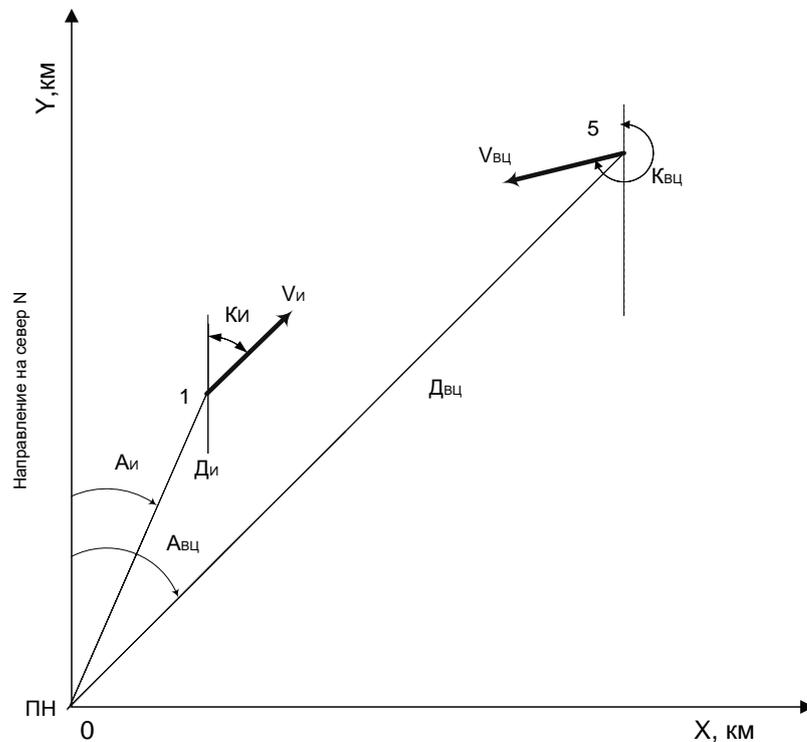


Рисунок 3.2.2.11 – Кинематика наведения истребителя на ВЦ

Однако при наведении на встречных или догонных курсах $K_{И} \approx A_{И}$, а $K_{ВЦ} \approx A_{ВЦ}$ (либо отличается на π : $K_{ВЦ} \approx A_{ВЦ} + \pi$). Тогда

$$\dot{D}_{И} = V_{И}, \quad (3.2.2.46)$$

$$D_{И} \dot{A}_{И} = V_{И} (K_{И} - A_{И}), \quad (3.2.2.47)$$

$$\dot{D}_{ВЦ} = V_{ВЦ}, \quad (3.2.2.48)$$

$$D_{ВЦ} \dot{A}_{ВЦ} = V_{ВЦ} (K_{ВЦ} - A_{ВЦ}). \quad (3.2.2.49)$$

Если в уравнениях (3.2.2.46) и (3.2.2.48) сделать замену $V_{И}$ на $'D_{И}$ и $V_{ВЦ}$ на $'D_{ВЦ}$, а слагаемые $V_{И} A_{И} = 'D_{И} A_{И}$ и $V_{ВЦ} A_{ВЦ} = 'D_{ВЦ} A_{ВЦ}$ перенести в левую часть, то получается

$$d(D_{И} A_{И}) / dt = D_{И} 'A_{И} + 'D_{И} A_{И} = V_{И} K_{И}, \quad (3.2.2.50)$$

$$d(D_{ВЦ} A_{ВЦ}) / dt = D_{ВЦ} 'A_{ВЦ} + 'D_{ВЦ} A_{ВЦ} = V_{ВЦ} K_{ВЦ}. \quad (3.2.2.51)$$

Продифференцировав выражения (3.2.2.50) и (3.2.2.51) по времени при $'V_{И} = 'V_{ВЦ} = 0$, получается

$$d^2(D_{И} A_{И}) / dt^2 = j_{бИ}, \quad (3.2.2.52)$$

$$d^2(D_{ВЦ} A_{ВЦ}) / dt^2 = j_{бВЦ}, \quad (3.2.2.53)$$

где $j_{бИ} = V_{И} 'K_{И}$ и $j_{бВЦ} = V_{ВЦ} 'K_{ВЦ}$ - боковые ускорения истребителя и ВЦ.

Высота истребителя при дальнем наведении либо постоянна (см. рисунок 3.2.2.8), либо изменяется по линейному закону (набор или снижение). При этом условии кинематическое уравнение для вертикальной плоскости запишется в виде

$$'H = V_{И} \sin \theta_{И}, \quad (3.2.2.54)$$

где $\theta_{И}$ - скоростной угол тангажа истребителя, который в реальных условиях небольшой, т.е. $\sin \theta_{И} \approx \theta_{И}$.

Дифференцируя (3.2.2.54) по времени при $'V_{И} = 0$, получается

$$''H = j_{норм.}, \quad (3.2.2.55)$$

где $j_{норм.} = V_{И} '\theta_{И}$ - нормальное ускорение истребителя.

Уравнения (3.2.2.52), (3.2.2.53) и (3.2.2.55) устанавливают связь между фазовыми координатами абсолютного ($j_{бИ}$, $j_{бВЦ}$, $j_{норм.}$) и относительного ($D_{И}$, $A_{И}$, $D_{ВЦ}$, $A_{ВЦ}$, H) движения истребителя, ВЦ и ПН (АНКор). Вследствие небольшой инерционности радиолокационных измерителей контура КРУ истребителем по сравнению с последующими элементами контура можно считать передаточные функции в (3.2.2.37) и (3.2.2.38) равными единице.

Кинематические звенья "ПН - 1(истребитель)" и "ПН - 5(ВЦ)" определяются уравнениями (3.2.2.52) и (3.2.2.53). КРУ для управления по курсу имеет период передачи команд $T_{ком.}$ и представляет собой δ -ключ и фиксатор с коэффициентом передачи (3.2.2.39).

САУ истребителя представляется в виде инерционного звена $K_{\gamma} / (T_{ком.\gamma} p + 1)$, а звено $W_{САУ}(p)$ моделирует связь между требуемым креном $\gamma_{тр.}$ и ускорением $j_{би}$ истребителя.

Динамическая структурная схема контура КРУ истребителем по курсу при наведении по методу перехвата изображена на рисунке 3.2.2.12.

Анализ рисунка 3.2.2.12 показывает, что контур КРУ истребителем является нестационарной, аналого-дискретной системой, в которой коэффициент передачи контура КРУ изменяется примерно по закону $1/(D_{захв.} + V_{и} T_{нав.})$, а ошибка наведения истребителя по курсу ΔK равна разности между требуемым $K_{и.тр.}$ и истинным $K_{и}$ курсом истребителя.

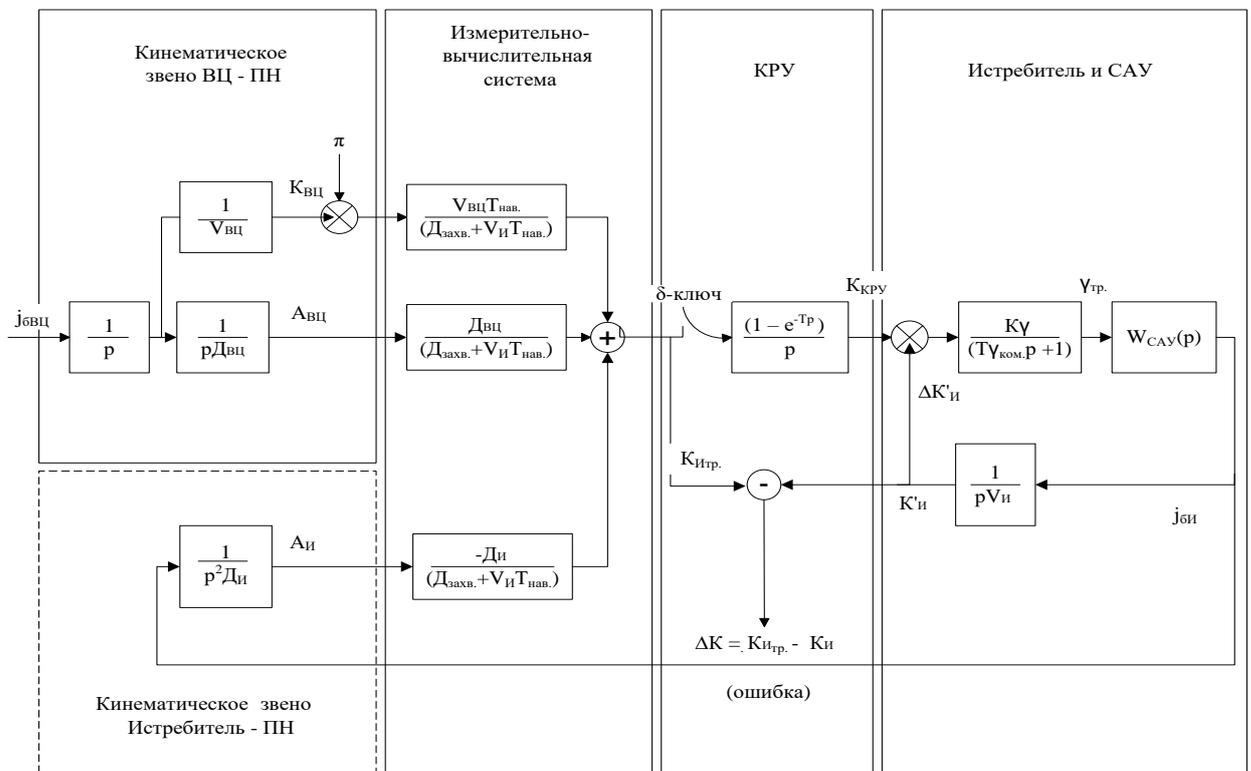


Рисунок 3.2.2.12 – Динамическая структурная схема контура КРУ истребителем по курсу при наведении по методу перехвата

Ошибку наведения истребителя, причиной которой является погрешность ΔK , можно найти в результате анализа динамической структурной схемы контура дальнего наведения при учете действия возмущений ΔK_1 и ΔK_2 .

Необходимо учитывать влияние ошибок КРУ на точность наведения истребителя. Точность КРУ существенно связана с ошибками измерительных устройств, вызываемыми наличием небаланса, расфазирования и отклонения их коэффициентов передачи от номинальных значений. При наличии небаланса в следящих угломерных и дальномерных устройствах, которые служат в качестве источников информации для формирования требуемого значения курса $K_{итр}$ истребителя, возникает ошибка ΔK_1 , являющаяся достаточно сложной функцией координат ВЦ и истребителя, а также значений $\Delta D_{вц}$, $\Delta A_{вц}$, $\Delta D_{и}$, $\Delta A_{и}$, характеризующих небаланс дальномера и угломера, измеряющих относительные координаты истребителя и ВЦ. В появлении этой ошибки при формировании $K_{итр}$ можно легко убедиться, если проанализировать, например, уравнение (3.2.2.34) при методе погони и уравнение (3.2.2.25) при методе перехвата. Вместе с тем по мере возрастания $D_{и}$ при фиксированных значениях $D_{вц}$, $A_{вц}$, $\Delta D_{вц}$, $\Delta A_{вц}$, $\Delta D_{и}$, $\Delta A_{и}$ ошибка чаще всего возрастает.

Одновременно образуется неизменная во времени ошибка ΔK_2 , обусловленная наличием небаланса в измерителе фактического курса $K_{и}$.

Результирующая ошибка $\Delta K_1 - \Delta K_2$ вызывает погрешность ΔK наведения истребителя по курсу. Характерным при этом является полет истребителя с постоянной во времени ошибкой $\Delta K_1 - \Delta K_2$.

К подобным же качественным результатам приводит наличие небаланса измерителей, обеспечивающих наведение истребителя по высоте.

Формирование команд радиоуправления и темп (период) передачи команд наведения истребителя на ВЦ исходит от условий обеспечения устойчивости контура управления и допустимого уровня ошибок наведения, а также от пропускной способности контура АСБУ.

Пропускная способность контура определяет количество одиночных или групп истребителей, которые могут одновременно наводиться на ВЦ с одного ПН (АНКор).

Пропускная способность зависит, главным образом, от максимального количества одновременно сопровождаемых корабельной РЛС воздушных объектов, темпа передачи команд, длительности цикла решения задачи наведения одиночного истребителя на ВЦ измерительно-вычислительной системой контура АСБУ, количества АРМ и длительности передаваемых на борт истребителя кодограмм по КРУ.

При ограниченной пропускной способности КРУ длительность $T_{\text{код}}$ кодограммы определяется необходимым объемом информации, передаваемым на истребитель в течение одного цикла. Тогда максимально возможное число $N_{\text{И макс.}}$ истребителей, обслуживаемых корабельной частью КРУ с заданным темпом (периодом) $T_{\text{пер.}}$ передачи команд, находится из соотношения

$$N_{\text{И макс.}} = T_{\text{пер.}} / T_{\text{код.}} \quad (3.2.2.56)$$

Длительность кодограммы при отсутствии ограничений в КРУ на максимальную скорость передачи выбирается так, чтобы обеспечить заданное число наведений.

Количество информации, содержащейся в кодограмме, передаваемой одиночному истребителю, задает требуемую пропускную способность КРУ, как максимальное количество информации через КРУ за единицу времени с заданной точностью. При этом должно быть обеспечено согласование КРУ в информационном отношении с измерительно-вычислительной системой контура АСБУ как на передающей (с АНКор), так и на приемной (на истребителе) сторонах. На передающей стороне это согласование сводится к тому, чтобы максимальная скорость выдачи команд управления из измерительно-вычислительной системы равнялась пропускной способности КРУ.

Для выполнения данного условия необходимо предварительно запоминать команды управления и изменять скорость их передачи по радиолинии.

Аналогичная задача согласования решается и на приемной стороне КРУ. Кроме того, необходимо учитывать помехоустойчивость и скрытность КРУ. При действии на КРУ преднамеренных помех большого уровня изменяется крутизна средней амплитудной характеристики, появляется разбаланс, в пределе наступает размыкание контура радиопреимущества. Для исключения этого предусматривается перестройка рабочей частоты КРУ в полете истребителя. Так как летчик на борту истребителя загружен выполнением основных операций по пилотированию, наблюдению за воздушной обстановкой, применению оружия и так далее, то должна быть обеспечена беспойсковая и бесподстроечная связь с минимальным участием летчика в управлении КРУ. Для этого предварительно на аэродроме приемник КРУ настраивается на фиксированные дискретные рабочие частоты. Каждой настройке присваивается свой номер (канал). Любой из каналов может быть настроен на любую рабочую частоту. Число рабочих частот $N_{p.ч.}$ равно

$$N_{p.ч.} = (f_{max} - f_{min}) / \Delta f, \quad (3.2.2.57)$$

где Δf - разность соседних несущих частот, который в предельном случае равен ширине спектра излучаемой корабельной аппаратурой КРУ радиосигнала;

f_{max} и f_{min} - верхние и нижние частоты диапазона, отведенного для передачи команд.

При поступлении на борт истребителя в полете команды перехода на новые радиоданные летчику остается лишь нажать кнопку на пульте управления, что не требует от него особых затрат времени и внимания, либо этот переход делается автоматически.

Устойчивость контура КРУ оценивается на основе динамической структурной схемы (рисунок 3.2.2.12), принимая во внимание, что для малых интервалов времени коэффициенты (3.2.2.58) постоянны:

$$\frac{V_{ВЦ} T_{нав.}}{D_{захв.} + V_{И} T_{нав.}} = k_{ВЦ1}, \quad \frac{D_{ВЦ}}{D_{захв.} + V_{И} T_{нав.}} = k_{ВЦ2}, \quad \frac{D_{И}}{D_{захв.} + V_{И} T_{нав.}} = k_{И} \quad (3.2.2.58)$$

Кроме того, для упрощения последующего анализа устойчивости КРУ можно считать период передачи команд $T_{ком.γ} = 0$ и передаточную функцию от $K_{КРУ}$ к $K_{И}$ аппроксимировать инерционным звеном, для которого

$$K_{И} = \frac{1}{T_K p + 1} K_{КРУ}, \quad (3.2.2.59)$$

где T_K - постоянная времени.

Учитывая также равенство $j_{би} = V_{И} p K_{И}$, получим упрощенную динамическую структурную схему контура управления (рисунок 3.2.2.13).

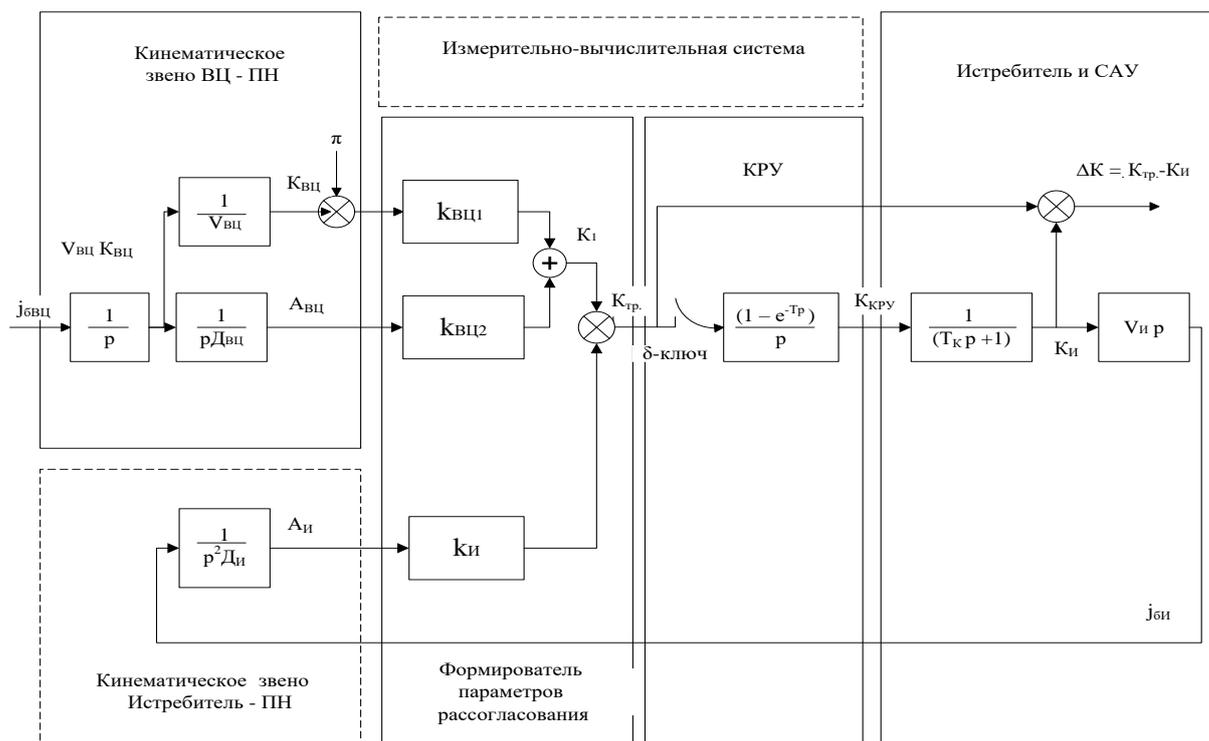


Рисунок 3.2.2.13 – Упрощенная динамическая схема контура управления

Чтобы оценить устойчивость контура КРУ истребителем, необходимо найти характеристический полином, представляющий собой знаменатель передаточной функции замкнутого контура управления.

Входным воздействием в контуре КРУ (см. рисунок 3.2.2.13) является боковая перегрузка ВЦ или однозначно связанная с ней величина

$$K_1 = \left[\frac{k_{ВЦ2}}{p^2 D_{ВЦ}} - \frac{k_{ВЦ1}}{p V_{ВЦ}} \right] j_{бвц} + \pi k_{ВЦ1}. \quad (3.2.2.60)$$

На догонных курсах слагаемое $\pi k_{ВЦ1}$ следует не учитывать.

Выходным сигналом контура (см. рисунок 3.2.2.13) рассматривается курс истребителя

$$\mathbf{K}_{\text{И}}(\mathbf{z}) = \Phi_{\text{К}}(\mathbf{z}) \cdot \mathbf{K}_1(\mathbf{z}) , \quad (3.2.2.61)$$

где $\mathbf{K}_1(\mathbf{z})$, $\mathbf{K}_{\text{И}}(\mathbf{z})$ и $\Phi_{\text{К}}(\mathbf{z})$ - \mathbf{Z} -преобразования входного и выходного воздействий и \mathbf{Z} -передаточная функция контура управления.

\mathbf{Z} -преобразование передаточной функции контура управления при условии, что задержка сигнала на время $\mathbf{T}_{\text{пер.}}$ имеет \mathbf{Z} -преобразование \mathbf{z}^{-1} , а звено $(1 - e^{-\mathbf{T}p})$ описывается выражением $(\mathbf{z} - 1)/\mathbf{z}$, имеет вид

$$\Phi_{\text{К}}(\mathbf{z}) = \frac{\frac{\mathbf{z} - 1}{\mathbf{z}} \mathbf{Z} \left[\frac{1}{p(\mathbf{T}_{\text{К}} p + 1)} \right]}{1 + \frac{\mathbf{z} - 1}{\mathbf{z}} \mathbf{Z} \left[\frac{1 \quad \mathbf{V}_{\text{И}} \mathbf{k}_{\text{И}}}{p(\mathbf{T}_{\text{К}} p + 1) \quad p \mathbf{D}_{\text{И}}} \right]} , \quad (3.2.2.62)$$

где $\mathbf{Z}[\dots]$ - оператор \mathbf{Z} -преобразования.

В свою очередь

$$\mathbf{Z} \left[\frac{1}{p(\mathbf{T}_{\text{К}} p + 1)} \right] = \frac{\mathbf{z} (1 - e^{-\alpha})}{(\mathbf{z} - 1)(\mathbf{z} - e^{-\alpha})} ; \quad (3.2.2.63)$$

$$\mathbf{Z} \left[\frac{\mathbf{V}_{\text{И}} \mathbf{k}_{\text{И}}}{p^2(\mathbf{T}_{\text{К}} p + 1) \mathbf{D}_{\text{И}}} \right] = \mathbf{k}_{\text{V}} \left[\frac{\mathbf{T} \mathbf{z} \quad \mathbf{z} \mathbf{T}_{\text{К}} (1 - e^{-\alpha})}{(\mathbf{z} - 1)^2 \quad (\mathbf{z} - 1)(\mathbf{z} - e^{-\alpha})} \right] , \quad (3.2.2.64)$$

где $\mathbf{k}_{\text{V}} = \frac{\mathbf{V}_{\text{И}} \mathbf{k}_{\text{И}}}{\mathbf{D}_{\text{И}}} = \frac{\mathbf{V}_{\text{И}}}{\mathbf{D}_{\text{захв.}} + \mathbf{V}_{\text{И}} \mathbf{T}_{\text{нав.}}}$ - коэффициент передачи контура наведения истребителя по скорости;
 $\alpha = \mathbf{T}_{\text{пер.}}/\mathbf{T}_{\text{К}}$.

При вводе (3.2.2.63) и (3.2.2.64) в (3.2.2.62) получается передаточная функция контура управления истребителем

$$\Phi_{\text{К}}(\mathbf{z}) = \frac{(\mathbf{z} - 1)(1 - e^{-\alpha})}{\mathbf{b}_0 + \mathbf{b}_1 \mathbf{z} + \mathbf{b}_2 \mathbf{z}^2} , \quad (3.2.2.65)$$

где $\mathbf{b}_0 = (1 - \mathbf{k}_{\text{V}} \mathbf{T}_{\text{пер.}}) e^{-\alpha} + \mathbf{k}_{\text{V}} \mathbf{T}_{\text{К}} (1 - e^{-\alpha})$;
 $\mathbf{b}_1 = \mathbf{k}_{\text{V}} \mathbf{T}_{\text{пер.}} - \mathbf{k}_{\text{V}} \mathbf{T}_{\text{К}} (1 - e^{-\alpha}) - (1 + e^{-\alpha})$;
 $\mathbf{b}_2 = 1$.

Процесс командного радиоуправления истребителем будет устойчивым, если коэффициенты знаменателя (3.2.2.65) будут удовлетворять следующим условиям:

$$\mathbf{b}_0 + \mathbf{b}_1 + \mathbf{b}_2 > 0, \quad (3.2.2.66)$$

$$\mathbf{b}_0 - \mathbf{b}_1 + \mathbf{b}_2 > 0, \quad (3.2.2.67)$$

$$\mathbf{b}_2 - \mathbf{b}_0 > 0. \quad (3.2.2.68)$$

Сложение всех коэффициентов \mathbf{b}_0 , \mathbf{b}_1 , \mathbf{b}_2 по условию (3.2.2.66) дает

$$\mathbf{k}_V \mathbf{T}_{\text{пер.}} (1 - e^{-\alpha}) > 0. \quad (3.2.2.69)$$

Отсюда следует, что условие устойчивости выполняется при любых положительных значениях \mathbf{k}_V , $\mathbf{T}_{\text{пер.}}$ и \mathbf{T}_K .

На основе (3.2.2.67) и (3.2.2.68) получаются два неравенства:

$$(1 - \mathbf{k}_V \mathbf{T}_{\text{пер.}}) e^{-\alpha} + 2\mathbf{k}_V \mathbf{T}_K (1 - e^{-\alpha}) - \mathbf{k}_V \mathbf{T}_{\text{пер.}} + 2 + e^{-\alpha} > 0, \quad (3.2.2.70)$$

$$1 - (1 - \mathbf{k}_V \mathbf{T}_{\text{пер.}}) e^{-\alpha} - \mathbf{k}_V \mathbf{T}_K (1 - e^{-\alpha}) > 0. \quad (3.2.2.71)$$

Поскольку в реальных условиях период поступления команд $\mathbf{T}_{\text{пер.}}$ существенно больше постоянной времени \mathbf{T}_K , то $\alpha \gg 1$ и $e^{-\alpha} \approx 0$.

Тогда выражения (3.2.2.70) и (3.2.2.71) записываются в виде

$$2\mathbf{k}_V \mathbf{T}_K - \mathbf{k}_V \mathbf{T}_{\text{пер.}} + 2 > 0, \quad (3.2.2.72)$$

$$1 - \mathbf{k}_V \mathbf{T}_K > 0. \quad (3.2.2.73)$$

Для больших и средних дальностей $D_{\text{захв.}}$ величина

$$\mathbf{k}_V = \frac{V_{\text{И}}}{D_{\text{захв.}} + V_{\text{И}} \mathbf{T}_{\text{нав.}}} \ll 1$$

и последнее неравенство (3.2.2.73) выполняется всегда, а из (3.2.2.72) следует, что период формирования команд должен выбираться из условия

$$\mathbf{T}_{\text{пер.}} < 2\mathbf{T}_K + 2/\mathbf{k}_V. \quad (3.2.2.74)$$

При малых значениях коэффициента передачи по скорости \mathbf{k}_V период передачи $\mathbf{T}_{\text{пер.}} < 2/\mathbf{k}_V$. Например, для $\mathbf{k}_V = 0,1\text{с}^{-1}$ и $\mathbf{T}_K = 0,5\text{ с}$ период передачи команд управления $\mathbf{T}_{\text{пер.}}$ не должен превышать 21 с.

Обычно $\mathbf{T}_{\text{пер.}}$ выбирают с двукратным запасом ($\mathbf{T}_{\text{пер.}} \approx 10\text{ с}$).

Требуемый период передачи команд $\mathbf{T}_{\text{пер.}}$ во многом определяет период обзора корабельной РЛС.

Команды наведения, передаваемые на борт истребителя:

1. Плавные (постоянные) команды наведения (обновляемые в каждом цикле передачи команд): курс заданный ($K_{зад.}$); скорость заданная ($V_{И\ зад.}$); высота ВЦ ($H_{ВЦ}$); скорость сближения ($V_{сбл.}$); дальность до ВЦ ($D_{ВЦ}$); азимут ВЦ ($A_{ВЦ}$); угол места ВЦ ($УМ_{ВЦ}$).

2. Плавные (постоянные) команды для полуавтономных действий (ПАД): координаты истребителя ($X_{И}, Y_{И}$); координаты ВЦ ($X_{ВЦ}, Y_{ВЦ}$); составляющие скорости ВЦ (V_x, V_y); приращение географических координат истребителя относительно опорной (реперной) точки ($\Delta_\varphi, \Delta_\lambda$); высота ВЦ ($H_{ВЦ}$).

3. Разовые команды наведения и ПАД, определяющие необходимость смены этапа наведения: *накал* (включение излучения); режим полета - крейсерский, форсажный, комбинированный - ($R_{кр.}, R_{фор.}, R_{комб.}$); форсаж (Φ); разовая дальность ($D_1 = 100$ км, $D_2 = 60$ км, $D_3 = 36$ км); *ППС* (передняя полусфера атаки); *ЗПС* (задняя полусфера атаки); *влево, вправо, прямо* – развороты; *взаимодействие*.

4. Плавные команды информации о тактической обстановке: азимут объекта (A_O); дальность до объекта (D_O); курс объекта (K_O).

5. Разовые команды информации о тактической обстановке: относительная высота объекта (*выше, ниже, равная*); количественная характеристика объекта (*группа, одиночный*); относительная скорость объекта (*удаляется, приближается*); номер объекта (N_O); номер трассы объекта ($N_{тр.}$); признак государственного опознавания (*свой, чужой*).

Боевое управление МФИ при наведении на надводные/наземные цели (НЦ) производится по маршрутам, под которыми понимается совокупность точек, заданных координатами X_i, Y_i , временем их пролета t_i , а также участков маршрута между точками, заданных скоростями V_i и высотами H_i полета. По своему назначению точки маршрута делятся на: исходный пункт маршрута (ИПМ); поворотные пункты маршрута (ППМ); конечный пункт маршрута (КПМ); исходный пункт обратного маршрута (ИПОМ).

Маршрут считается заданным, если заданы координаты всех точек маршрута и минимум данных, позволяющих однозначно определять время пролета всех точек, высоты и скорости полета на всех участках. Параметры полета на участках вырабатываются с учетом навигационного ветра. Полет по заданному маршруту выполняется по командам с ПН АНКор (поступающим по КРУ или радиотелефону). При выполнении полета по маршруту МФИ принимается на управление ПН АНКор при подходе к ИПМ. Летчик устанавливает радиосвязь с оператором боевого управления (ОБУ) на канале связи, указанном с ПУА. ОБУ сообщает летчику курс, скорость и высоту полета на каждом из участков маршрута. Если МФИ оборудован КРУ, то летчик выполняет полет, выдерживая заданные значения курса, скорости и высоты. При полете МФИ на маршруте учитываются следующие особенности:

а) при разворотах на новую линию пути на борт поступает расчетный курс выхода из разворота. В аппаратуре наведения принят крен 45^0 ;

б) при отклонении от заданного времени удара по НЦ и включении на ПН режима "Целеуказание" на борт МФИ выдается значение скорости, рассчитанное на ликвидацию отклонения в течение 3 минут;

в) заданная скорость должна выдерживаться только в пределах ограничений для данного типа МФИ. Переход на сверхзвуковую скорость производится только при поступлении с ПН команды "Форсаж";

г) при выходе из разворота на боевой курс летчику по радиотелефону (КРУ) дается целеуказание по НЦ (дальность до НЦ, команда "Вертикаль", курс на НЦ). По этим данным летчик самостоятельно производит поиск, обнаружение и атаку НЦ.

После окончания атаки летчик докладывает о выполнении задания и получает от ПН данные для возвращения на АНК.

Если полет производится на малых (предельно малых) высотах, вне поля связи с ПН АНК, то выдача параметров полета производится при кратковременных наборах высоты в заранее намеченных точках маршрута.

3.2.3. Оптимизация систем корабельных летательных аппаратов при управлении боевыми действиями

В основе критериального моделирования единого процесса оптимизации, оценки, формирования требований и принятия решений по системам корабельных летательных аппаратов (ЛАК) при операционном функционировании авианосного корабля лежит абстрагирование от постоянно существующих в системах ЛАК сложных соотношений и их использования для создания критериальной модели.

Часто либо из-за самой природы исследуемого процесса, либо ввиду его сложности, эти соотношения носят статистический характер. Это значит, что при данном входном сигнале отдельные элементы системы, а, следовательно, и вся система в целом не будут иметь выходного сигнала одной определенной величины. Выходной сигнал этих элементов и системы будет иметь некоторый спектр возможных величин, где у каждой величины есть определенная вероятность возникновения.

Неопределенность измерений этих величин играет очень важную роль при анализе боевых операций, в отличие от многих инженерных задач, когда измерения можно выполнить с любой необходимой точностью.

Кроме того, основные параметры процесса обычно имеют вид функций распределения.

В основной боевой операции по отражению налета СВН "носимая" авиация должна решать множество сложных вспомогательных функций, чтобы выполнить целевую задачу – уничтожение СВН.

При каждом таком вспомогательном действии определенные входные сигналы преобразуются в выходные сигналы и система представляет собой систему последовательных или последовательно-параллельных устройств, выполняющих определенные частные задачи, но соединенных таким образом, чтобы вся система в целом решала возложенную на нее общую задачу – уничтожение СВН (рис. 3.2.3.1).

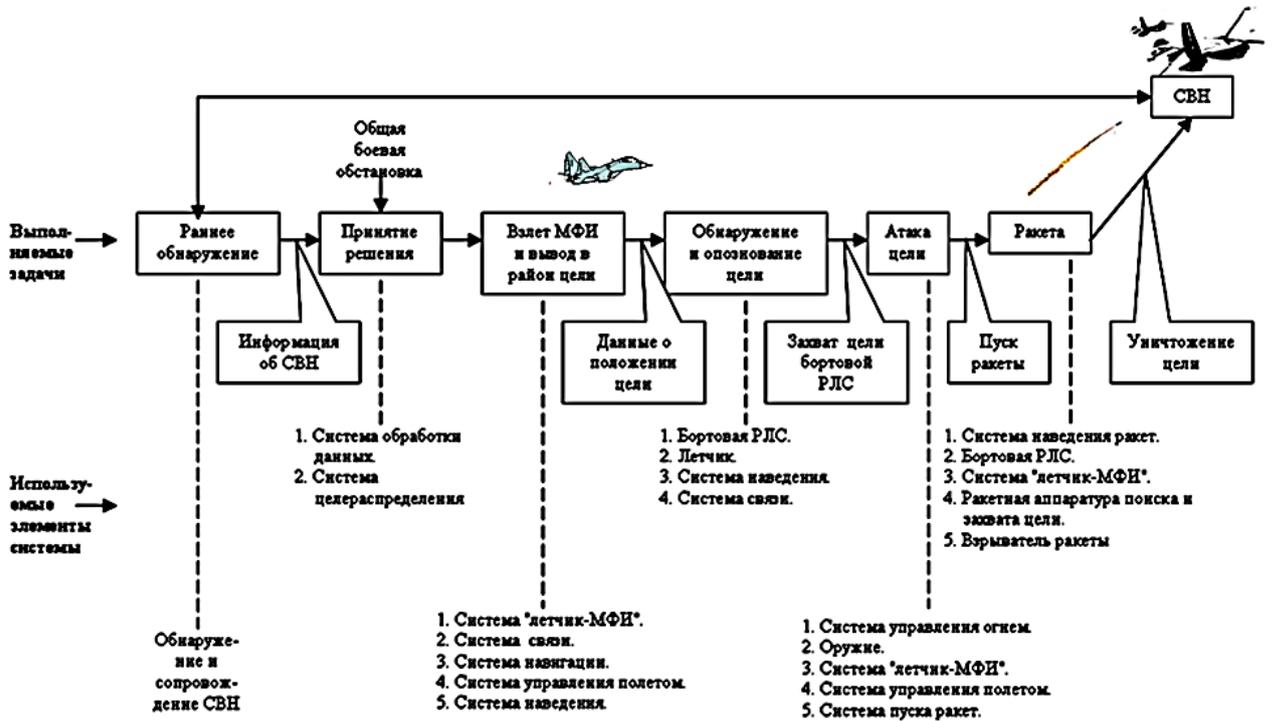


Рисунок 3.2.3.1 – Последовательность задач отражения налета СВН

Вероятность выполнения этой задачи очень сильно зависит от возможности системы реагировать на входной сигнал за определенный период времени. Выполнению каждой задачи соответствует некоторое определенное время реакции, и общее время реакции всей системы в целом зависит от скорости реагирования ее составных элементов.

Временное соотношение, определяющее продолжительность выполнения каждой функциональной задачи, должно характеризоваться распределением вероятностей задержек во времени, а не постоянной задержкой во времени.

Поэтому для анализа боевой операции по отражению налета СВН принимается поэлементная оптимизация характеристик отдельных элементов системы с взаимосвязью с общей характеристикой системы в целом.

Такая последовательная поэлементная оптимизация различных элементов системы может обеспечить ее постепенное улучшение и привести к желаемому уровню вероятности выполнения задачи отражения налета СВН.

Весьма важно подчеркнуть, что состояние развития техники не должно влиять на формирование требований к элементам системы. Цель критериального моделирования состоит в определении требований к элементам системы, а не в их практической реализации.

При этом вся система отражения налета СВН разбивается на такие элементы: корабельная боевая система управления; самолетная система радиолокационного дозора и наведения (РЛДН); самолетная (МФИ) система перехвата; система управляемых ракет класса "воздух-воздух" (В-В).

Вся система рассчитана на возможность нахождения в воздухе самолета РЛДН в течение 24 часов (рисунок 3.2.3.2).

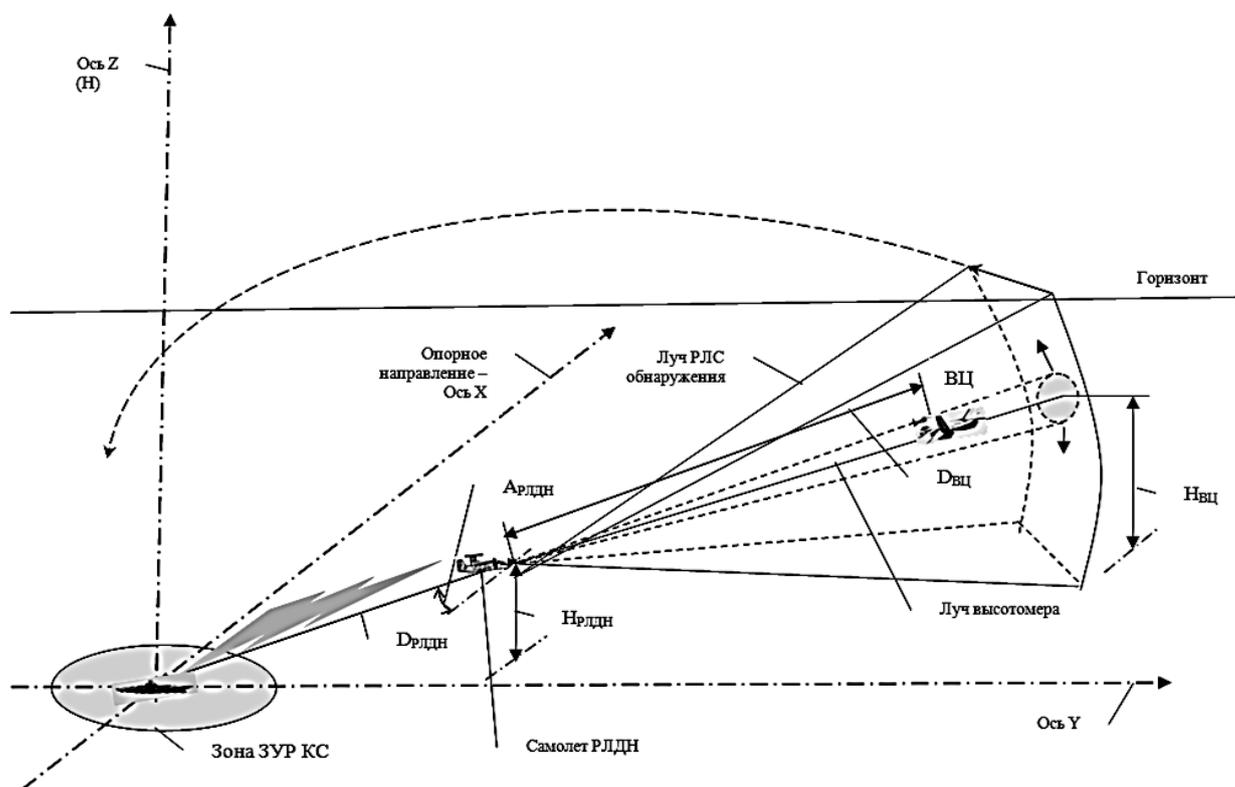


Рисунок 3.2.3.2 – Самолет РЛДН относительно ядра соединения кораблей

Важнейшим неизвестным и подлежащим исследованию вопросом является влияние точности, надежности и скорости передачи информации об угрозе нападения СВН с самолета РЛДН на эффективность действий МФИ-перехватчиков (рисунок 3.2.3.3).

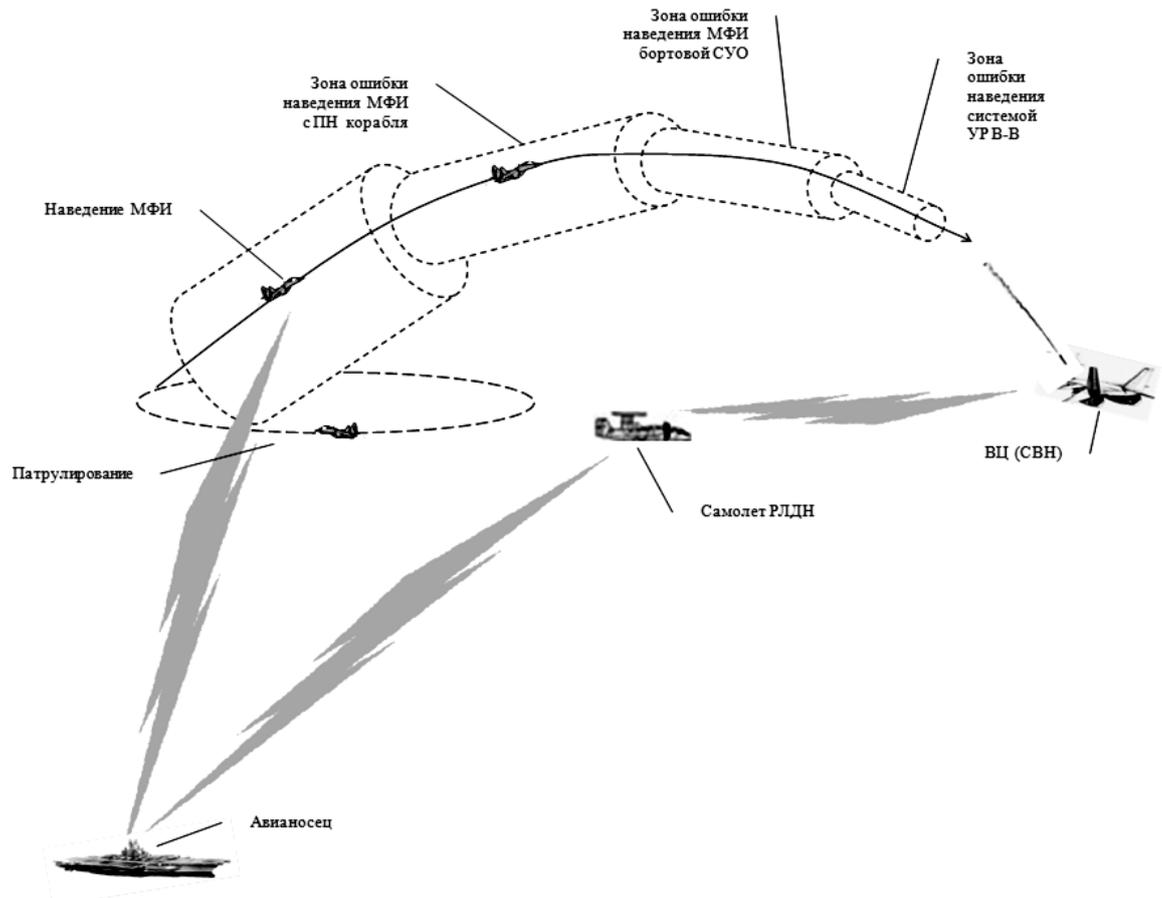


Рисунок 3.2.3.3 – Вывод МФИ в зону перехвата ВЦ

Параметры каждого элемента системы (и соотношения между элементами), оказывающие влияние на общие характеристики всей системы, показаны на рисунках 3.2.3.4...3.2.3.7. Неизвестные (непроверенные) параметры должны быть выяснены при исследовании системы.

К ним относятся параметры РЛС обнаружения и перехвата, а также соотношения между различными элементами системы – известными и неизвестными. Известные параметры проверяются и уточняются. Их графические и табличные данные приведены на рисунках 3.2.3.4...3.2.3.7.

На рисунке 3.2.3.4 показан условный боевой порядок соединения кораблей с АНКор как иллюстрация возможных условий анализируемой боевой операции по отражению налета СВН. Элементы соединения, не имеющие отношения к решению данной задачи, не рассматриваются.

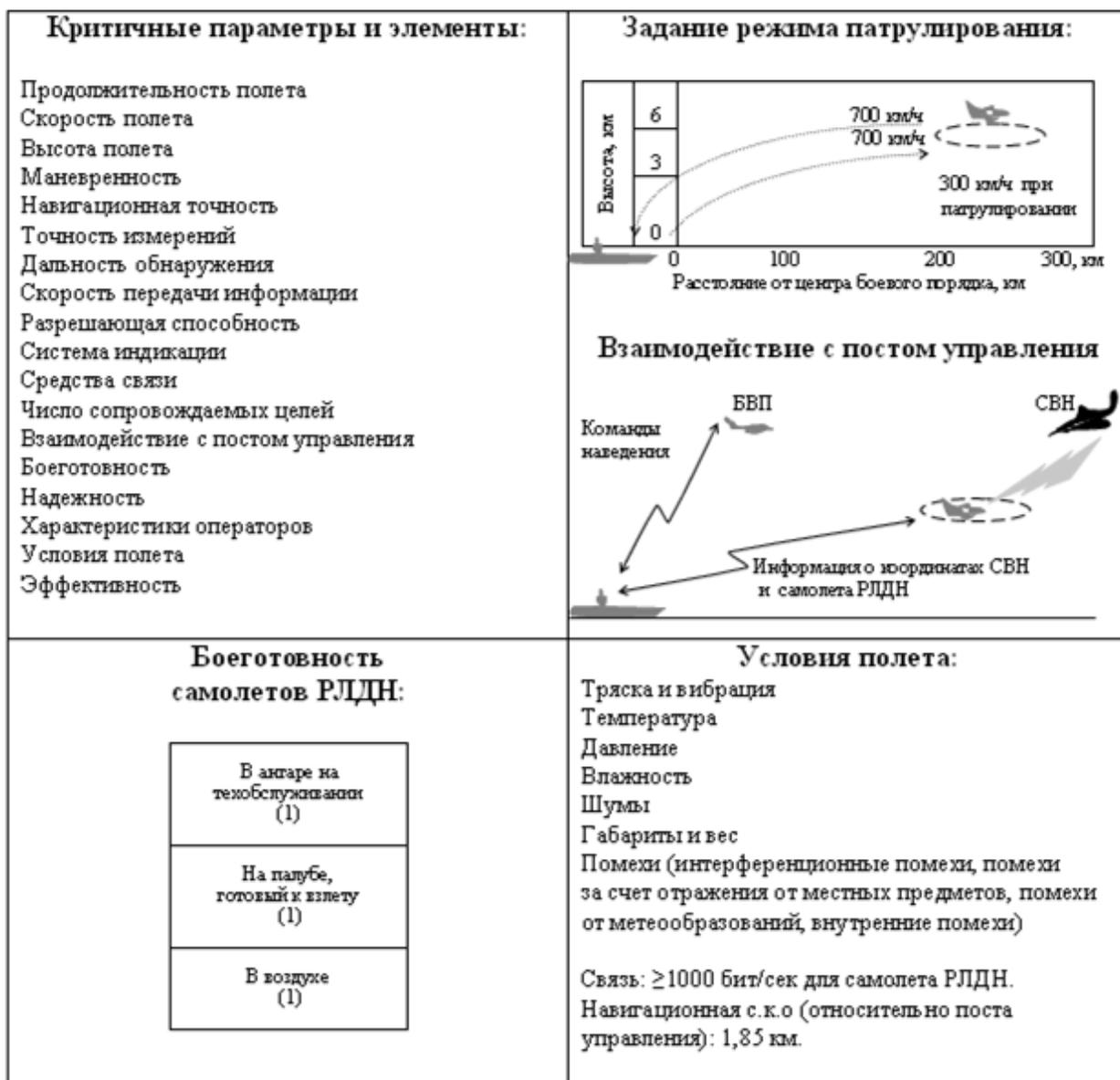


Рисунок 3.2.3.5 – Параметры самолетной системы РЛДН

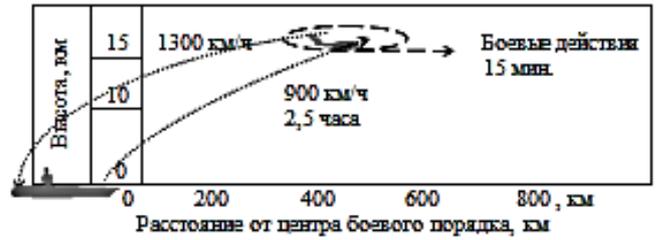
Что касается элемента самолетной (МФИ) системы перехвата, то неизвестными параметрами элемента являются соотношения между самолетной (МФИ) РЛС, комплексом управляемых ракет и тактикой ведения боевых действий (рисунок 3.2.3.6).

Основной неизвестной характеристикой, которая должна быть определена при исследовании системы, является влияние точности наведения на эффективность МФИ-перехватчика.

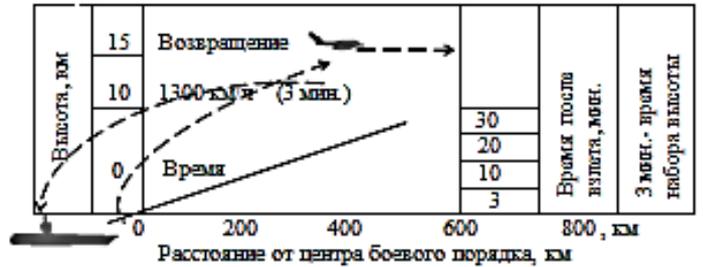
Критичные параметры:

- Скорость
- Высота
- Дальность
- Скороподъемность
- Маневренность
- Дальность действия бортовой РЛС
- Угол обзора
- Точность наведения
- Метод атаки
- Управление оружием
- Вооружение: ракеты класса В-В
- Надежность
- Динамические характеристики управления
- Характеристики летчика
- Эффективность

Траектория при патрулировании:



При взлете с палубы АНК:



Параметры маневра:

- Допустимая перегрузка: 2g
- Максимальный угол атаки: 6 град.
- Угол атаки при переходных режимах: 2 град.
- Скорость изменения крена: 60 град./сек

Условия полета:

- Взлет с катапульты
- Тряска и вибрация (при взлете, в полете и при маневре, при пуске ракет, при посадке)
- Температура
- Давление
- Габариты и вес
- Помехи (отражения от местных предметов, от метеообразований, радиопомехи)

Схема замкнутого контура, образованного воздушной целью, МФИ-перехватчиком, летчиком, бортовой РЛС и системой управления оружием

Динамика управления МФИ-перехватчика

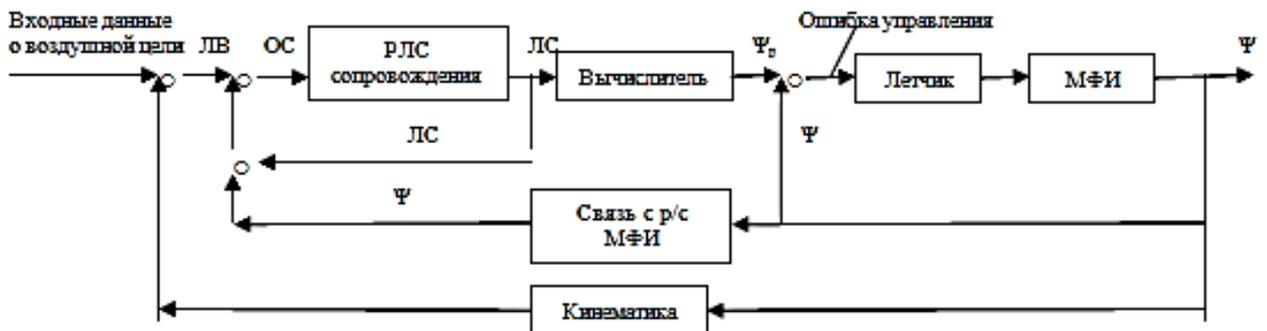
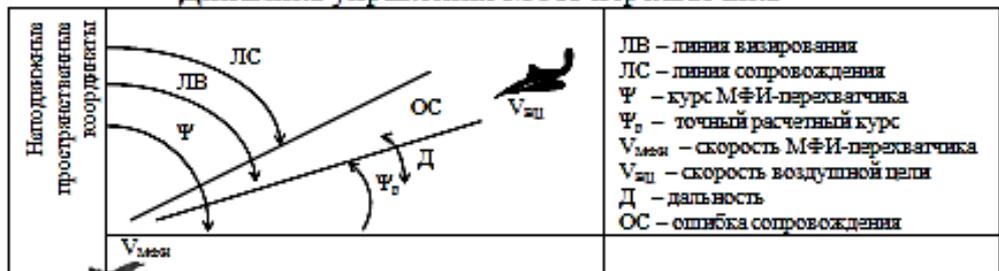


Рисунок 3.2.3.6 – Параметры самолетной (МФИ) системы перехвата

Что касается элемента системы управляемых ракет класса "воздух-воздух" (В-В), то наиболее важным параметром элемента является взаимосвязь между бортовой РЛС МФИ-перехватчика и головкой самонаведения (ГСН) ракеты класса В-В (рисунок 3.2.3.7).

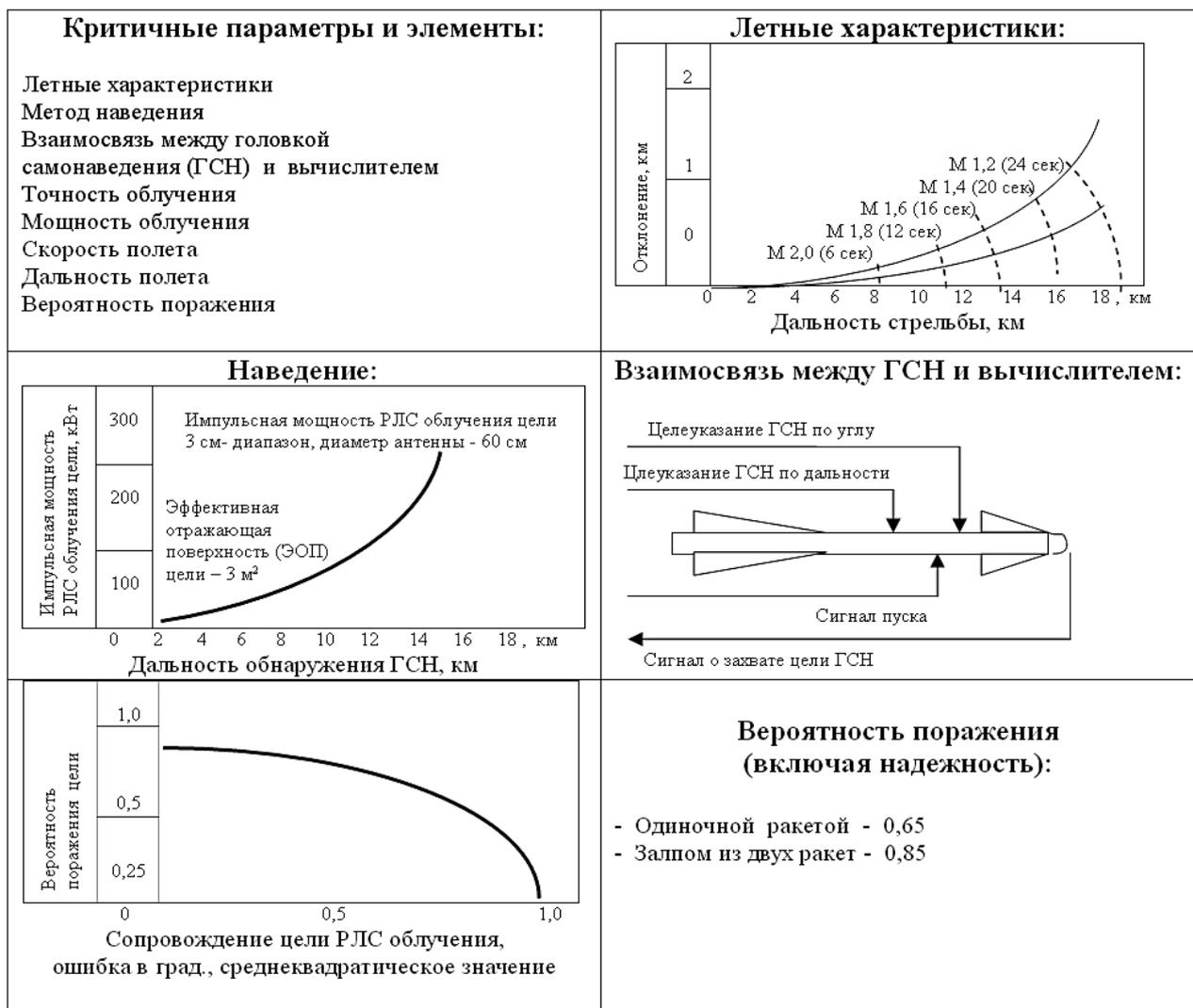


Рисунок 3.2.3.7 – Параметры системы управляемых ракет класса В-В

Весьма важным критичным параметром, влияющим на качество системы отражения налета СВН и который необходимо учитывать при разработке системы, является эффективная отражающая поверхность (ЭОП) воздушных целей как одиночных, так и групповых в составе СВН. Величина ЭОП очень сильно влияет на качество работы как бортовых РЛС МФИ-перехватчиков и самолета РЛДН, так и корабельных РЛС.

При этом проверяется чувствительность характеристик системы к изменениям скорости полета и числа воздушных целей в составе СВН, как входных параметров системы вооружения.

Корабельным МФИ-перехватчикам ставится задача уничтожения ударных самолетов и ракет противника в составе СВН. В качестве исходных данных берется отражение налета 20 ударных самолетов, летящих на высоте 15 км со скоростью 900 км/час.

Задача считается выполненной удовлетворительно, если будут достигнуты или превышены результаты, указанные на рисунке 3.2.3.8 (затушеванная область):

- вероятность поражения 20 целей – 0,5;
- вероятность поражения 16 целей – 0,9;
- вероятность поражения 12 целей – 0,99.

Все цели должны быть сбиты не ближе 150 км от АНКор.



Рисунок 3.2.3.8 – Тактические требования к корабельным МФИ

Тактические требования характеризуют конкретные задачи, которые должна решать создаваемая система. А способы решения этих задач определяются логикой построения и принципом действий системы. На этапе проектирования определяются логические основы построения и элементы системы при последовательно-параллельном перечислении всех операций, которые, в конечном счете, приведут к выполнению поставленных задач перед системой в соответствии с заданными требованиями.

В задаче отражения налета СВН (оборонительной задаче) такими операциями являются [22]: дальнейшее обнаружение, опознавание, оценка угрозы; выбор и назначение оружия; вывод и наведение корабельных МФИ-перехватчиков; поиск и обнаружение, захват и сопровождение цели бортовой РЛС МФИ-перехватчика; сопровождение цели бортовой системой управления оружием и пуск ракет класса В-В; наведение ракет класса В-В; поражение цели (без повреждения своего МФИ-перехватчика); возврат МФИ-перехватчика на АНК; передача информации о нераспределенных целях системе непосредственной поддержки, имеющей на вооружении корабельные ЗУР и ЗА.

Оценка выполнимости требований к системе должна носить статистический характер. По различным причинам (неготовность МФИ, ограничения по времени неисправности, неточность работы элементов системы и тому подобное) определенное количество МФИ-перехватчиков не сможет осуществлять какую-нибудь из последовательно-параллельных операций, выполняемых при отражении налета СВН.

Любой МФИ-перехватчик, выбранный произвольно из всего числа базирующихся на АНКор, обладает определенной вероятностью поражения цели. Эта вероятность есть произведение частных вероятностей успешного завершения каждой последовательной операции отражения налета СВН.

Такой подход к оценке выполнимости требований указывает на необходимость добиваться соответствующего баланса между характеристиками различных элементов системы при проектировании.

Очень низкая вероятность успешного выполнения задачи на любой последовательной операции может сделать бесполезными любые усилия достигнуть весьма высоких вероятностей на другой последовательной операции и должна служить указанием о необходимости повышения эффективности работы соответствующего элемента системы.

Поэтому для оценки выполнимости требований к системе должны быть определены известные (постоянные) и неизвестные (переменные) элементы задачи и выполнен анализ соотношений между переменными и постоянными элементами с целью определения влияния каждого переменного на степень успешности выполнения боевой задачи.

Основными переменными элементами системы в задаче отражения налета СВН (оборонительной операции) являются:

дальность обнаружения СВН, измеряемая от центра ордера (АНКор);

число МФИ-перехватчиков, которые могут вступить в бой с данной группировкой СВН;

эффективность действия каждого МФИ-перехватчика, вступающего в бой с групповой воздушной целью, и вероятность поражения цели.

Все другие переменные элементы подсистем влияют на одну или на все основные переменные элементы системы.

Наиболее приемлемым может оказаться анализ, осуществляемый в обратной последовательности выполнения поставленной задачи. Такая последовательность анализа позволяет рассмотреть сначала наиболее сложные подсистемы (элементы), чтобы найти максимальное число регулируемых параметров, пригодных для предварительного анализа и проектирования системы. Соотношения между основными параметрами боевого процесса в целом и степень влияния каждого параметра на общую эффективность процесса можно определить с помощью математических моделей.

Эти соотношения определяют количественную и качественную основу для выбора основных параметров боевой системы.

При обратном анализе определяется характер зависимости между эффективностью боевой системы и ее постоянными и переменными элементами (рисунок 3.2.3.9).

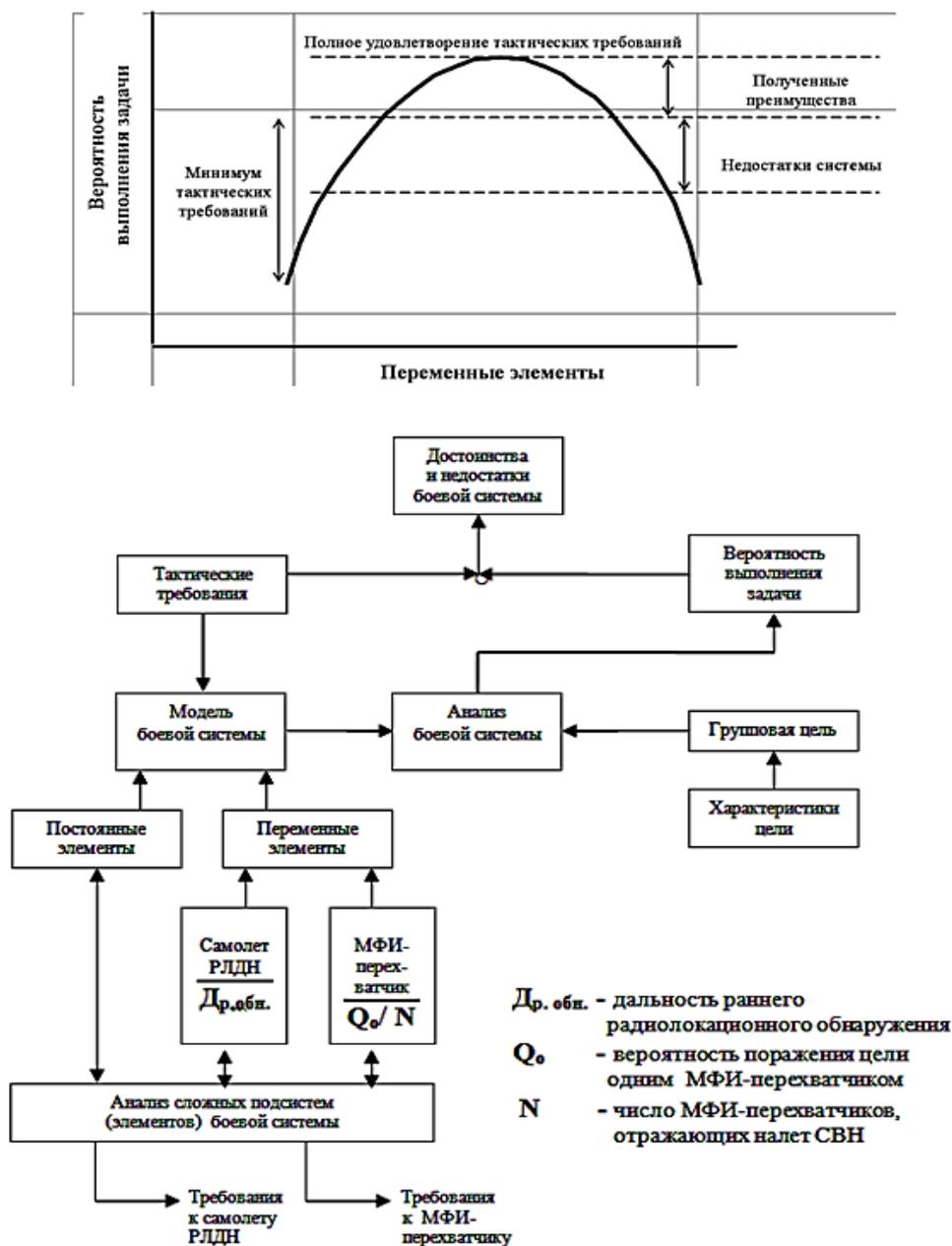


Рисунок 3.2.3.9 – Обратный анализ боевой системы

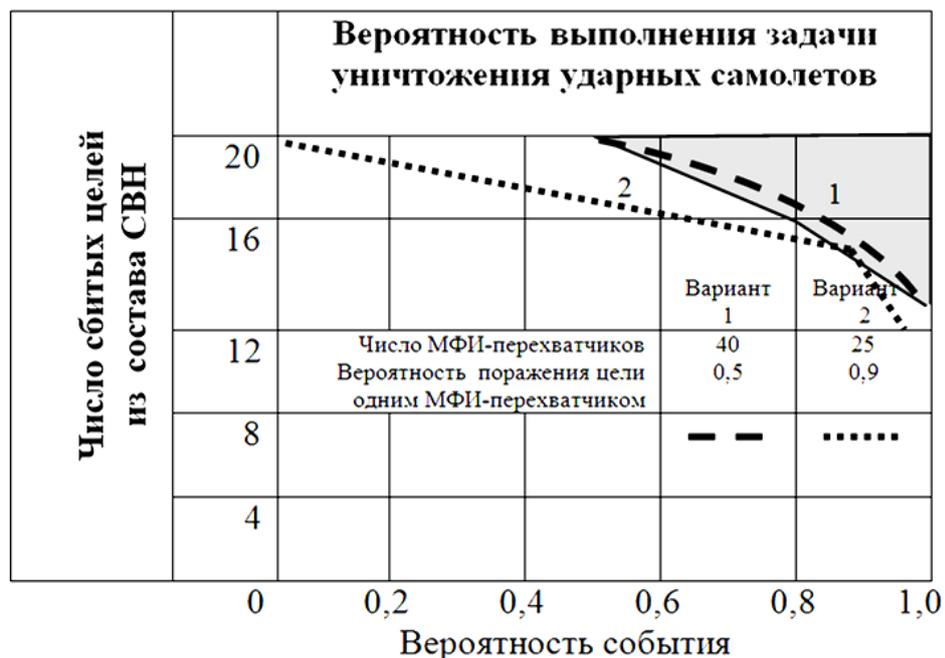
В тактических требованиях (см. рисунок 3.2.3.8) эффективность системы ПВО АНКор, использующей корабельные МФИ-перехватчики, характеризуется степенью выполнения боевой задачи с заданной вероятностью.

При анализе допускается, что для отражения налета СВН в составе 20 воздушных целей могут быть направлены 40 МФИ-перехватчиков ($N = 40$). Каждый перехватчик может предпринять только одну атаку с пуском в залпе 2-х управляемых ракет (УР).

И если одна атака цели оказывается неудачной, на эту цель будет направлен другой перехватчик, и так будет продолжаться до тех пор, пока не будет совершено 40 атак или же пока не будут уничтожены все 20 целей.

Если принять эффективность каждого МФИ-перехватчика $Q_0 = 0,5$, то изображенные на рисунке 3.2.3.9 характеристики эффективности отражения налета СВН МФИ-перехватчиками можно получить с помощью элементарной теории вероятностей. Как можно видеть из рисунка 3.2.3.9, система при выбранных значениях параметров удовлетворяет заданным тактическим требованиям.

Поступая таким образом и дальше, можно для каждого пункта тактических требований определить кривые зависимостей между числом МФИ-перехватчиков и вероятностью поражения цели. Одна такая кривая показана на рисунке 3.2.3.10.



(■) - тактические требования

Рисунок 3.2.3.10 – Эффективность отражения налета СВН

Кривая отражает все сочетания вероятностей поражения целей МФИ-перехватчиком и количества наведений, при которых обеспечивается поражение 16 из 20 целей с вероятностью 0,9.

На рисунке 3.2.3.10 показано также влияние на предельные значения основных параметров системы некоторых приведенных на рисунках 3.2.3.3...3.2.3.5 постоянных элементов. Например, очевидно, что вероятность поражения цели МФИ-перехватчиком не может быть больше вероятности поражения цели одним залпом УР, равной 0,85.

Если для отражения налета будут назначены 3 МФИ-перехватчика БВП, 4 МФИ-перехватчика на флангах и 18 готовых к вылету (всего 25 МФИ-перехватчиков), то требуемая вероятность поражения цели одним МФИ-перехватчиком станет немногим более 0,5. С увеличением числа вводимых в бой МФИ-перехватчиков требуемая вероятность поражения цели одним МФИ-перехватчиком снизится до 0,4...0,3.

После определения соотношения между числом МФИ-перехватчиков и эффективностью системы необходимо перейти к определению соотношений между числом МФИ-перехватчиков и другими постоянными и переменными элементами боевой системы. В результате этого должны быть получены основные соотношения параметров, из которых можно выбрать параметры N , Q_0 , $D_{р.обн.}$ (рисунок 3.2.3.11)

Параметры N и Q_0 являются функцией первоначальной боевой позиции АНКор, дальности обнаружения СВН, времени приведения системы в боевую готовность и скоростей МФИ-перехватчика и воздушной цели, что наглядно показано при отражении налета СВН (см. рисунок 2.4.13).

На рисунке 2.4.13 максимальное время полета для первых 2-х МФИ-перехватчиков до цели составляет 15 мин., воздушный бой для всех 18 МФИ-перехватчиков – 15...20 мин с учетом перехвата до зоны действия корабельных ЗУР и ЗА, не считая атаку воздушных целей МФИ-перехватчиками, находящимися в БВП и охраняющими самолет РЛДН.

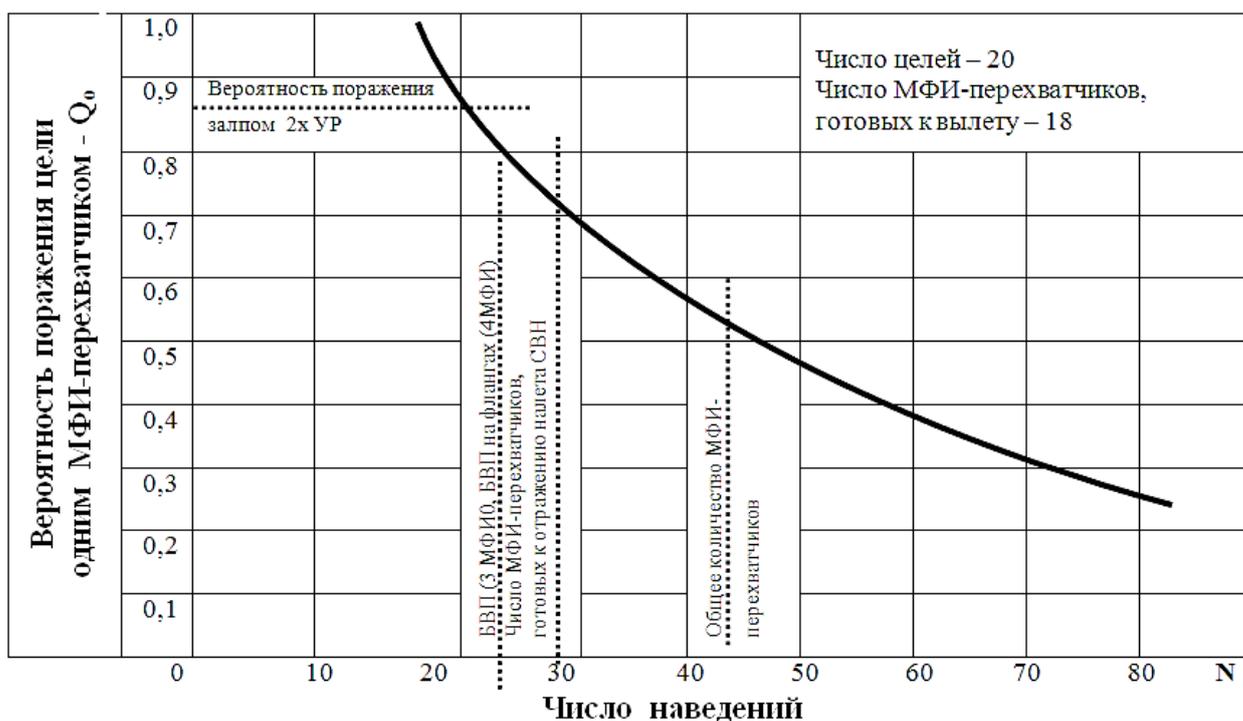


Рисунок 3.2.3.11 – Зависимость между вероятностью поражения цели одним МФИ-перехватчиком и числом наведений, необходимых для уничтожения 20 и более целей из состава СВН с вероятностью 0,9

Эта модель согласуется с параметрами бортовой (МФИ) системы перехвата (см. рисунок 3.2.3.4) и ее можно использовать для проверки влияния на эффективность системы изменений ее отдельных параметров. Результаты такого анализа приведены на рисунке 3.2.3.12, где показаны кривые функциональных зависимостей важнейших параметров.

Рисунок 3.2.3.12 показывает основные соотношения параметров N , Q_0 , $D_{р.обн.}$, а именно, при увеличении дальности раннего радиолокационного обнаружения $D_{р.обн.}$ число МФИ-перехватчиков N , отражающих налет СВН, становится ограничивающим фактором, то есть необходимо увеличивать либо число N , либо вероятность поражения воздушной цели одним МФИ-перехватчиком Q_0 . Кроме этого, показано влияние скорости воздушной цели $V_{вц}$ на параметры Q_0 , $D_{р.обн.}$, то есть с увеличением $V_{вц}$ необходимо увеличивать Q_0 или $D_{р.обн.}$ и так далее [22].

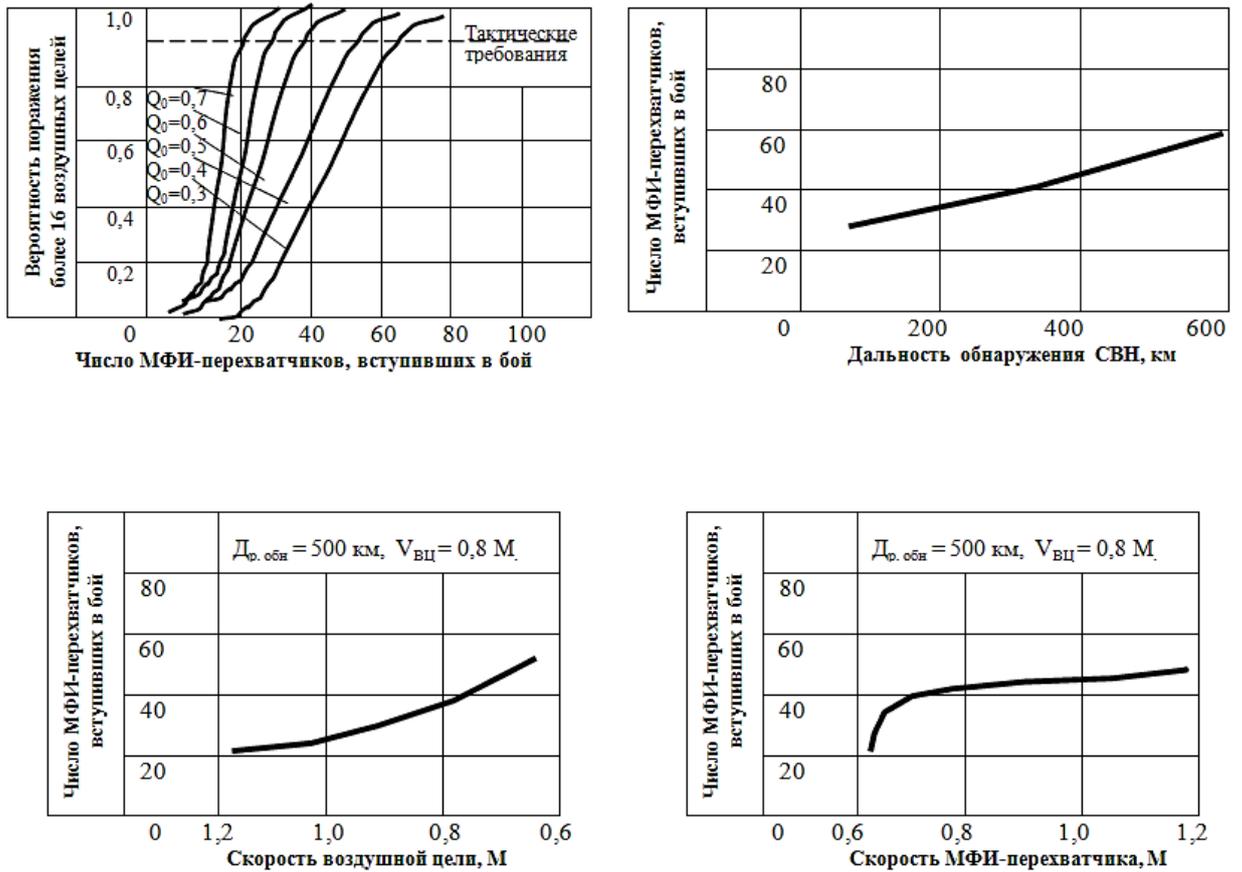


Рисунок 3.2.3.12 – Зависимость эффективности оборонительной операции от N , $D_{р.обн}$ и Q_0

Все это необходимо учитывать при разработке алгоритмов боевого управления, описанных в подразделе 3.2.2, с учетом временных задержек, связанных с методами наведения МФИ на ВЦ, осуществляемыми не по прямолинейной траектории полета МФИ к ВЦ.

Дополнительные временные задержки снижают количество вылетов на перехват, которые можно осуществить при имеющейся дальности обнаружения ВЦ.

Оценка условий выполнимости тактических требований к системе позволяет выявить другие важные факторы. Например, на решение тактических вопросов в период между моментом обнаружения и назначением первых МФИ-перехватчиков на определенные ВЦ отводилось 5 минут.

Такую задержку следует считать значительной, потому что каждая минута задержки требует для осуществления того же количества наведений увеличения дальности обнаружения ВЦ на 20 км. Влияние этой временной задержки может существенно изменяться, если взлет МФИ-перехватчиков будет осуществляться до окончания оценки боевой обстановки.

Однако МФИ-перехватчики могут быть подняты в воздух напрасно. Поэтому в таком случае необходимо произвести оценку последствий ложной тревоги как функцию продолжительности оценки боевой обстановки, то есть оценку потерь, связанных с напрасным взлетом (расход авиатоплива, уязвимость от атак с других направлений и тому подобное).

Целераспределение также влияет на выбор технических параметров элементов системы. При той тактике отражения налета СВН, показанной на рисунках 2.4.13 и 3.2.3.11, вероятность поражения ВЦ одним МФИ-перехватчиком должна быть значительно увеличена и составлять $Q_0 = 0,9$. Требуемое количество наведений зависит от Q_0 (см. рисунок 3.2.3.11).

Преимущество метода оптимального целераспределения очевидно.

В качестве критерия оценки параметров системы раннего радиолокационного обнаружения принимается количество МФИ-перехватчиков N , которые во время налета СВН могут быть направлены на отдельные воздушные цели (ВЦ) при налете группы из 20 и более самолетов противника. При этом элемент системы раннего радиолокационного обнаружения в качестве самолета РЛДН должен выдавать информацию о налете СВН с таким расчетом, чтобы МФИ-перехватчики могли обнаружить и произвести захват ВЦ с помощью своих радиолокационных систем перехвата. А используемый метод наведения должен соответствовать временным характеристикам системы, зависящим в свою очередь от дальности радиолокационного обнаружения. Точность наведения должна соответствовать требованиям к точности вывода МФИ-перехватчика в заданную точку, которая в свою очередь зависит от конструкции самого МФИ-перехватчика, бортовой РЛС перехвата и бортовой системы управления оружием (СУО).

Самолетная система РЛДН также должна выдавать информацию, которая была бы пригодна для непрерывного наблюдения воздушной обстановки и управления боевыми действиями МФИ-перехватчиков. Поток информации в системе радиолокационного дозора и наведения (РЛДН) МФИ-перехватчиков показан на рисунке 3.2.3.13. Аппаратура самолетной системы РЛДН кодирует информацию об измеренных дальности, азимуте и высоте полета ВЦ и передает эти данные на пост управления (ПУ) в виде цифровых сообщений. Положение самолета РЛДН, определяемое с помощью навигационной системы, также передается с помощью радиолинии передачи цифровых данных. АНКор, на котором размещен ПУ и пункт наведения (ПН), также имеет средства для определения местоположения самолета РЛДН.

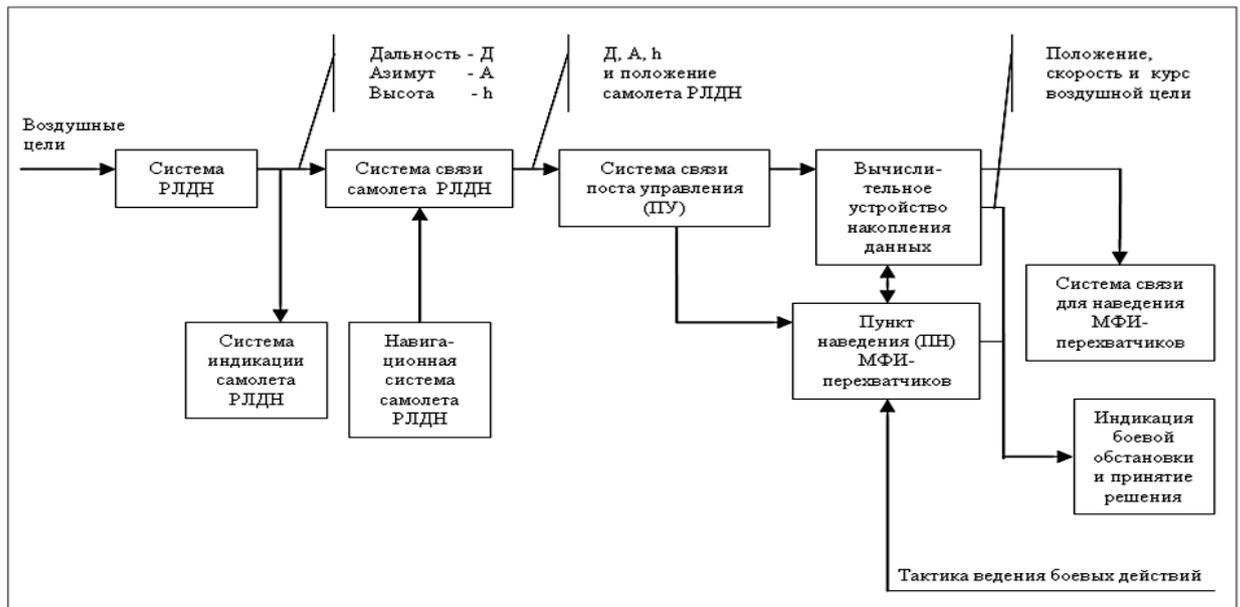


Рисунок 3.2.3.13 – Поток информации в системе РЛДН

Самолет РЛДН определяет дальность и азимут всех летательных аппаратов, находящихся в зоне его наблюдения, и передает информацию на главный индикатор боевого управления ПУ, предназначенный для непрерывного наблюдения за воздушной обстановкой и для управления боевыми действиями. Измерения высоты производятся только для указанных ВЦ; МФИ-перехватчики набирают высоту, равную высоте цели, так что измерять высоту полета МФИ-перехватчика не требуется.

Информация о ВЦ, получаемая РЛС самолета РЛДН в полярных координатах (D , A), преобразуется вычислительным устройством ПУ для прямоугольной системы координат, что упрощает получение информации о курсе и скорости ВЦ. Применение прямоугольной системы координат имеет то преимущество, что в этом случае, в отличие от полярной системы координат, траектория ВЦ, летящей по прямой с постоянной скоростью, может быть выражена составляющими скорости по координатам X и Y , причем величины этих составляющих также остаются постоянными.

Точность измерения положения ВЦ (D , A) применительно к данным, поступающим в ПУ, ограничивается несколькими факторами, а именно:

- ошибками измерения, обусловленными шириной луча РЛС и длительностью импульса;
- ошибками кодирования информации (Чтобы уменьшить объем информации, подлежащей обработке и передаче по каналам связи, данные о координатах ВЦ округляют и передают в виде серии отдельных дискретных сообщений или кодограмм. Такое кодирование производится аппаратурой самолета РЛДН и аппаратурой ПУ);
- ошибками стабилизации положения РЛС (В результате маневрирования и воздействия порывов ветра самолет РЛДН изменяет свое положение по крену и тангажу, поэтому надо стабилизировать);
- ошибками из-за наличия временных задержек (Между моментом измерения координат ВЦ и моментом их регистрации, а также моментом их использования в ПУ).

Требования к определению высоты ВЦ радиолокационным высотомером самолета РЛДН определяются следующими тактическими соображениями [22]:

- характеристиками ожидаемой боевой обстановки, включая различные возможные варианты (к этим характеристикам относятся скорость, высота полета и количество ВЦ);
- измерениями высоты во время оценки боевой обстановки;

- измерениями высоты на этапе наведения;
- измерениями высоты, определяемыми необходимостью своевременной выдачи информации корабельным системам ЗУР, ЗА.

Общие требования к параметрам элемента системы раннего радиолокационного обнаружения, подлежащие оценке их выполнимости при разработке, создании и испытаниях системы, представлены в таблице 3.2.3.1.

Точность полученных расчетных данных о курсе, скорости и положении ВЦ является основным исходным параметром при определении эффективности оборонительной операции.

В задаче вывода МФИ-перехватчика (на назначенные ВЦ по информации о положении, курсе и скорости ВЦ) в боевое соприкосновение с ВЦ траектория движения МФИ-перехватчика складывается из:

участков дальнего наведения в горизонтальной плоскости, позволяющих МФИ-перехватчику выйти в заданные конечные условия для поиска, обнаружения, сближения с ВЦ;

полета в вертикальной плоскости, обеспечивающего достижение заданной высоты и скорости;

маршевых (балансных) участков, с помощью которых осуществляется выход на заданную дальность (рубеж), и выдерживается заданное или минимальное время с учетом запаса топлива на борту.

Выход МФИ-перехватчика в информационный контакт с ВЦ автоматизирован в режиме командного наведения от корабельного ПН (см. подраздел 3.2.2).

За счет формирования траектории наведения и учета летно-технических характеристик (ЛТХ) МФИ-перехватчика в АСБУ при командном наведении полностью реализуются рубежно-временные характеристики МФИ-перехватчика. При этом в случае необходимости осуществляется движение по комбинированному профилю с двумя маршевыми участками (дозвуковым и сверхзвуковым).

Таблица 3.2.3.1. Требования к параметрам системы РЛДН

Параметры	Значения
РЛС обнаружения:	
Дальность обнаружения.....	500 км при вероятности обнаружения 0,9
Количество воздушных целей (ВЦ).....	До 50 ВЦ и 50 МФИ-перехватчиков
Дальность оценки боевой обстановки.....	400...500 км
Номинальная дальность наведения.....	250 км
Обзор по азимуту.....	360 ⁰
Обзор по углу места.....	+45 ⁰- 20 ⁰ Рабочая высота полета ~ 6000 м
Разрешающая способность по дальности.....	1,5 км
Разрешающая способность по азимуту.....	3,0 ⁰
Точность по дальности (с.к.о.).....	$\sigma_D = 300$ м
Точность по азимуту (с.к.о.).....	$\sigma_A = 1,0^0$
Элементы кодирования информации: для самолета РЛДН.....	1,0 ⁰ по азимуту 1,5 км по дальности
для ПУ.....	1,5 км по дальности
Ошибки стабилизации.....	0,1 ошибки измерения
Ошибки из-за временных задержек.....	0,1 ошибки измерения
Суммарная с.к.о. определения положения ВЦ $\sigma_{ВЦ} = \sqrt{(\sigma_A^2 + \sigma_D^2)}$: на дальности 250 км.....	$\sigma_{ВЦ} = 1,5$ км (при луче 5,0 ⁰)
на дальности 500 км.....	$\sigma_{ВЦ} = 3,0$ км
Радиолокационный высотомер:	
Дальность оценки боевой обстановки.....	400...500 км
Номинальная дальность наведения.....	250 км
Пределы обзора по азимуту.....	$\pm 90^0$ относительно курса самолета РЛДН
Обзор по углу места.....	+45 ⁰- 20 ⁰
Ширина луча в вертикальной плоскости.....	5,0 ⁰
С.к.о. измерения высоты.....	500 м
Ширина луча в горизонтальной плоскости....	5,0 ⁰ (должна соответствовать ширине луча РЛС обнаружения)
С.к.о. стабилизации.....	0,3 ⁰ (относительно истинной вертикали)

По данным исследований [23] частота использования режима командного наведения при выводе МФИ по перехвату ВЦ составляет 40...50%. В остальных случаях реализуются режимы полуавтономных действий, включающие бортовое наведение и бортовой поиск по регулярной или разрывной (разовой) координатной информации о ВЦ. Задачи наведения и управления в этих режимах должны решаться на борту МФИ-перехватчика.

Разбивая весь процесс управления бортовым оружием МФИ в оборонительной операции по перехвату ВЦ на подоперации, начиная с выхода МФИ-перехватчика (см. рисунок 3.2.2.4) в ИТН и до поражения ВЦ, эффективность действия системы можно характеризовать вероятностью успешного завершения каждой подоперации.

Вероятность успешного завершения всей операции по перехвату ВЦ $Q_{ВЦ}$ можно определить как вероятность того, что вся последовательность операции будет успешно выполнена любым МФИ-перехватчиком, действующим в предполагаемых боевых условиях:

$$Q_{ВЦ} = f(W_{r-t}, W_{ЗВА}, W_{ЗВП}) \rightarrow \max, \quad (3.2.3.1)$$

где W_{r-t} - рубежно-временной показатель:

$$W_{r-t} = \exp(-t_{руб.200} / t_{бар.200}), \quad (3.2.3.2)$$

где $t_{руб.200}$ - минимальное время выхода МФИ на рубеж перехвата 200 км от АНК взлета, час.;

$t_{бар.200}$ - максимальное время барражирования МФИ на расстоянии 200 км от АНК взлета, час.

Величина $t_{руб.200}$ определяется как:

$$t_{руб.200} = 200 \text{ км} / V_{\max}, \quad (3.2.3.3)$$

где V_{\max} - максимальная скорость полета МФИ (на высоте), км/час.

Величина $t_{бар.200}$ определяется как:

$$t_{бар.200} = 2(R_d - 200) / V_{кр}, \quad (3.2.3.4)$$

где R_d - боевой радиус действия МФИ, км;

$V_{кр}$ - крейсерская скорость полета МФИ, км/час;

$W_{ЗВА}$ - вероятность вывода (выхода) МФИ в зону возможных атак "малозаметной" ВЦ (с ЭОП 0,5...0,1 м²) в условиях радиоэлектронных помех:

$$W_{ЗВА} = [1 - \exp(-D_{обн.}/D_{Пмакс.})] \cdot [1 - \exp(-D_{зах.}/D_{Пмин.})], \quad (3.2.3.5)$$

где $D_{обн.}$ - дальность обнаружения (сопровождения) "малозаметной" ВЦ в условиях радиоэлектронных помех бортовой РЛС (БРЛС), км;

$D_{Пмакс.}$ - максимальная дальность пуска ракет В-В большой (средней) дальности с АРЛ ГСН, км;

$D_{зах.}$ - дальность "захвата" "малозаметной" ВЦ в условиях радиоэлектронных помех ракетой с АРЛ ГСН, км;

$D_{Пмин.}$ - минимальная дальность пуска ракет В-В большой (средней) дальности с АРЛ ГСН, км.

$W_{ЗВП}$ - вероятность вывода (выхода) МФИ в зону возможных пусков (звп) "малозаметной" ВЦ (с ЭОП 0,5...0,1 м²) в условиях радиоэлектронных помех:

$$W_{ЗВП} = [\exp(-D_{Пмин.}/D_{Пмакс.})] \cdot [\exp(-A_{АРЛ ГСН}/A_{БРЛС})], \quad (3.2.3.6)$$

где $D_{Пмин.}$ - минимальная дальность пуска ракет В-В большой (средней) дальности с АРЛ ГСН, км;

$D_{Пмакс.}$ - максимальная дальность пуска ракет В-В большой (средней) дальности с АРЛ ГСН, км;

$A_{АРЛ ГСН}$ - азимутальный угол автоматического сопровождения ВЦ ракетой с АРЛ ГСН, град.;

$A_{БРЛС}$ - азимутальный угол автоматического сопровождения ВЦ бортовой РЛС, град.

Для аналитического представления функционального критерия $Q_{ВЦ}$ проводится числовая оценка матрицы попарных сравнений [10, 11] его составных показателей $W_{г-т}$, $W_{ЗВА}$ и $W_{ЗВП}$ с оценкой их важности в общей структуре критерия $Q_{ВЦ}$:

$$Q_{ВЦ} = 0,75 W_{г-т} + 0,25 (W_{ЗВА} \times W_{ЗВП}) \quad (3.2.3.7)$$

где 0,75 и 0,25 - коэффициенты важности (веса) составных показателей, которые строятся "методом строчных сумм" матрицей попарных сравнений (таблица 3.2.3.2).

Исходя из понятий потерь рубежа и времени, можно рассматривать полный максимальный рубеж перехвата как расстояние, которое мог бы пройти МФИ-перехватчик на соответствующем маршевом участке - сверхзвуковом (форсажном) или дозвуковом (бесфорсажном) - при израсходовании располагаемого остатка топлива, за вычетом потерь в рубеже и времени на вертикальные маневры разгона, набора высоты, снижения.

Траектория наведения, как известно, определяется большим числом факторов, в том числе способом выхода в боевое соприкосновение с ВЦ, исходным состоянием МФИ-перехватчика, методом наведения и других.

Таблица 3.2.3.2. Матрица попарных сравнений составных показателей функционального критерия $Q_{ВЦ}$

Составные показатели $Q_{ВЦ}$	$W_{г-т}$	$W_{ЗВА} \times W_{ЗВП}$	Σ
$W_{г-т}$	0,5	1	1,5
$W_{ЗВА} \times W_{ЗВП}$	0	0,5	0,5
Σ	0,5	1,5	2,0
Веса	$1,5/2,0 = 0,75$	$0,5/2,0 = 0,25$	

Строки и столбцы заполняются числами:

- 1 – если имя строки предпочтительнее имени столбца;
- 0 – если имя строки не предпочтительнее имени столбца;
- 0,5 – если имя строки равноценно имени столбца.

Информация о ВЦ поступает через бортовую аппаратуру наведения командной радиолинии управления (КРУ) и комплекс телекодовой связи (ТКС) по радиолиниям "РЛДН-борт", "АНК-борт", "борт-борт" в виде координатной, угловой поддержки или целеуказания по сформированным трассам сопровождаемых ВЦ и от собственных источников (БРЛС, радио- и тепlopеленгаторов, аппаратуры госопознавания и радиотехнической разведки) после первичной обработки в виде отметок измерений с полным или неполным набором координат.

Требования к параметрам рубежно-временного показателя W_{r-t} , подлежащие оценке их выполнимости при разработке, создании и испытаниях системы, представлены в таблице 3.2.3.3.

Сквозное статистическое моделирование наведения МФИ при помеховом противодействии ВЦ - постановщика активных помех с пуском ракеты В-В показывает [24], что при пеленгации неманеврирующего и пространственно маневрирующего постановщика активных помех точность косвенного определения дальности и параметров движения достаточна для выработки разрешения на пуск ракеты В-В. В 90% реализаций вырабатывается команда "Пуск разрешен", которая учитывает точность оценок и гарантирует пуск ракеты в зоне возможных пусков с дальности $D_{п} = 65...90\% D_{п\max}$. в зависимости от метода наведения.

Таблица 3.2.3.3. Требования к параметрам рубежно-временного показателя W_{r-t}

Параметры	Значения
Боевой радиус действия – R_d , км	1600
Максимальная скорость полета (на высоте) – V_{\max} , км/час.	2500 (M=2,35)
Крейсерская скорость полета – $V_{кр}$, км/час.	950 (M=0,9)
Количество топлива во внутренних баках – $m_{топ}$, кг	10000
Тяга (полетная) силовой установки – $P_{с.в.}$, кгс	2 х 12000
Удельный расход топлива – $q_{топ}$, кг/(кгс.час)	0,72 (макс.) 1,9 (форс.) 0,68 (крейс.)
Минимальное время выхода МФИ на рубеж перехвата 200 км от АНК взлета - $t_{рвб.200}$, час.	0,08
Максимальное время барражирования МФИ на расстоянии 200 км от АНК взлета - $t_{бар.200}$, час.	2,07
Рубежно-временной показатель - W_{r-t}	0,962

Вычисление оценок всех фазовых координат каждой ВЦ позволяет с учетом точности оценок иметь единые алгоритмы управления и формирования разовых команд "Включить излучение", "Пуск разрешен", "Выход из атаки" в любой информационной обстановке, в том числе в условиях радиоэлектронных помех.

Поэтому на этапе вывода МФИ-перехватчика в заданные условия соприкосновения с ВЦ другим составным параметром (показателем) функционального критерия $Q_{ВЦ}$ становится вероятность вывода МФИ-перехватчика в зону возможных атак ($W_{ЗВА}$) "малозаметной" ВЦ (с ЭОП $0,5...0,1 \text{ м}^2$) в условиях радиоэлектронных помех на дальности обнаружения (сопровождения) ВЦ бортовой РЛС, не менее максимальной дальности пуска ракет В-В большой (средней) дальности с активной радиолокационной головкой самонаведения (АРЛ ГСН), и дальности "захвата" ВЦ ракетой с АРЛ ГСН, не менее минимальной дальности пуска этой ракеты (см. формулу 3.2.3.5).

Дальность обнаружения "малозаметной" ВЦ в свободном воздушном пространстве прямо пропорциональна корню четвертой степени из ЭОП ВЦ ($D_{обн.} \sim \sqrt[4]{\sigma_{ВЦ}}$) [25]:

$$D_{обн.}^4 = N_{БРЛС} G^2 \lambda^2 \sigma_{ВЦ} / (4\pi)^2 \chi S_0, \quad (3.2.3.8)$$

где $N_{БРЛС}$ - излучаемая мощность БРЛС, Вт;

G - коэффициент усиления антенны;

λ - рабочая длина волны, м;

$\sigma_{ВЦ}$ - ЭОП воздушной цели, $0,5...0,1 \text{ м}^2$;

χ - коэффициент, учитывающий превышение принимаемого сигнала над помехой, в том числе и возникающей в результате влияния земной поверхности, необходимое для реализации заданной вероятности обнаружения $Q_{обн.}$;

S_0 - чувствительность приемника БРЛС, Вт.

Например, если дальность обнаружения ($D_{обн.}$) ВЦ с ЭОП $\sigma_{ПЦ} = 3 \text{ м}^2$ равна 100 км, то с ЭОП $\sigma_{ПЦ} = 0,1 \text{ м}^2$ - 43 км ($\sqrt[4]{3} = 1,316$, а $\sqrt[4]{0,1} = 0,562$, тогда $D_{обн.} = 100 \text{ км} \cdot 0,562 / 1,316 = 43 \text{ км}$).

Однако, в условиях естественных и искусственных активных и пассивных помех дальность обнаружения ВЦ будет уменьшаться в результате вероятностного характера процесса обнаружения ВЦ.

Задача сводится к отысканию зависимости вероятности правильного обнаружения $Q_{\text{обн.}} = 1 - \exp(-D_{\text{обн.}} / D_{\text{Пмакс.}})$ (3.2.3.9)

от нормированной дальности, как коэффициента d , учитывающего уменьшение дальности обнаружения по сравнению с максимальной, в результате вероятностного характера процесса обнаружения, и с учетом заданной (фиксированной) вероятности $Вер_{ЛТ}$ ложной тревоги (ложного обнаружения). Нормированная дальность, или коэффициент d , равна:

$$d = (D_{\text{обн.}} / D_{\text{БРЛС}}) \chi^{-1/4} \quad (3.2.3.10)$$

где $D_{\text{БРЛС}}$ - дальность действия БРЛС при $\chi = 1$.

В условиях активных помех происходит уменьшение дальности обнаружения вплоть до полной потери информации о дальности. При этом действие на БРЛС шумовых непрерывных и прерывистых помех может начинаться как при работе ее в режиме "обзора", так и при работе ее в режиме "захвата".

Зависимости дальности обнаружения "малозаметной" ВЦ с борта современных МФИ от ЭОП цели представлены на рисунке 3.2.3.14.

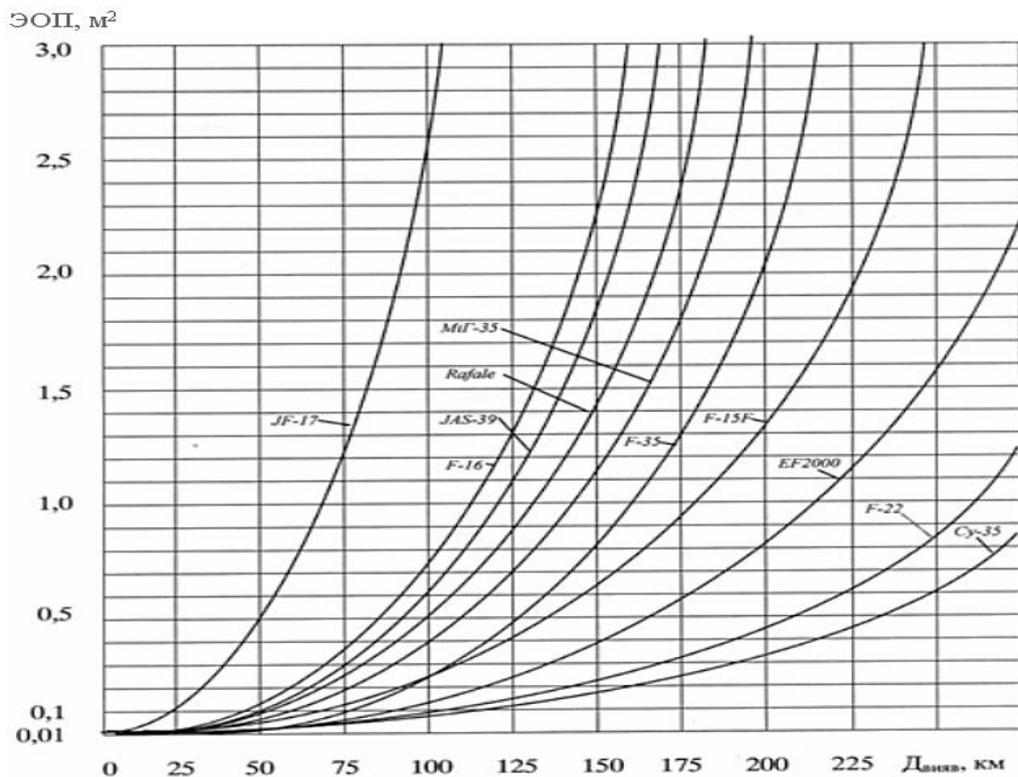


Рисунок 3.2.3.14 – Дальность обнаружения "малозаметной" ВЦ с борта современных МФИ от ЭОП цели

Что касается максимальной дальности пуска ракет В-В большой (средней) дальности с АРЛ ГСН, то на больших высотах дальность пуска ракеты, например, *AIM-120 AMRAAM*, которыми вооружены МФИ *F-15F*, *EF-2000*, *JAS-39*, составляет более 100 км (а на очень больших – более 120 км), но на средних высотах она снижается на 40 %.

При пуске на низкой высоте эффективная дальность пуска ракеты может составить только 20...25 % от максимальной. Поэтому в качестве дальности действия (пуска) ракеты берется эффективная дальность пуска, при которой достигается высокая вероятность поражения активно уклоняющейся ВЦ.

Эффективная дальность полета ракеты зависит от многих факторов: высоты пуска, скорости МФИ и ВЦ, ракурса пуска и относительного местоположения МФИ и ВЦ. Если ВЦ активно маневрирует или ракета пущена в заднюю полусферу уходящей скоростной цели эффективная дальность пуска может уменьшиться еще больше. Эта зависимость в полной мере присуща всем ракетам В-В [26] (в англоязычной литературе эффективная дальность пуска, то есть дальность при которой цель не сможет уклониться от выпущенной по ней ракеты, обозначается как *no-escape zone*).

Зависимости эффективной дальности пуска ($D_{\text{п}}$) ракет В-В большой (средней) дальности с АРЛ ГСН от высоты (H) полета МФИ представлены на рисунке 3.2.3.15.

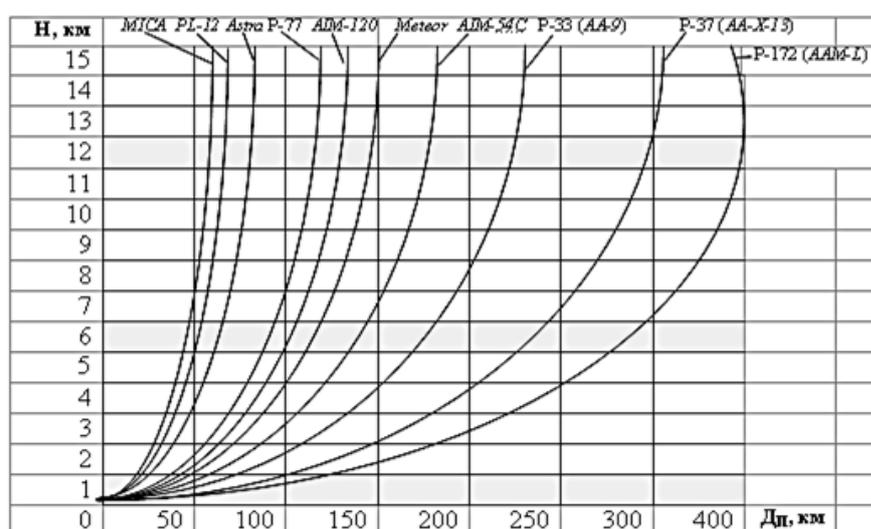


Рисунок 3.2.3.15 – Зависимости эффективной дальности пуска ракет В-В большой (средней) дальности с АРЛ ГСН от высоты полета МФИ

Требования к параметрам вероятности вывода (выхода) МФИ в зону возможных атак ($W_{ЗВА}$) "малозаметной" ВЦ (с ЭОП $0,5...0,1 \text{ м}^2$) в условиях радиоэлектронных помех, для оценки их выполнимости при разработке, создании и испытаниях системы, представлены в таблице 3.2.3.4.

Таблица 3.2.3.4. Требования к параметрам вероятности вывода (выхода) МФИ в зону возможных атак $W_{ЗВА}$

Параметры	Значения
Дальность обнаружения (сопровождения) "малозаметной" ($\sigma_{\text{цц}} = 0,5 \text{ м}^2$) ВЦ в условиях радиоэлектронных помех – $D_{\text{обн.}}$, км	250 (РЛСУ с ФАР "Ирбис-Э")
Максимальная (эффективная) дальность пуска ракет В-В большой дальности с АРЛ ГСН на средних высотах – $D_{\text{п макс.}}$, км	230 (Р-37 AA-X-13 Arrow)
Дальность захвата "малозаметной" цели в условиях радиоэлектронных помех – $D_{\text{зах.}}$, км	160 (РЛСУ с ФАР "Ирбис-Э")
Минимальная дальность пуска ракет В-В большой дальности с АРЛ ГСН – $D_{\text{п мин.}}$, км	40 (Р-37 AA-X-13 Arrow)
Вероятность вывода (выхода) МФИ-перехватчика в зону возможных атак - $W_{ЗВА}$	0,750

Следующей составляющей критерия $Q_{ВЦ}$ становится вероятность вывода (выхода) МФИ в зону возможных пусков ($W_{ЗВП}$), как зону условий по взаимному положению МФИ и ВЦ, при пуске по которой ракета может долететь до цели и уничтожить ее или пролететь с допустимым для радиовзрывателя промахом.

Границы зоны возможных пусков определяются максимальной (эффективной) энергобаллистической дальностью пуска $D_{\text{п макс.}}$, минимальной дальностью пуска $D_{\text{п мин.}}$ в переднюю полусферу по условиям безопасности для МФИ, дальностью захвата цели АРЛ ГСН ракеты, диапазоном углов целеуказания АРЛ ГСН, аппроксимации границ которой для реализации в бортовых алгоритмах применения ракет представляют собой зону разрешенного пуска, в соответствии с которой индицируются летчику разрешенные дальности пуска и формируется команда "Пуск разрешен", после выполнения которой осуществляется безопасный выход МФИ из атаки ВЦ.

Тогда вероятность вывода (выхода) МФИ в зону возможных пусков ($W_{звп}$) "малозаметной" ВЦ (с ЭОП $0,5 \dots 0,1 \text{ м}^2$) в условиях помех равна:

$$W_{звп} = [\exp(-D_{п \text{ мин.}}/D_{п \text{ макс.}})] \cdot [\exp(-A_{АРЛ ГСН}/A_{БРЛС})], \quad (3.2.3.11)$$

где $D_{п \text{ мин.}}$, $D_{п \text{ макс.}}$ - минимальная и максимальная дальность пуска ракет В-В большой (средней) дальности с АРЛ ГСН, км;

$A_{АРЛ ГСН}$ - азимутальный угол автоматического сопровождения цели ракетой с АРЛ ГСН, град.;

$A_{БРЛС}$ - азимутальный угол автоматического сопровождения цели бортовой РЛС, град.

Зоны разрешенного пуска ракеты рассчитываются в вычислителе системы управления оружием (СУО) и определяются для текущих условий атаки путем алгоритмизации в бортовом компьютере многорежимного самонаведения, включающего в себя наведение по методу "прямая атака", вывод в заданные условия, полет с заданным (или максимальным) пеленгом, координированные действия, наведение по методу "кривая атаки", программирование траектории и изменение траектории внутри зоны пуска с поворотом на линию, параллельную траектории движения ВЦ, смещенную относительно нее на величину безопасного бокового параметра (режим "параллельный выход").

Это обеспечивает безопасность МФИ при ракетной атаке и возможность перехода МФИ в ближний бой при атаке цели с задней полусферы.

Такое формирование траектории самонаведения обеспечивает контроль конечных параметров дальнего самонаведения, включающих дальность, ракурс, пеленг в момент входа в зону и время ее достижения, а также возможность использования данного алгоритма при построении траектории многоцелевой атаки, при групповых действиях и в ряде других тактических задач.

Наличие в современных МФИ мощных бортовых компьютеров, бортовых РЛС с АФАР, позволяющих одновременно сопровождать несколько целей, ракет с АРЛ ГСН, существенно повышает эффективность боевого применения МФИ и позволяет сократить потребный наряд для уничтожения групповой ВЦ.

Что касается критериального моделирования систем ЛАК в ударных (наступательных) операциях, то основными переменными элементами являются:

количество (наряд) МФИ-штурмовиков, потребное для того, чтобы достигнуть эффективного усилия наступления, выраженного через вес авиационных боеприпасов класса "воздух-поверхность" (В-П), которые могут быть доставлены МФИ к наземным/надводным целям (НЦ) в заданное время при определенных условиях;

эффективность каждого МФИ-штурмовика, действующего по НЦ;

пропускная способность полетной палубы по обеспечению заданного боевого напряжения.

Соотношения между основными параметрами боевого процесса в целом и степень влияния каждого параметра на общую эффективность процесса можно определить с помощью математических моделей.

Эти соотношения определяют количественную и качественную основу для выбора основных параметров боевой системы ЛАК.

Количество (наряд) МФИ-штурмовиков, потребное для того, чтобы достигнуть эффективного усилия наступления, определяется из формул (2.4.6) и (2.4.7):

$$N_{\text{АНКор}}^{\text{ЛАК}} = E_{\text{пот.}}^{\text{НО}} \cdot T_{\text{ци}}^{\text{ЛАК}} / \sum_{i=1}^a G^{1 \text{ В-П}} \cdot T_{\text{зад.}} \quad (3.2.3.12)$$

где $E_{\text{пот.}}^{\text{НО}}$ - потенциальное усилие наступления, выраженное через

вес авиационных боеприпасов класса В-П, которые могут быть доставлены ЛАК (МФИ) к целям при потенциальной интенсивности самолетовылетов в заданное время, кг;

$T_{\text{ци}}^{\text{ЛАК}}$ - время одного цикла боевого использования ЛАК (МФИ), то есть средний интервал времени между двумя очередными взлетами одного и того же МФИ для решения задачи на заданном тактическом радиусе с i -ым вариантом вооружения, мин.

$$T_{\text{цi}}^{\text{ЛАК}} = R_{T_i} / V_{\text{ср.i}}^m + m / \lambda_i, \quad (3.2.3.13)$$

где R_{T_i} - заданный тактический радиус действия ЛАК (МФИ)

с i -ым вариантом вооружения, км;

$V_{\text{ср.i}}^m$ - средняя скорость полета группы из m МФИ, км/мин.(ч.);

λ_i - интенсивность поступления МФИ с i -ым вариантом вооружения на обслуживание АТСК, 1/мин.(ч.);

$G^{1\text{В-П}}_i$ - вес боевой нагрузки i -го варианта вооружения класса В-П на одном МФИ для решения задачи на заданном тактическом радиусе, кг;

a - количество вариантов вооружения МФИ-штурмовика;

$T_{\text{зад}}$ - заданное время выполнения боевой операции, мин.

Эффективность каждого МФИ-штурмовика, действующего по НЦ, характеризуется степенью успешности завершения всей наступательной операции, которую можно определить как вероятность ($Q_{\text{НЦ}}$) того, что вся последовательность ударных подопераций будет успешно выполнена любым МФИ-штурмовиком, действующим в предполагаемых боевых условиях.

При этом МФИ в ударном варианте должен владеть максимально возможными боевой нагрузкой с высокоточным оружием ($m_{\text{БН}}$), тактическим радиусом действия (R_T), дальностью обнаружения НЦ ($D_{\text{НЦ}}$), точностью определения координат бортовой навигационной системой ($W_{\text{нав}}$), иметь малую радиолокационную и инфракрасную заметность, а также достаточно высокую выживаемость за счет средств повышения боевой живучести и радиоэлектронного подавления ($Q_{\text{ПВО}}$) [27], [28].

С другой стороны немаловажными факторами при выполнении МФИ указанной задачи являются взлетно-посадочные характеристики, время подготовки к полету ($W_{\text{подг}}$) и трудозатраты на час налета.

Перевод МФИ на ударный вариант приводит к существенному увеличению времени подготовки отдельного МФИ и группы МФИ к повторному вылету.

При изменении варианта внутри класса вооружения время подготовки увеличивается в 1,5...2,0 раза, а при замене класса вооружения с класса В-В на В-П - в 3,0...4,0 раза. Это, в свою очередь, приводит к увеличению количества специалистов в подразделении по эксплуатации авиационных средств поражения (АСП). Кроме того, сочетание решения двух задач (истребительных и ударных) одним подразделением приводит к удорожанию стоимости эксплуатации МФИ [28].

При формировании функционального критерия $Q_{НЦ}$ в части возможностей и эффективности поражения НЦ высокоточным АСП принимается, что вероятность попадания в НЦ высокоточным АСП близка к единице, поэтому не учитывается при оценке систем МФИ-штурмовика.

Тогда функциональный критерий $Q_{НЦ}$ должен быть следующим:

$$Q_{НЦ} = f (W_{\text{подг.}}, k_{\text{мБН}}, k_{\text{РТ}}, W_{\text{нав.}}, W_{\text{обн.НЦ}}, Q_{\text{ПВО}}) \rightarrow \text{max.} \quad (3.2.3.14)$$

где $W_{\text{подг.}}$ - вероятность подготовки МФИ в заданное время;

$k_{\text{мБН}}$ - коэффициент массы боевой нагрузки;

$k_{\text{РТ}}$ - коэффициент досягаемости НЦ по тактическому радиусу действия;

$W_{\text{нав.}}$ - вероятность выхода МФИ на НЦ (вероятность решения навигационной задачи по точности);

$W_{\text{обн.НЦ}}$ - вероятность визуального обнаружения типовой НЦ;

$Q_{\text{ПВО}}$ - вероятность преодоления сил ПВО НЦ.

Для аналитического представления функционального критерия $Q_{НЦ}$ проводится числовая оценка матрицы попарных сравнений [11] его составных показателей $W_{\text{подг.}}$, $k_{\text{мБН}}$, $k_{\text{РТ}}$, $W_{\text{нав.}}$, $W_{\text{обн.НЦ}}$, $Q_{\text{ПВО}}$ с оценкой их важности в общем выражении $Q_{НЦ}$ (таблица 3.2.3.6).

Тогда аналитическое представление функционального критерия $Q_{НЦ}$ должно быть следующим:

$$Q_{НЦ} = 0,03 \cdot W_{\text{подг.}} + 0,11 \cdot k_{\text{мБН}} + 0,17 \cdot k_{\text{РТ}} + 0,19 \cdot W_{\text{нав.}} + 0,25 \cdot W_{\text{обн.НЦ}} + 0,25 \cdot Q_{\text{ПВО}}. \quad (3.2.3.15)$$

Таблица 3.2.3.6. Матрица попарных сравнений составных показателей $Q_{\text{НЦ}}$ с оценкой их важности (веса) в общем выражении $Q_{\text{НЦ}}$

Составные показатели $Q_{\text{НЦ}}$	$W_{\text{подг.}}$	$k_{\text{мБН}}$	k_{RT}	$W_{\text{нав.}}$	$W_{\text{обн.НЦ}}$	$Q_{\text{ПВО}}$	Σ
$W_{\text{подг.}}$	0,5	0	0	0	0	0	0,5
$k_{\text{мБН}}$	1	0,5	0,5	0	0	0	2,0
k_{RT}	1	0,5	0,5	1	0	0	3,0
$W_{\text{нав.}}$	1	1	0	0,5	0,5	0,5	3,5
$W_{\text{обн.НЦ}}$	1	1	1	0,5	0,5	0,5	4,5
$Q_{\text{ПВО}}$	1	1	1	0,5	0,5	0,5	4,5
Σ	5,5	4,0	3,0	2,5	1,5	1,5	18,0
Веса	$0,5/18,0=$ 0,03	$2,0/18,0=$ 0,11	$3,0/18,0=$ 0,17	$3,5/18,0=$ 0,19	$4,5/18,0=$ 0,25	$4,5/18,0=$ 0,25	

Строки и столбцы заполняются числами:

1 – если имя строки предпочтительнее имени столбца;

0 – если имя строки не предпочтительнее имени столбца;

0,5 – если имя строки равноценно имени столбца.

Величина $W_{\text{подг.}}$ определяется как:

$$W_{\text{подг.}} = \Phi [(t_{\text{зад.}} - t_{\text{ож.}}) / \sigma_{\text{опр.}}]. \quad (3.2.3.16)$$

Время подготовки МФИ с учетом оперативно-тактических требований не должно превышать заданное время ($t_{\text{зад.}}$):

- $t_{\text{зад.}}$ предварительной подготовки ($t_{\text{зад.}}^{\text{ПП}}$) - 180 мин.;
- $t_{\text{зад.}}$ предполетной подготовки ($t_{\text{зад.}}^{\text{ППП}}$) - 35 мин.;
- $t_{\text{зад.}}$ подготовки к повторному вылету ($t_{\text{зад.}}^{\text{ППВ}}$) - 30 мин.

Время подготовки МФИ определяется по следующим эмпирическим формулам или по статистическим показателям:

$$t_{\text{ож.}} = (t_{\text{min}} + 4t_{\text{opt}} + t_{\text{max}}) / 6; \quad (3.2.3.17)$$

$$\sigma_{\text{опр.}} = (t_{\text{max}} - t_{\text{min}}) / 6, \quad (3.2.3.18)$$

где $t_{\text{ож.}}$ - среднеожидаемое время подготовки (математическое ожидание времени подготовки), мин.;

$\sigma_{\text{опр.}}$ - среднеквадратичная ошибка в определении времени подготовки, мин.;

t_{min} - время подготовки при благоприятных условиях (минимальное время), мин.;

- t_{\max} - время подготовки при неблагоприятных условиях
(максимальное время), мин.;
- t_{opt} - наивероятнейшая оценка времени подготовки
(оптимальное время), мин.

Требования к параметрам вероятности подготовки МФИ-штурмовика в заданное время ($W_{\text{подг.}}$), подлежащие оценке их выполнимости при разработке, создании и испытаниях системы, представлены в таблице 3.2.3.7.

Таблица 3.2.3.7. Требования к параметрам вероятности подготовки $W_{\text{подг.}}$ МФИ-штурмовика в заданное время

Параметры	Значения
$t_{\text{зад.}}^{\text{III}}$, мин.	35
t_{\min} , мин.	25
t_{\max} , мин.	45
t_{opt} , мин.	20
$t_{\text{ож.}}$, мин.	25
$\sigma_{\text{опр.}}$, мин.	3,3
$W_{\text{подг.}}$	0,96

Величина $k_{\text{мБН}}$ определяется как:

$$k_{\text{мБН}} = m_{\text{БН}} / m_{\text{взл.}}, \quad (3.2.3.19)$$

- где $m_{\text{БН}}$ - масса боевой нагрузки, кг;
- $m_{\text{взл.}}$ - максимальная взлетная масса МФИ, кг.

Требования к параметрам коэффициента $k_{\text{мБН}}$, подлежащие оценке их выполнимости при разработке, создании и испытаниях системы, представлены в таблице 3.2.3.8.

Таблица 3.2.3.8. Требования к параметрам коэффициента $k_{\text{мБН}}$

Параметры	Значения
$m_{\text{взл.}}$, кг	30000
$m_{\text{БН}}$, кг	8000
$k_{\text{мБН}}$	0,267

Величина k_{RT} определяется как вероятность досягаемости наиболее опасных НЦ по тактическому радиусу действия МФИ-штурмовика с АНКор (центра корабельного соединения), находящихся на удалении, равном дальности действия крылатых ракет или противокорабельных ракет, запускаемых с наземных пусковых установок или кораблей противника, например 1000 км, а именно:

$$k_{RT} = 1 - \exp(-R_T/1000). \quad (3.2.3.20)$$

Требования к параметрам коэффициента досягаемости НЦ по тактическому радиусу действия k_{RT} , подлежащие оценке их выполнимости при разработке, создании и испытаниях системы, представлены в таблице 3.2.3.9.

Таблица 3.2.3.9. Требования к параметрам коэффициента k_{RT}

Параметры	Значения
Тактический радиус действия – R_T , км	1500
k_{RT}	0,777

Величина $W_{нав.}$ определяется как:

$$W_{нав.} = 2\Phi(-r_{необ.}/\sigma_r), \quad (3.2.3.21)$$

где $r_{необ.}$ - необходимая точность, например 1000 м, как визуальная (оптико-электронная) дальность опознавания НЦ, м;
 σ_r - среднеквадратичная радиальная ошибка определения местоположения МФИ, например 500 м, исходя из средней точности бортовой автономной навигации, а не спутниковой, которая в условиях боевых действий и РЭП может быть неэффективной, м.

Что касается атаки НЦ (с пикирования - с применением бомбардировочного, неуправляемого ракетного и стрелково-пушечного вооружения, с кабрирования - с применением бомбардировочного вооружения, с горизонтального полета - с применением бомбардировочного вооружения), то точность бортовой автономной навигации МФИ практически не влияет на вероятность поражения типовой НЦ.

Но атака НЦ с горизонтального полета и с горки с применением управляемого ракетного высокоточного оружия допускает увеличенную дальность визуального обнаружения НЦ ($D_{обн.}$) и практически точный выход на нее для атаки сходу, без дополнительных маневров и доворотов на НЦ. При ошибке выхода МФИ на НЦ по боковому отклонению 1000...1500 м необходимы значения $D_{обн.}$ не менее 4,0...10,0 км и выполнение доворота на НЦ и боевого разворота, которые увеличивают время пребывания МФИ в зоне ПВО НЦ. При этом, вероятность атаки НЦ ($W_{ат.}$) с горизонтального полета и с горки при $D_{обн.}=4,0...10,0$ км составляет $W_{ат.} = 0,8...0,95$. А при $D_{обн.}=2,0...4,0$ км $W_{ат.}$ составляет всего 0,1...0,4.

Но при условии, что линия боевого пути МФИ будет проходить через НЦ или с небольшим боковым отклонением (до 500 м), $W_{ат.}$ может увеличиться до 0,9 даже при небольших дальностях визуального выявления НЦ (при $D_{обн.}=2,0...4,0$ км).

То есть выход на НЦ должен обеспечиваться установленной на борту навигационной аппаратурой с запрограммированием НЦ как ППМ (промежуточного пункта маршрута) при известных ее координатах.

Важным является влияние точности выхода на НЦ на вероятность ее атаки сходу, а также на время пребывания МФИ в зоне ПВО НЦ.

При принятых значениях входных данных ($r_{необ.}=1000$ м и $\sigma_r=500$ м) из-за отсутствия реальных характеристик по бортовой навигации МФИ-штурмовика величина вероятности $W_{нав.}$ выхода МФИ на НЦ (вероятность решения навигационной задачи по точности) и требования к параметрам $W_{нав.}$, подлежащие оценке их выполнимости при разработке, создании и испытаниях системы, представлены в таблице 3.2.3.10.

Таблица 3.2.3.10. Требования к параметрам вероятности $W_{нав.}$

Параметры	Значения
$r_{необ.}$, М	1000
σ_r , М	500
$W_{нав.}$	0,823

Величина $W_{\text{обн.НЦ}}$, как вероятность визуального обнаружения НЦ будет определяться вероятностью выведения МФИ-штурмовика в зону автоматического сопровождения ($W_{\text{сопров.}}$) выбранной НЦ радиолокационным, оптико-электронным (телевизионным, тепловым, лазерным) каналом прицельно-навигационной системы (ПНС) при эволюциях МФИ в горизонтальной плоскости (в пределах ± 5 град.) относительно линии "самолет-цель" и в вертикальной плоскости (± 5 град.) относительно линии "самолет-цель". Кроме того, величина $W_{\text{обн.НЦ}}$ будет определяться:

и вероятностью выдерживания линии визирования ($W_{\text{виз.}}$) цели и выдачи сигналов целеуказания головке самонаведения (ГСН) ракетного высокоточного оружия с помощью любого канала ПНС в диапазоне углов в горизонтальной плоскости (в пределах ± 5 град.) и в вертикальной плоскости (± 5 град.),

или с помощью нацеленной системы целеуказания (НСЦ) в диапазоне углов в горизонтальной и в вертикальной плоскости на соответствующих дальностях видимости выделенной НЦ с помощью ПНС или НСЦ, обеспечивая атаку НЦ с той же вероятностью, то есть:

$$W_{\text{обн.НЦ}} = W_{\text{сопров.}} \cdot W_{\text{виз.}} \quad (3.2.3.22)$$

Величина $W_{\text{сопров.}}$ определяется как:

$$W_{\text{сопров.}} = \Phi \left(\frac{D_{\text{ПНС}} \cdot \text{tg } \Theta_{\text{гор.}}^{\text{эвол.}}}{\sigma_{\text{Г гор.}}} \right) + \Phi \left(\frac{D_{\text{ПНС}} \cdot \text{tg } \Theta_{\text{вер.}}^{\text{эвол.}}}{\sigma_{\text{Г вер.}}} \right), \quad (3.2.3.23)$$

где $D_{\text{ПНС}}$ - дальность действия канала ПНС, м; (4000 м)

$\Theta_{\text{гор.}}^{\text{эвол.}}$ и $\Theta_{\text{вер.}}^{\text{эвол.}}$ - диапазоны углов соответственно в горизонтальной и вертикальной плоскостях при автоматическом сопровождении выбранной НЦ любым каналом ПНС при эволюциях самолета, град.; (± 5 град. и ± 5 град.)

$\sigma_{\text{Г гор.}}$ и $\sigma_{\text{Г вер.}}$ - точность навигации самолета в горизонтальной плоскости ($_{\text{гор.}}$) и по высоте полета ($_{\text{вер.}}$) с применением автономной навигации, м. (500 м и 100 м)

Величина $W_{\text{виз.}}$ определяется как:

$$W_{\text{виз.}} = \Phi \left(\frac{D_{\text{р мин.}} \cdot \text{tg } \Theta_{\text{гор.}}^{\text{ПНС(НСЦ)}}}{\sigma_{\text{д}}^{\text{ПНС}}} \right) + \Phi \left(\frac{D_{\text{р мин.}} \cdot \text{tg } \Theta_{\text{вер.}}^{\text{ПНС(НСЦ)}}}{\sigma_{\text{д}}^{\text{ПНС}}} \right), \quad (3.2.3.24)$$

где $D_{\text{р мин.}}$ - минимальная дальность пуска ракетного высокоточного оружия, м; (2000 м)

$\Theta_{\text{гор.}}^{\text{ПНС(НСЦ)}}$,
 $\Theta_{\text{вер.}}^{\text{ПНС(НСЦ)}}$ - диапазоны углов соответственно в горизонтальной и вертикальной плоскостях при выдерживании линии визирования цели и выдаче сигналов целеуказания ГСН ракетного высокоточного оружия с помощью любого канала ПНС или с помощью НСЦ, град.; (± 1 град. и ± 1 град.)

$\sigma_{\text{д}}^{\text{ПНС}}$ - точность определения дальности до цели с помощью ПНС, м. (10 м)

Требования к параметрам вероятности визуального обнаружения типовой НЦ ($W_{\text{обн.НЦ}}$), подлежащие оценке их выполнимости при разработке, создании и испытаниях системы, представлены в таблице 3.2.3.11.

Таблица 3.2.3.11. Требования к параметрам вероятности визуального обнаружения типовой НЦ $W_{\text{обн.НЦ}}$

Параметры	Значения
$D_{\text{ПНС}}$, м	4000
$\Theta_{\text{гор.}}^{\text{эвол.}}$, град.	± 5
$\Theta_{\text{вер.}}^{\text{эвол.}}$, град.	± 5
$\sigma_{\text{г гор.}}$, м	500
$\sigma_{\text{г вер.}}$, м	100
$W_{\text{сопров.}}$	0,76
$D_{\text{р мин.}}$, м	2000
$\Theta_{\text{гор.}}^{\text{ПНС(НСЦ)}}$, град.	± 1
$\Theta_{\text{вер.}}^{\text{ПНС(НСЦ)}}$, град.	± 1
$\sigma_{\text{д}}^{\text{ПНС}}$	10
$W_{\text{виз.}}$	0,99
$W_{\text{обн.НЦ}}$	0,75

В любом случае вероятность выполнения задачи поражения НЦ, даже при высоком значении $W_{\text{обн.НЦ}} = 0,75$, а следовательно и вероятности атаки НЦ, уменьшается на величину, пропорциональную вероятности преодоления ПВО НЦ. Успешность преодоления сил ПВО при атаке НЦ управляемым оружием зависит от радиолокационного обнаружения МФИ наземными (корабельными) РЛС в зависимости от его эффективной отражающей поверхности (ЭОП) и времени пребывания МФИ в зоне действия ПВО или времени, нужного МФИ для выхода его из зоны поражения зенитных управляемых ракет (ЗУР) ПВО.

Преодоление сил ПВО (вероятность преодоления сил ПВО НЦ - $Q_{\text{ПВО}}$) через радиолокационное необнаружение МФИ оценивается вероятностью преодоления по ЭОП ($W_{\text{ЭОП}}$), а именно:

$$W_{\text{ЭОП}} = \exp(-\text{ЭОП}_{\text{МФИ}} / U_{\text{РЛС НЦ}}), \quad (3.2.3.25)$$

где $\text{ЭОП}_{\text{МФИ}}$ - эффективная отражающая поверхность МФИ, м^2 ;

$U_{\text{РЛС НЦ}}$ - потенциал РЛС НЦ при выявлении МФИ с линейным размером 20 м, как средним дальностным портретом МФИ, м^2 . ($U_{\text{РЛС НЦ}} = 3,5\text{м}^2$)

Во всех случаях атаки НЦ управляемым оружием МФИ должен действовать внезапно, сокращать время пребывания в зоне огня зенитного ракетного (ЗРК) или зенитного артиллерийского (ЗАК) комплекса, решать задачу одним тщательно подготовленным ударом с применением высокоточного оружия.

Для снижения уровня действия ЗРК МФИ применяет противоракетный маневр (ПРМ), вид, параметры и начало которого (разгон, торможение, вираж, пикирование, горка, доворот на горке и так далее) планируется заранее, исходя из особенностей группировки ЗРК и решаемых МФИ задач, или в ходе налета, по информации, получаемой летчиком об этапах работы ЗРК (облучение РЛС, старт ЗУР и так далее). Самым эффективным является маневр МФИ, выполняемый за несколько секунд до встречи с ЗУР.

Это в равной степени относится к ЗУР как большой дальности (ЗРК типа "Найк Геркулес" с командным теленаведением ЗУР), так и к ЗУР ближнего действия (ЗРК типа "Чапарел", "Роланд", "Рапира", "Кроталь", "Индиго" и др. с телевизионным наведением и пассивным инфракрасным (ИК) самонаведением ЗУР), и к переносным ЗРК (типа "Ред-ай", "Стингер", "Игла", "Стрела" с ИК-самонаведением на дальностях до 4,8 км и высотах до 1500 м, типа *RBS-70* с наведением по лазерному лучу на дальностях до 5 км и высотах до 3000 м, типа "Блоупайп" с радиокомандной системой наведения и др.), а также к ЗАК (типа "Гепард", "Вулкан", 57 мм и 100 мм ЗАК и др. с разными скорострельностью до 6000 выстр./мин., высотами до 12000 м и дальностью до 21 км). Во всех случаях существует так называемая гарантированная зона пуска ЗУР или стрельбы ЗАК как область пространства, при нахождении самолета в которой в момент пуска (стрельбы) обеспечивается поражение МФИ, атакующего НЦ, независимо от наличия и вида ПРМ.

Условием, при котором МФИ сможет избежать попадания в эту зону, является:

$$t_{\text{необх.}} = t_{\text{встр.}} - t_{\text{летч.}} \quad (3.2.3.26)$$

где $t_{\text{необх.}}$ - время, необходимое МФИ для выхода его за пределы зоны поражения путем резкого ПРМ, сек.;

$t_{\text{встр.}}$ - полетное время до точки встречи ЗУР и МФИ, сек.;

$t_{\text{летч.}}$ - время, затрачиваемое летчиком на выявление пуска ЗУР и введение МФИ в ПРМ, сек.

С другой стороны

$$t_{\text{необх.}} = \varphi / \omega \quad (3.2.3.27)$$

где φ - угол разворота МФИ, град.;

ω - угловая скорость разворота МФИ, град./сек.

Но ω , в свою очередь, зависит от скорости МФИ как в горизонтальном, так и в вертикальном ПРМ:

$$\omega_{\text{гор.}} = 57,3 \text{ g} \cdot \text{tg } \gamma / V_{\text{МФИ}} ; \quad \omega_{\text{верт.}} = 57,3 \text{ g} \cdot (\mathbf{n}_y \pm \cos \lambda) / V_{\text{МФИ}} \quad (3.2.3.28)$$

где γ - угол крена МФИ, град.;

λ - угол пикирования или кабрирования МФИ, град.;

$V_{\text{МФИ}}$ - скорость МФИ, км/час. (м/сек.);

n_y - нормальная перегрузка МФИ при ПРМ.

Таким образом, скорость МФИ при ПРМ является критическим параметром преодоления ПВО при атаке НЦ. Время пребывания МФИ в зоне огня ЗРК, ЗАК ($t_{\text{проб.}}$), является также критическим параметром по отношению к преодолению ПВО (при условии, если еще МФИ не оказался в гарантированной зоне, где ПРМ уже не эффективен), и должно быть меньше или равно величине $t_{\text{необх.}}$, во избежание попадания в гарантированную зону поражения путем резкого ПРМ:

$$t_{\text{проб.}} \leq t_{\text{необх.}} \quad (3.2.3.29)$$

Тогда вероятность преодоления ПВО по времени пребывания МФИ в зоне огня ЗРК, ЗАК ($W_{t \text{ ПВО}}$):

$$W_{t \text{ ПВО}} = 1 - \exp(-t_{\text{реакц. ПВО}} / t_{\text{необх.}}), \quad (3.2.3.30)$$

где $t_{\text{реакц. ПВО}}$ - время реакции средств ПВО на обнаружение МФИ, сек.

Величина $W_{t \text{ ПВО}}$ определяется при следующих выходных данных [18]:

- время $t_{\text{необх.}}$ для разных скоростей полета МФИ при атаке НЦ с разворотом до $\varphi \geq 90$ град. составляет:

ПРМ в горизонтальной плоскости (вираж с $\gamma = 45$ град.)		
$V_{\text{МФИ}}$, км/час. (м/сек.)	$\omega_{\text{гор.}}$, град./сек.	$t_{\text{необх.}}$, сек.
550 (153)	3,6	25,0
600 (167)	3,4	26,4
800 (222)	2,5	36,0
ПРМ в вертикальной плоскости		
$V_{\text{МФИ}}$, км/час. (м/сек.)	$\omega_{\text{верт.}}$, град./сек.	$t_{\text{необх.}}$, сек.
550 (153)	14,7	6,1
600 (167)	13,5	6,7
800 (222)	10,1	8,9

- время $t_{\text{реакц. ПВО}}$ от обнаружения МФИ к стрельбе (пуску ракет) известных средств ПВО составляет:

Средство ПВО	Зона пуска ЗУР или стрельбы ЗАК (зона поражения) по дальности, м / высоте, м	$t_{\text{реакц. ПВО}}$, сек.	Примечание
ЗРК "Бук-М1"	3000...35000 / 15...22000	20,0	
ЗРК "Тор-М1"	1000...12000 / 10...6000	6,5	
ЗРК 9К33МЗ "Оса-АКМ"	1500...10000 / / 25...5000	нет данных	Вероятность поражения неманеврирующего самолета одной ракетой (без применения помех) 0,4...0,96

ЗРАК "Тунгуска-М"	2500...8000 / /10...3500 (ракетным оружием) 200...4000 / / 0...3000 (артиллерийским оружием)	7,0	
ЗАК ЗУ-23-2	0...2500 / 0...1500	17,5	
Переносной ЗРК "Стрела-2М"	500...4200 / / 50...2300	10	Вероятность поражения самолета одной ракетой (вдогон) 0,22...0,25
Переносной ЗРК "Стрела-3"	500...4500 / 30...3000	10	"-" 0,31...0,33
Переносной ЗРК "Игла"	1000...5200 / 10...3500	13	"-" 0,45...0,63
Переносной ЗРК "Стингер"	500...5500 / 50...3000	30	

и определяется:

Средство ПВО	$t_{\text{реакц. ПВО}}$, сек.	$t_{\text{необх.}}$, сек. (при $V_{\text{МФИ}} = 600$ км/час.)	W_t ПВО $W_{t \text{ ПВО}} = 1 - \exp(-t_{\text{реакц. ПВО}}/t_{\text{необх.}})$
ЗРК "Бук-М1"	20,0	$(6,7+26,4)/2 = 16,6$	$1 - 0,2997 = 0,7003$
ЗРК "Тор-М1"	6,5	16,6	$1 - 0,6757 = 0,3243$
ЗРАК "Тунгуска-М"	7,0	16,6	$1 - 0,6557 = 0,3443$
ЗАК ЗУ-23-2	17,5	16,6	$1 - 0,3485 = 0,6515$
Переносной ЗРК "Стрела-3"	10	16,6	$1 - 0,5477 = 0,4523$
Переносной ЗРК "Игла"	13	16,6	$1 - 0,4570 = 0,5430$
Переносной ЗРК "Стингер"	30	16,6	$1 - 0,1641 = 0,8359$
			$W_t \text{ ПВО (средн.)} = 0,55$

Тогда успешность преодоления сил ПВО при атаке НЦ управляемым оружием будет оцениваться вероятностью преодоления сил ПВО ($Q_{\text{ПВО}}$) НЦ, как суммой вероятностей совместимых событий, а именно:

$$Q_{\text{ПВО}} = W_{\text{ЭОП}} + W_{t \text{ ПВО (средн.)}} - W_{\text{ЭОП}} \cdot W_{t \text{ ПВО (средн.)}} \quad (3.2.3.31)$$

Требования к параметрам вероятности преодоления сил ПВО $Q_{\text{ПВО}}$ НЦ, подлежащие оценке их выполнимости при разработке, создании и испытаниях системы, представлены в таблице 3.2.3.12.

Таблица 3.2.3.12. Требования к параметрам вероятности $Q_{\text{ПВО}}$

Параметры	Значения
$\text{ЭОП}_{\text{МФИ}}$, M^2	2,0
$U_{\text{РЛС НЦ}}$, M^2	3,5
$W_{\text{ЭОП}}$	0,57
$W_{t \text{ ПВО (средн.)}}$	0,55
$Q_{\text{ПВО}}$	0,81

Таким образом, функциональный критерий $Q_{\text{НЦ}}$ (см. формулу 3.2.3.14) для каждого МФИ-штурмовика должен быть не менее 0,77 (таблица 3.2.3.13).

Таблица 3.2.3.13. Требования к параметрам функционального критерия $Q_{\text{НЦ}}$

Параметры	Значения
Показатель - $W_{\text{подг.}}$	0,96
Показатель - $k_{\text{мБН}}$	0,29
Показатель - k_{RT}	0,95
Показатель - $W_{\text{нав.}}$	0,82
Показатель - $W_{\text{обн.НЦ}}$	0,75
Показатель - $Q_{\text{ПВО}}$	0,81
Функциональный критерий - $Q_{\text{НЦ}}$	0,77

Пропускная способность полетной палубы по обеспечению заданного боевого напряжения ($S_{\text{МФИ}}^{\text{НО}}$ и $S_{\text{МФИ}}^{\text{ОО}}$ - см. формулы 2.4.4 и 2.4.9), равно как и количество (наряд) МФИ-штурмовиков (N_{ij}^k - см. формулы 3.1.1.1 и 3.1.1.2) при одновременных и последовательных ударах для достижения эффективного усилия наступления, и все требуемые параметры рассмотрены в подразделе 3.1.1. Все характеризующие $S_{\text{МФИ}}$ и N_{ij}^k параметры также подлежат оцениванию при разработке, создании и испытаниях систем ЛАК.

Боевые действия АНКор в наступлении и обороне должны быть обеспечены воздушной разведкой (ВР) и радиоэлектронным противодействием (РЭП), осуществляемыми с помощью ЛАК (МФИ). Большая скорость, дальность и потолок являются самыми необходимыми боевыми свойствами МФИ-разведчика. Он имеет значительно бóльшие дальность и продолжительность полета (за счет отсутствия ударного оружия), увеличенный запас горючего (за счет дополнительных топливных баков). Большая скорость позволяет сократить время доставки добытой разведывательной информации, которая в условиях боевых действий быстротечна. Высокая живучесть, маневренность и оборонительное вооружение позволяют МФИ-разведчику выполнить боевую задачу в сложной воздушной обстановке, характеризующейся большим количеством авиации в воздухе, радиоэлектронным противодействием (РЭП) и сильным воздействием ПВО противника.

МФИ-разведчик должен быть оснащен разнообразным специальным оборудованием, в том числе: сменными контейнерами с оборудованием радиотехнической, лазерной и радиационной разведки; фотографической, телевизионной и инфракрасной аппаратурой; современным навигационным оборудованием, обеспечивающим высокую точность полета по заданному (запрограммированному) маршруту, вывод МФИ-разведчика на участок разведки с координатной привязкой выявленных НЦ.

Поэтому решение задач ВР МФИ-разведчиком может быть оценено функциональным критерием $Q_{\text{раз}}$:

$$Q_{\text{раз}} = f (W_{\text{нав.}}, W_{\text{поп.}}, W_{\text{инф.}}, W_{\text{акт.}}, Q_{\text{ПВО}}) \rightarrow \max, \quad (3.2.3.32)$$

где $W_{\text{нав.}}$ - вероятность выхода МФИ-разведчика на объект ВР с необходимой точностью (вероятность решения навигационной задачи по точности);

$W_{\text{поп.}}$ - вероятность попадания одиночного объекта ВР разведки в область обзора аппаратуры целевой нагрузки МФИ-разведчика;

$W_{\text{инф.}}$ - вероятность передачи МФИ-разведчиком в условиях РЭП полного количества разведывательной информации на пост управления (ПУ) АНКор в неискаженном виде;

$W_{\text{акт.}}$ - актуальность разведывательной информации, как вероятность того, что время прохождения информации не превысит время развертывания боевых позиций противника, которые подлежат ВР;

$Q_{\text{ПВО}}$ - вероятность преодоления МФИ-разведчиком сил ПВО объекта ВР.

Для аналитического представления функционального критерия $Q_{\text{раз}}$ проводится числовая оценка матрицы попарных сравнений [11] его составных показателей $W_{\text{нав.}}, W_{\text{поп.}}, W_{\text{инф.}}, W_{\text{акт.}}, Q_{\text{ПВО}}$ с оценкой их важности в общем выражении $Q_{\text{раз}}$. (таблица 3.2.3.14).

Тогда аналитическое представление функционального критерия $Q_{\text{раз.}}$ должно быть следующим:

$$Q_{\text{раз.}} = 0,08 \cdot W_{\text{нав.}} + 0,12 \cdot W_{\text{поп.}} + 0,16 \cdot W_{\text{инф.}} + 0,28 \cdot W_{\text{акт.}} + 0,36 \cdot Q_{\text{ПВО}} . \quad (3.2.3.33)$$

Таблица 3.2.3.14. Матрица попарных сравнений показателей $W_{\text{раз.}}$ с оценкой их важности в общем выражении $Q_{\text{раз.}}$.

Составляющие показателя $Q_{\text{раз.}}$	$W_{\text{нав.}}$	$W_{\text{поп.}}$	$W_{\text{инф.}}$	$W_{\text{акт.}}$	$Q_{\text{ПВО}}$	Σ
$W_{\text{нав.}}$	0,5	0,5	0	0	0	1,0
$W_{\text{поп.}}$	0,5	0,5	0,5	0	0	1,5
$W_{\text{инф.}}$	1	0,5	0,5	0	0	2,0
$W_{\text{акт.}}$	1	1	1	0,5	0	3,5
$Q_{\text{ПВО}}$	1	1	1	1	0,5	4,5
Σ	4,0	3,5	3,0	1,5	0,5	12,5
Важность	$1,0/12,5=$ 0,08	$1,5/12,5=$ 0,12	$2,0/12,5=$ 0,16	$3,5/12,5=$ 0,28	$4,5/12,5=$ 0,36	

Строки и столбцы заполняются числами:

1 – если имя строки предпочтительнее имени столбца;

0 – если имя строки не предпочтительнее имени столбца;

0,5 – если имя строки равноценно имени столбца.

Величина $W_{\text{нав.}}$ определяется по формуле (3.2.3.21) и при принятых одинаковых значениях входных данных ($r_{\text{необ.}} = 1000$ м и $\sigma_r = 500$ м) из-за отсутствия реальных характеристик по бортовой навигации МФИ-разведчика величина вероятности $W_{\text{нав.}}$ составляет 0,82.

Величина $W_{\text{поп.}}$ определяется как своеобразная характеристика эффективности бортовых разведывательных средств МФИ-разведчика, независимая от внешних условий.

Результаты расчета величины $W_{\text{поп.}}$ при поиске цели в зависимости от скорости и высоты (H) полета МФИ-разведчика и конструктивных параметров его разведывательной аппаратуры, таких как сектор поиска и полоса захвата местности, показаны на рисунке 3.2.3.16 [30].

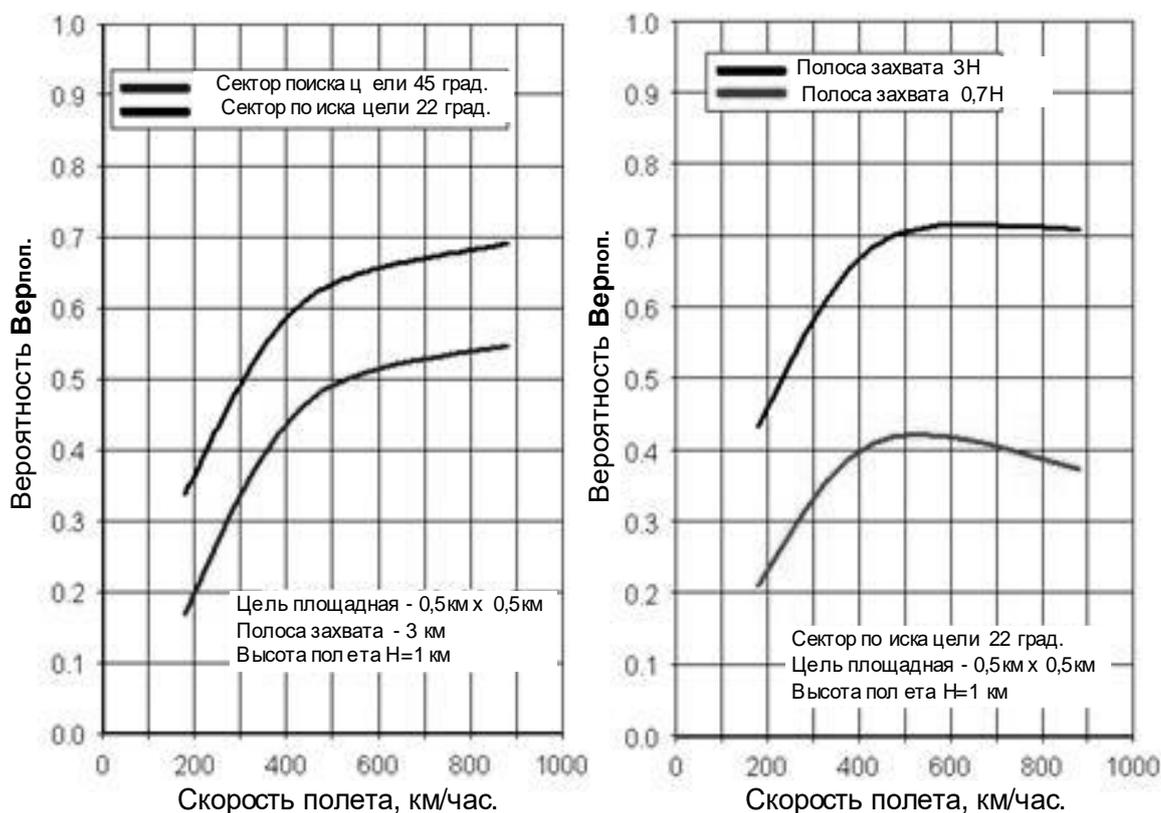


Рисунок 3.2.3.16 – Расчет величины $W_{\text{поп.}}$ при поиске цели в зависимости от скорости и высоты (H) полета МФИ-разведчика и конструктивных параметров его разведывательной аппаратуры

Из приведенных результатов видно, что на скоростях до 600 км/час. разведка малоэффективна даже при работе по одиночной крупной площадной цели (например, ударная сухопутная группа противника и т.п.), если предварительно местоположение ее неизвестно.

А наибольшая величина $W_{\text{поп.}} = 0,710$ достигается при скорости полета МФИ-разведчика, равной 600...900 км/час.

Величина $W_{\text{инф.}}$ определяется как:

$$W_{\text{инф.}} = H_{\text{инф.}} \cdot W_{\text{прм}} , \quad (3.2.3.34)$$

где $H_{\text{инф.}}$ - энтропия, как мера полученной от МФИ-разведчика информации, выражаемая тем, что вероятность попадания помехой в диапазон спектра пропускания приемником сигналов от МФИ-разведчика растет [31], [32];

$W_{\text{прм}}$ - вероятность правильного (достоверного) приема ПУ АНКор сигналов от МФИ-разведчика на фоне помехи.

В свою очередь величина $\mathbf{H}_{\text{инф.}}$ определяется как:

$$\mathbf{H}_{\text{инф.}} = - \mathbf{W}_{\text{пом.}} \cdot \ln \mathbf{W}_{\text{пом.}}, \quad (3.2.3.35)$$

где $\mathbf{W}_{\text{пом.}}$ - вероятность попадания помехой в диапазон спектра пропускания приемником сигналов от МФИ-разведчика:

$$\mathbf{W}_{\text{пом.}} = 2\Phi(\Delta\mathbf{f}_{\text{п}} / \Delta\mathbf{f}_{\text{с}}), \quad (3.2.3.36)$$

где $\Delta\mathbf{f}_{\text{п}}$ - диапазон спектра помех, МГц;

$\Delta\mathbf{f}_{\text{с}}$ - диапазон спектра сигналов от МФИ-разведчика, МГц.

Величина $\mathbf{W}_{\text{прм}}$ определяется как:

$$\mathbf{W}_{\text{прм}} = 1 - \mathbf{W}_{\text{иск.}} \quad (3.2.3.37)$$

где $\mathbf{W}_{\text{иск.}}$ - вероятность искажения сигналов от МФИ-разведчика помехой на входе приемника ПУ АНКор.

В свою очередь величина $\mathbf{W}_{\text{иск.}}$ определяется в зависимости от канала передачи сигналов (дискретного - цифрового или непрерывного - аналогового), вида модуляции сигналов (амплитудной - АМ, частотной - ЧМ, фазовой - ФМ), вида приема (когерентного или некогерентного) сигналов и соотношения (\mathbf{q}) мощности сигнала (\mathbf{C}) от передатчика МФИ-разведчика и мощности помехи ($\mathbf{\Pi}$) на входе приемника ($\mathbf{q} = \mathbf{C}/\mathbf{\Pi}$) ПУ АНКор.

В таблице 3.2.3.15 представлены формулы определения $\mathbf{W}_{\text{иск.}}$:

Таблица 3.2.3.15. Определение $\mathbf{W}_{\text{иск.}}$

Вид модуляции сигналов	Когерентный прием	Некогерентный прием
АМ	$\mathbf{W}_{\text{иск.}} = 0,65 \exp [-0,44(0,707\mathbf{q} + 0,75)^2]$	$\mathbf{W}_{\text{иск.}} = 0,5 \exp (-0,25 \mathbf{q}^2)$
ЧМ	$\mathbf{W}_{\text{иск.}} = 0,65 \exp [-0,44(\mathbf{q} + 0,75)^2]$	$\mathbf{W}_{\text{иск.}} = 0,5 \exp (-0,5 \mathbf{q}^2)$
ФМ	$\mathbf{W}_{\text{иск.}} = 0,65 \exp [-0,44(1,41\mathbf{q} + 0,75)^2]$	$\mathbf{W}_{\text{иск.}} = 0,5 \exp (-\mathbf{q}^2)$

(3.2.3.38)

Результаты расчета величины $\mathbf{W}_{\text{иск.}}$ (см. формулы 3.2.3.38) в зависимости от соотношения $\mathbf{q} = \mathbf{C}/\mathbf{\Pi}$ при разном виде модуляции передаваемых сигналов, и когерентном/некогерентном приеме сигналов, показаны на рисунке 3.2.3.17.

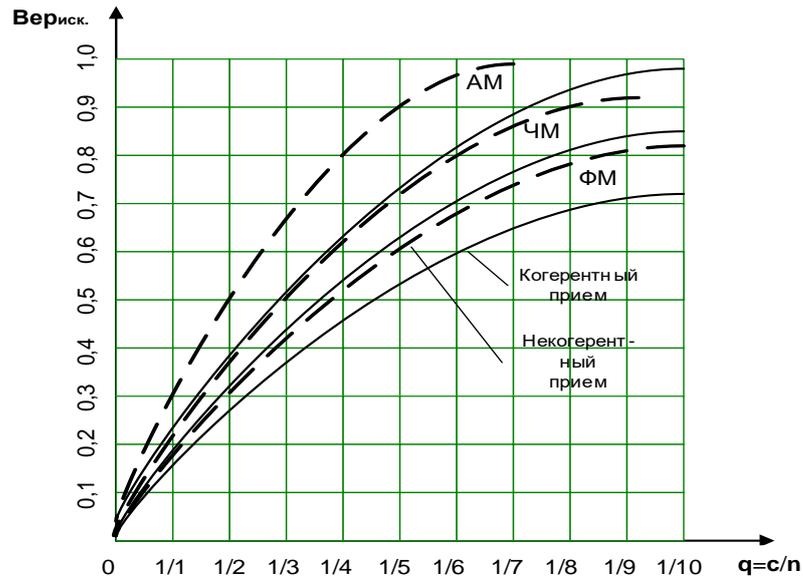


Рисунок 3.2.3.17 – Расчет вероятности искажения $W_{иск.}$ помехой сигналов разведывательной информации от МФИ-разведчика

Результаты показывают, что при передаче дискретных сигналов даже при соотношении $q = C/\Pi = 1/1$ величина $W_{иск.}$ в лучшем случае (то есть при АМ и когерентном приеме) уже составляет 0,255, при соотношении $q = C/\Pi = 1/2$ – растет еще более ($W_{иск.} = 0,381$), и так далее, вплоть до 0,999. Соответственно вероятность правильного (достоверного) приема ($W_{прм}$) постом управления (ПУ) АНКор сигналов от МФИ-разведчика на фоне помехи будет уменьшаться от 0,745 вплоть до 0,001.

В случае передачи непрерывных сигналов величина $W_{иск.}$ изменяется еще хуже (как при некогерентном приеме), от 0,390 (при соотношении $q = C/\Pi = 1/1$) вплоть до 0,999 (при соотношении $q = C/\Pi = 1/5$ и менее). Соответственно вероятность правильного приема ($W_{прм}$) ПУ АНКор сигналов от МФИ-разведчика на фоне помехи будет уменьшаться от 0,610 вплоть до 0,001. В результате непрерывного роста количества средств РЭП и случайного характера их работы уровень стационарных помех изменяется хаотически, а характеристики преднамеренных помех, для затруднения борьбы с ними, все чаще изменяются по случайному закону.

Источники помех, применяемые в боевых порядках сухопутных войск России, США и НАТО (таблицы 3.2.3.15 и 3.2.3.16) и других стран [33], [34]:

Таблица 3.2.3.15. Средства РЭП сухопутных войск России

Источник помех	Частотный диапазон, МГц (Δf_n)	Мощность излучения, Вт	Ширина спектра частот, МГц	Коэффициент усиления антенны, дБ	Уровень мощности помехи, дБ-Вт, не меньше
Станция типа 5Н36	1000...10300	0,5...80	10...30 1000...9000	13 (20 раз)	32
Станция типа 21Н6	100...17500	85	0,05...2,0 15...25 60...80	0 9...17 (1,8...50 раз)	36
Станция типа 47Т6	100...17500	10...20	0,05...1,0 5...1000	6...30 (4...1000 раз)	43
Генератор помех типа Л53.109	700...2500	2,5	-		34
Генератор помех типа УВ-429	500...4000	1,0	-		30

Таблица 3.2.3.16. Средства РЭП сухопутных войск США и НАТО

Тип, наименование образца	Носитель	Диапазон частот	Звено использования (штатное количество)				Общее количество в боевом составе
			ПА	АК	Д	Обр	
Радиотехническая разведка							
AN/ALQ-133 "Квик Лук-2"	Самолет RV-1D	0,5 - 17 ГГц		(6)			28
AN/MSQ-103A "Тимпан"	2,5-т автомобиль M35 или гусеничный транспортер M1015	0,5 - 40 ГГц		(3)	(3)	(2)	62
Радиоразведка							
AN/USD-9 (V) 2 "Усовершенствованный Гардрейл-5"	Самолет RC-12D	20 - 70; 100 - 150 и 350 - 450 МГц		(6)			19
AN/TSQ-114A "Трейлблейзер"	Гусеничный транспортер M1015	0,5 - 150 МГц (перехват); 20 - 80 МГц (пеленгация)			(1)		12
AN/TRQ-32 (V) "Тиммейт"	Колесный автомобиль M1028A1	0,5 - 120 МГц		(•)		(•)	12
AN/TRQ-23	1,25-т автомобиль	0,5 - 450 МГц	*	(•)			*
AN/ALQ-150 "Сефайр Тайгер"	Самолет RU-21H	60 МГц - 9 ГГц	(3)	*			*
SSL	Стационарная установка	1,6 - 30 МГц	(•)	*			*
AN/PRD-10	Переносное устройство	*			(•)	(•)	*
Радиоэлектронное подавления							
"Квик Фикс-1"	Вертолет EH-1H	2-76 МГц			(6)		20
"Квик Фикс-2"	Вертолет EH-60A	2 - 76 МГц					44
AN/TLQ-17A "Трефикджем "	1,25-т автомобиль с одноосным прицепом	1,5 - 80 МГц			(3)	(•)	53
AN/MLQ-34 "Такджем"	Гусеничный транспортер M1015	20 - 200 МГц		(3)	(3)		79
AN/GLQ-3B	1,25-т автомобиль с прицепом	20 - 230 МГц			(•)		50
AN/VLQ-4 "Пирана"	1,25-т автомобиль	30 - 76 МГц			(•)	(•)	*
AN/TLQ-15	1,25-т автомобиль с прицепом	1,5 - 20 МГц		(3)			*
Примечание: ПА - полевая армия; АК - армейский корпус; Д - дивизия; Обр - отдельная бригада.							

При усредненном диапазоне спектра помех (берется как средняя величина из таблицы 3.2.3.15 и 3.2.3.16) $\Delta f_{\text{п}} = 20 \dots 200$ МГц, и диапазоне спектра сигналов от МФИ-разведчика $\Delta f_{\text{с}} = 40 \dots 70$ МГц вероятность попадания ($W_{\text{пом.}}$) помехой (см. формулу 3.2.3.36) в диапазон спектра пропускания приемником сигналов от МФИ-разведчика составляет:

$$W_{\text{пом.}} = 2\Phi(\Delta f_{\text{п}}/\Delta f_{\text{с}}) = 2\Phi(110 \text{ МГц} / 55 \text{ МГц}) = 0,823.$$

Тогда энтропия $H_{\text{инф.}}$ (см. формулу 3.2.3.35) определяется величиной

$$H_{\text{инф.}} = -W_{\text{пом.}} \cdot \ln W_{\text{пом.}} = -0,823 \cdot \ln 0,823 = -0,823 \cdot -0,195 = 0,161.$$

Искомая вероятность передачи МФИ-разведчиком в условиях РЭП полного количества разведывательной информации ($W_{\text{инф.}}$) на ПУ АНКор в неискаженном виде (см. формулу 3.2.3.34) будет

$$W_{\text{инф.}} = H_{\text{инф.}} \cdot W_{\text{прм}} = 0,161 \cdot 0,745 = 0,120.$$

Это свидетельствует о необходимости передачи разведывательной информации на ПУ АНКор не только в реальном масштабе времени, но и ее доставки непосредственно после возвращения МФИ-разведчика из полета и посадки его на АНКор, причем как можно быстрее, чтобы не потерять ее актуальности за время от получения до передачи на ПУ АНКор.

При этом актуальность разведывательной информации определяется вероятностью $W_{\text{акт.}}$ того, что время прохождения информации не превысит время развертывания боевых позиций противника, подлежащих воздушной разведке, а именно:

$$W_{\text{акт.}} = \exp(-t_{\text{пол.}} / t_{\text{разв.}}), \quad (3.2.3.39)$$

где $t_{\text{пол.}}$ - время полета МФИ-разведчика и передачи разведывательной информации на ПУ АНКор (время нахождения МФИ-разведчика в воздухе), час.; (0,25 - 0,5 час.)

$t_{\text{разв.}}$ - время развертывания боевых позиций противника, подлежащих воздушной разведке, час. (1,0 - 2,0 час.)

Для принятых средних данных $t_{\text{пол.}} = 0,25 \dots 0,5$ час. и $t_{\text{разв.}} = 1,0 \dots 2,0$ час. величина $W_{\text{акт.}}$ составит

$$W_{\text{акт.}} = \exp(-0,375/1,5) = \exp(-0,25) = 0,779.$$

$$[W_{\text{акт.}} = \exp(-0,25/1,5) = \exp(-0,17) = 0,844.]$$

Все это свидетельствует о необходимости повышения скорости полета МФИ-разведчика не только для выполнения задачи воздушной разведки и передачи разведывательной информации на ПУ АНКор в неискаженном виде и сохранения ее актуальности, но и для преодоления МФИ-разведчиком действий ПВО противника.

Величина $Q_{\text{ПВО}}$ определяется аналогично решению ударных задач (при определении функционального критерия $Q_{\text{уд.}}$), с учетом ЭОП МФИ и скоростей полета при ведении ВР, и составляет 0,81.

Таким образом, функциональный критерий $Q_{\text{раз.}}$ (см. формулу 3.2.3.33) для каждого МФИ-разведчика должен быть не менее 0,67 (таблица 3.2.3.17).

Таблица 3.2.3.17. Требования к параметрам функционального критерия $Q_{\text{раз.}}$

Параметры	Значения
Показатель - $W_{\text{нав.}}$	0,82
Показатель - $W_{\text{поп.}}$	0,71
Показатель - $W_{\text{инф.}}$	0,12
Показатель - $W_{\text{акт.}}$	0,78
Показатель - $Q_{\text{ПВО}}$	0,81
Функциональный критерий - $Q_{\text{раз.}}$	0,67

ЛАК (МФИ) может быть использован для радиоэлектронного противодействия (РЭП), имея на борту аппаратуру радиотехнической разведки, станции радио- и оптико-электронного подавления, устройства для выброса инфракрасных ловушек и противорадиолокационных отражателей, а также мощное бортовое оружие для огневого поражения радиолокационных станций (РЛС) и радиоэлектронных систем (РЭС), действуя главным образом в интересах обеспечения решения задач перехвата ВЦ и ведения воздушного боя, нанесения ударов по НЦ, а также при ведении ВР и непосредственно РЭП.

При перехвате ВЦ и ведении воздушного боя комплекс РЭП должен эффективно противодействовать на всех этапах подготовки, пуска и наведения ракет со стороны ВЦ, включая обнаружение МФИ бортовыми информационными средствами ВЦ, измерение параметров, сопровождение МФИ, наведение ракеты.

Эти этапы отличаются решаемыми задачами, алгоритмами работы, временем обработки информации и ее количеством. Переход от одного этапа работы к другому, как правило, сопровождается изменением параметров зондирующего сигнала, периода и длительности облучения МФИ, видом модуляции, изменением информационных параметров сигнала.

Этапы работы бортовых информационных средств ВЦ можно определить, измерив параметры зондирующего сигнала. Затем путем создания помех необходимо исказить закон распределения плотности вероятности информационных параметров отраженного сигнала так, чтобы количество полезной информации в измерителе на каждом этапе его работы было минимальным. На этапе подготовки пуска ракет со стороны ВЦ, когда ВЦ ведет обнаружение, измерение параметров и сопровождение МФИ, на комплекс РЭП возлагается решение следующих задач:

- задержка обнаружения МФИ как объекта атаки со стороны ВЦ;
- маскировка реального положения МФИ на фоне ложных целей;
- затруднение измерения дальности до МФИ, его скорости и углового положения;
- ухудшение характеристик режима сопровождения "на проходе" при сканировании луча антенны бортовой РЛС (БРЛС) ВЦ;
- увеличение времени и затруднение захвата МФИ при переходе в режим непрерывной пеленгации;
- ухудшение характеристик точности сопровождения МФИ при непрерывной пеленгации.

Наиболее ответственным среди тактических задач комплекса РЭП является определение факта пуска ракет со стороны ВЦ по МФИ.

Дополнительная информация о дальности пуска и типе пущенной ракеты позволяет оценить момент захвата МФИ как цели головкой самонаведения (ГСН) ракеты со стороны ВЦ.

С этого момента формируемое комплексом РЭП противодействие БРЛС ВЦ должно происходить одновременно с подавлением ГСН ракет со стороны ВЦ. Для этого комплексом РЭП должны решаться также следующие задачи:

- перенацеливание пущенных ракет со стороны ВЦ на ложные цели, на подстилающую поверхность или вынесенный помехопостановщик;
- ухудшение точности сопровождения ГСН в случае захвата ею МФИ как цели;
- организация срыва сопровождения ГСН с сочетанием исключения помех и интенсивного маневрирования МФИ на этапе обратного перехода ГСН на сопровождение не прикрытой помехами цели;
- постановка помех радиодетонатору ракеты в ожидаемый момент подлета ракеты со стороны ВЦ к МФИ.

Постановка помех не должна исключать применения собственных ракет по ВЦ, особенно на этапе подготовки их к пуску. Это может оказаться наиболее эффективным способом борьбы с ВЦ, которая уклоняется от ракетной угрозы и принимает пассивную тактику ведения боя.

Такое тактическое преимущество достигается использованием комплекса РЭП, который обеспечивает предупреждающее обнаружение излучающей ВЦ и ее идентификацию. Одним из тактических требований к информационному каналу комплекса РЭП является обеспечение пассивного обнаружения излучения средства РЭС ВЦ на дальности, превышающей дальность активного обнаружения им МФИ.

Пассивное обнаружение должно дополняться определением типа ВЦ. Раннее обнаружение и идентификация ВЦ позволяют МФИ занять более выгодное положение для ее атаки. При нахождении во взаимном активном информационном контакте с ВЦ пассивный информационный канал комплекса РЭП должен обеспечивать определение фазы атаки ВЦ.

Фиксация перехода БРЛС ВЦ в режим прицельного сопровождения МФИ и включение ею канала подсветки являются одним из тактических требований к информационному каналу комплекса РЭП.

В случае нескольких излучающих ВЦ комплекс РЭП проводит ранжирование их по степени опасности, выделяет из них наиболее опасную ВЦ и обеспечивает отображение излучающих ВЦ на экранах индикаторов кабины экипажа. Определение непосредственно угрожающей ВЦ и фиксация пуска с ее стороны ракет по МФИ также является одним из основных тактических требований к информационному каналу комплекса РЭП.

При выявлении непосредственно угрожающей ВЦ для обеспечения своего выживания в воздушном бою МФИ вынужден использовать все оборонные возможности комплекса РЭП. Здесь в полной мере должны реализовываться перечисленные выше задачи, которые относятся к этапу выявления пущенной УР со стороны ВЦ.

Таким образом, функциональный критерий оценки эффективности комплекса РЭП при обеспечении решения задач перехвата ВЦ и ведения воздушного боя ($Q_{РЭП}^{ВЦ}$) должен иметь такие составляющие как вероятность обеспечения предупреждающего пассивного обнаружения ($W_{пред.пас.обн.}$) излучения радиоэлектронного средства ВЦ на дальности, которая превышает дальность активного выявления им МФИ, вероятность фиксации перехода БРЛС ВЦ в режим прицельного сопровождения МФИ и определения непосредственно угрожающей ВЦ с фиксацией пуска с ее стороны ракет по МФИ ($W_{фикс.сопр.}$), и вероятность одновременного противодействия БРЛС ВЦ и ГСН ракет со стороны ВЦ выбросами дипольных отражателей и ложных тепловых целей с МФИ ($W_{прот.ГСН}$), а именно [35]:

$$Q_{РЭП}^{ВЦ} = W_{пред.пас.обн.} \cdot W_{фикс.сопр.} \cdot W_{прот.ГСН} \rightarrow \max. \quad (3.2.3.40)$$

Величина $W_{пред.пас.обн.}$ определяется как:

$$W_{пред.пас.обн.} = 1 - \exp(-D_{СПО} / D_{БРЛС\ ВЦ}), \quad (3.2.3.41)$$

где $D_{СПО}$ - дальность действия бортовой станции предупреждения

о радиолокационном облучении (СПО) МФИ, км; (170 км)

$D_{БРЛС\ ВЦ}$ - дальность активного обнаружения МФИ бортовой РЛС ВЦ,

км. (определяется по зависимостям дальности обнаружения "малозаметной" ВЦ с борта современных МФИ от ЭОП цели, показанным на рисунке 3.2.3.15)

Величина $W_{\text{фикс.сопр.}}$ определяется как:

$$W_{\text{фикс.сопр.}} = 1 - \exp(-\Delta f_{\text{САП}} / \Delta f_{\text{БРЛС ВЦ}}), \quad (3.2.3.42)$$

где $\Delta f_{\text{САП}}$ - диапазон постановки помех станцией активных помех (САП) МФИ, ГГц; (2...20 ГГц)

$\Delta f_{\text{БРЛС ВЦ}}$ - диапазон рабочих частот БРЛС ВЦ, ГГц. (9,7...9,8 ГГц)

Величина $W_{\text{прот.ГСН}}$ определяется как:

$$W_{\text{прот.ГСН}} = \exp(-t_{\text{пер.}} / t_{\text{пол.КР мин.}}), \quad (3.2.3.43)$$

где $t_{\text{пер.}}$ - периодичность выбросов дипольных отражателей и ложных тепловых целей для формирования непрерывных областей маскировки МФИ, сек.;

$t_{\text{пол.КР мин.}}$ - минимальное время полета управляемой ракеты (УР) на МФИ со стороны ВЦ, сек.

В свою очередь величина $t_{\text{пер.}}$ определяется как:

$$t_{\text{пер.}} = \Delta D_{\text{БРЛС ВЦ}} / V_{\text{МФИ}}, \quad (3.2.3.44)$$

где $\Delta D_{\text{БРЛС ВЦ}}$ - разрешающая способность БРЛС ВЦ по дальности, км; (0,5 км)

$V_{\text{МФИ}}$ - скорость полета МФИ, км/час. (принимается 900 км/час.)

А величина $t_{\text{пол.КР мин.}}$ равна:

$$t_{\text{пол.КР мин.}} = D_{\text{П КР мин. с ВЦ}} / V_{\text{сбл.}}, \quad (3.2.3.45)$$

где $D_{\text{П КР мин. с ВЦ}}$ - минимальная дальность пуска КР с ВЦ, км; (10 км)

$V_{\text{сбл.}}$ - скорость сближения полета МФИ и ВЦ, км/час. (принимается 900 + 900 км/час.)

Кстати, радиоволны, отраженные от цели, расположенной на дальности $D = 150$ м от радиолокатора, опаздывают на 1 мкс, и каждому километру дальности к цели отвечает задержка радиоволны на время $1000/150 = 6,7$ мкс [36]. Таким образом, функциональный критерий $Q_{\text{РЭП}}^{\text{ВЦ}}$ (см. формулу 3.2.3.40) для каждого МФИ с комплексом РЭП должен быть не менее 0,375 (таблица 3.2.3.18).

При нанесении ударов по НЦ бортовые средства РЭП всякий раз должны применяться в соответствии с тщательно разработанным планом, составленным с учетом данных предварительной разведки объектов системы ПВО противника.

Таблица 3.2.3.18. Требования к параметрам критерия $Q_{РЭП}^{ВЦ}$

Параметры	Значения
$D_{СПО}$, км	170 (СПО Л-15ЛМ (4,4-10,3 ГГц))
$ЭОП_{МФИ}$, м ²	2,0
$D_{БРЛС ВЦ}$, км	200
$W_{пред.пас.обн.}$	0,57
$\Delta f_{САП}$, ГГц	11,0
$\Delta f_{БРЛС ВЦ}$, ГГц	9,75 (РЛСУ з ФАР "Ирбис-Э")(8-12 ГГц)
$W_{фикс.сопр.}$	0,68
$\Delta D_{БРЛС ВЦ}$, км	0,5
$V_{МФИ}$, км/час.	900
$t_{пер.}$, сек.	2,0
$D_{П КР мин.с ВЦ}$, км	10
$V_{сбл.}$, км/час.	1800
$t_{пол.КР мин.}$, сек.	20,0
$W_{прот.ГСН}$	0,90
$Q_{РЭП}^{ВЦ}$	0,375

При этом, в соответствии с выявленной радиоэлектронной обстановкой определяются рубежи включения или участка применения и режимы работы бортовых средств РЭП по этапам полета. По результатам разведки складываются графическая и описательная модели системы ПВО противника для каждого маршрута полета.

На графической модели отображаются позиции радиолокационных постов (РЛП) и постов управления (ПУ), позиции ЗРК средней и большой дальности и границы их зон поражения, участки маршрутов полета, где ожидается обстрел МФИ ЗРК малой дальности или ЗАК. Описательная модель является перечнем основных характеристик и особенностей работы радиоэлектронных средств противника (для каждого РЛП, ПУ, типа ЗРК, ЗАК), которые влияют на выбор средств РЭП или огневого поражения противорадиолокационной ракетой. При этом указываются виды излучения (импульсное или непрерывное), характер изменения рабочих частот (диапазон и скорость их перестройки), методы обзора пространства (круговой или секторный в горизонтальной плоскости, с широким или узким сканирующим лучом в вертикальной плоскости), методы сопровождения целей по угловым координатам (открытое / скрытое коническое сканирование, моноимпульсное).

Важной характеристикой считается также частота повторения импульсов и характер ее изменения. Все это облегчает анализ системы ПВО противника, позволяет оптимально использовать силы и средства на разных участках маршрута полета к НЦ и назад. На ее основе распределяются средства РЭП групповой защиты для создания помех из зон барражирования, расположенных перед АНКор, а также программируется работа средств РЭП индивидуальной защиты, которая устанавливается на всех ЛАК (МФИ).

Существует много разных вариантов ведения МФИ радиоэлектронной борьбы со средствами ПВО противника, но основные ее правила остаются относительно постоянными: действия под прикрытием активных помех средствами РЭП групповой защиты; срыв радиолокационного автосопровождения постановкой активных (имитирующих и маскирующих) и пассивных помех с помощью средств РЭП индивидуальной защиты; маневрирование в зонах поражения средств ПВО.

Поэтому, функциональным критерием оценки эффективности комплекса РЭП при обеспечении боевых действий в наступлении по поражению НЦ является $Q_{РЭП}^{НЦ}$, как вероятность преодоления действий средств ПВО противника с помощью средств РЭП индивидуальной защиты и огневого поражения противорадиолокационной ракетой (ПРР) наиболее активных РЛС ПВО, как НЦ, а именно:

$$Q_{РЭП}^{НЦ} = Q_{ПВО}^{РЭП} + Q_{пор.РЛС}^{ПРР} - Q_{ПВО}^{РЭП} \cdot Q_{пор.РЛС}^{ПРР} \rightarrow \max, \quad (3.2.3.46)$$

где $Q_{ПВО}^{РЭП}$ - вероятность преодоления действий средств ПВО противника с помощью средств РЭП индивидуальной защиты;

$Q_{пор.РЛС}^{ПРР}$ - вероятность огневого поражения наиболее активной РЛС ПВО с помощью ПРР.

Величина $Q_{ПВО}^{РЭП}$ определяется как:

$$Q_{ПВО}^{РЭП} = Q_{ПВО} + [1 - \exp(-\Delta f_{САП} / \Delta f_{РЛС ПВО})] - Q_{ПВО} \cdot [1 - \exp(-\Delta f_{САП} / \Delta f_{РЛС ПВО})], \quad (3.2.3.47)$$

где $Q_{\text{ПВО}}$ - вероятность преодоления действий средств ПВО противника без помощи средств РЭП индивидуальной защиты – определяется аналогично как при наступательной операции (см. таблицу 3.2.3.12) – и равна $Q_{\text{ПВО}} = 0,81$;

$\Delta f_{\text{САП}}$ - диапазон постановки помех станцией активных помех (САП) МФИ, ГГц; (2...20 ГГц)

$\Delta f_{\text{РЛС ПВО}}$ - диапазон рабочих частот РЛС ПВО, ГГц. (0,1...100 ГГц)

Величина $Q_{\text{пор.РЛС}}^{\text{ПРР}}$ определяется как:

$$Q_{\text{пор.РЛС}}^{\text{ПРР}} = 1 - \exp(-\Delta f_{\text{вх.ГСН ПРР}} / \Delta f_{\text{РЛС ПВО}}), \quad (3.2.3.48)$$

где $\Delta f_{\text{вх.ГСН ПРР}}$ - частотная полоса входного каскада ГСН ПРР, ГГц.

$\Delta f_{\text{РЛС ПВО}}$ - диапазон рабочих частот РЛС ПВО, ГГц. (0,1...100 ГГц)

Таким образом, функциональный критерий $Q_{\text{РЭП}}^{\text{НЦ}}$ (см. формулу 3.2.3.46) для каждого МФИ с комплексом РЭП должен быть не менее 0,91 (таблица 3.2.3.19).

Таблица 3.2.3.19. Требования к параметрам функционального критерия $Q_{\text{РЭП}}^{\text{НЦ}}$

Параметры	Значения
$Q_{\text{ПВО}}$	0,81
$\Delta f_{\text{САП}}$, ГГц	11,0
$\Delta f_{\text{РЛС ПВО}}$, ГГц	50,0
$Q_{\text{ПВО}}^{\text{РЭП}}$	0,770
$\Delta f_{\text{вх.ГСН ПРР}}$, ГГц	0,1...100 (Х-31П или Х-25ПД)
$Q_{\text{пор.РЛС}}^{\text{ПРР}}$	0,632
$Q_{\text{РЭП}}^{\text{НЦ}}$	0,91

3.3. Оптимизация корабельных авиационных систем и формирование технико-критериального облика создаваемого авианосного корабля

Важнейшим принципом организационно-системной оптимизации корабельных авиационных систем является *согласованность* и синергизм *приоритетов* целевой функции АНКор $Q_O(O_{тр.})_{АНКор}$ в достижении наивысшей эффективности авианосного корабля с предъявлением формируемых технико-критериальных требований к *приоритетным* качествам создаваемого корабля и его облику. В терминах качественной оптимизации построения ("вписывания") корабельных авиационных систем в технико-критериальный облик АНКор такая задача состоит в отыскании качественных векторов $Q_{X,Y,Z} = f(X_{АНКор}, Y_{АНКор}, Z_{АНКор}, A, B)$, обеспечивающих максимум функции $O(Q^{i-ый\ приор.})$ - *i*-го *приоритета* целевой функции АНКор. Обозначенная задача оптимизации сводится к системному проектированию АНКор. *Согласованность приоритетов* целевой функции $Q_O(O_{тр.})_{АНКор}$ в достижении наивысшей эффективности АНКор оценивается семантической *ERP*-моделью "*сущность-связь-явление*" (*Entity-Relationship-Phenomenon model*) "вписывания" технических параметров $(X_{АНКор}, Y_{АНКор}, Z_{АНКор}, A, B)$ в технико-критериальный облик АНКор (рисунок 3.3.1).

Определение свойств и качеств АНКор, составляющих критериальное пространство векторов $Q_{X,Y,Z} = f(X_{АНКор}, Y_{АНКор}, Z_{АНКор}, A, B)$ предполагает формализацию проблеморазрешающих качественных системных инструментов $[Q_{X,Y,Z}(t)]$ оптимизации функционирования АНКор, превращающих параметры $X_{АНКор}, Y_{АНКор}, Z_{АНКор}, A, B$ в технико-критериальные требования и формирующих облик АНКор.

В качестве системных инструментов $[Q_{X,Y,Z}(t)]$ оптимизации функционирования АНКор по первому *приоритету* целевой функции – *результативности* операции (см. рисунок 2.4.1, 2.4.2), функциональному критерию $O(Q^{рез.})$, как показывает декомпозиция критерия, выявляются *мореходность, маневренность, скорость хода* корабля (АНКор).

Мореходность определяется главными размерениями корабля (длина L , ширина B , высота борта H и осадка T), их соотношениями и формой корпуса корабля.

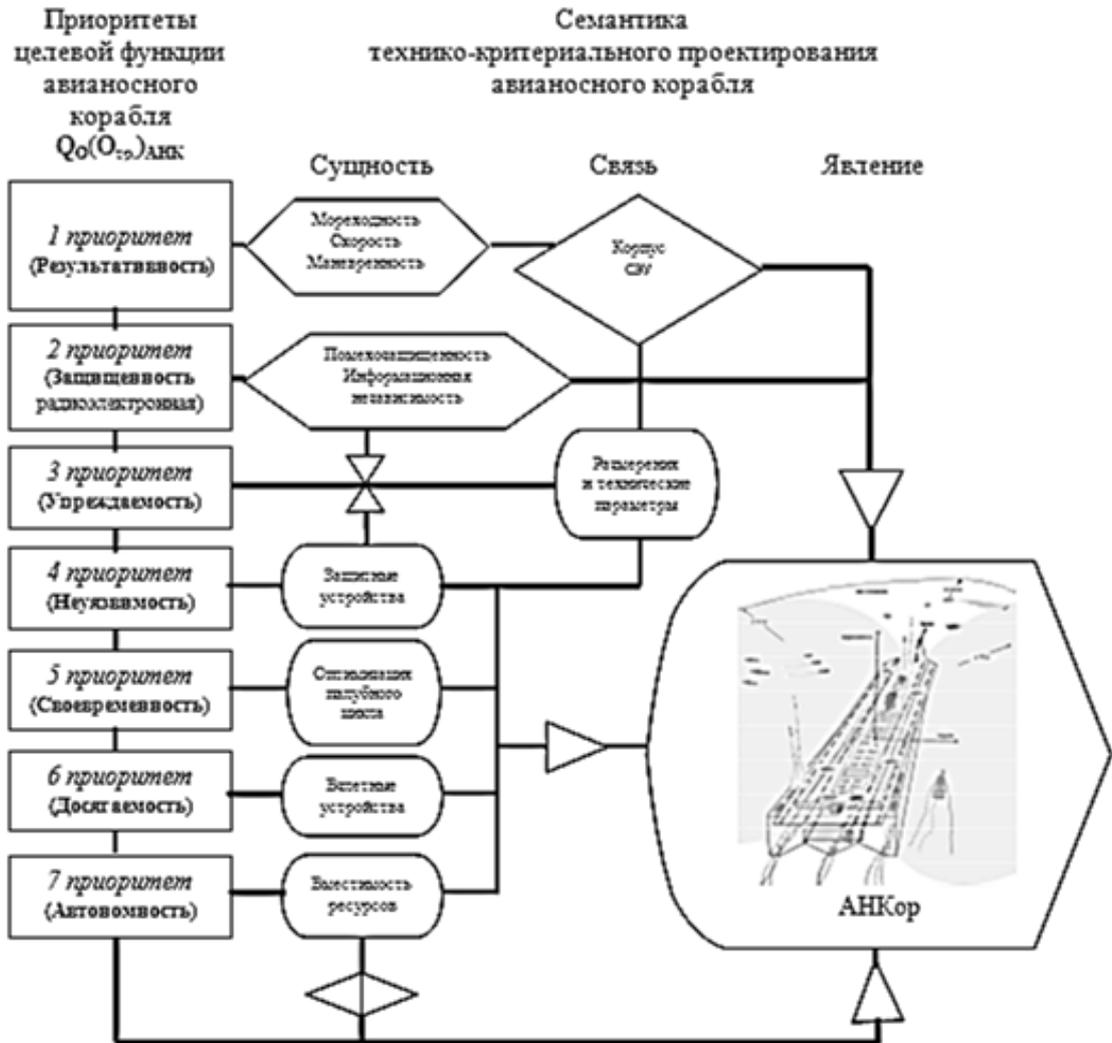


Рисунок 3.3.1 – Семантическая ERP-модель формирования технико-критериального облика АНКор

Мореходность корабля должна обеспечивать высокую вероятность выполнения взлетно-посадочных операций корабельных самолетов при различной степени волнения в различных районах Мирового океана (эффективность взлетно-посадочных операций) при ограничениях на допустимые по условиям выполнения взлета (и посадки) углы и периоды бортовой, килевой, вертикальной качки и рыскания корабля.

Маневренность должна обеспечивать быстрый выход корабля с малым радиусом циркуляции на курс против ветра для выполнения взлетов или приема самолетов при посадке. Чем меньше отношение длины к осадке (L/T), тем маневреннее корабль.

Скорость хода корабля (АНКор) до 35 узлов имеет очень важное значение на переходе морем для своевременного выхода корабля в район боевого развертывания и обеспечения *достижимости* объектов удара по тактическому радиусу действия самолетов при нанесении ударов по надводным/наземным целям. При увеличении L/B корабль становится более быстроходным (до 35 узлов), при условии, что *корпус* будет иметь водоизмещающе-глиссирующий тип.

Всем этим качествам наиболее полно будет соответствовать *тройной треугольно-подобный корпус* (*triple-hull* – "трипл-халл") (рисунок 3.3.2).

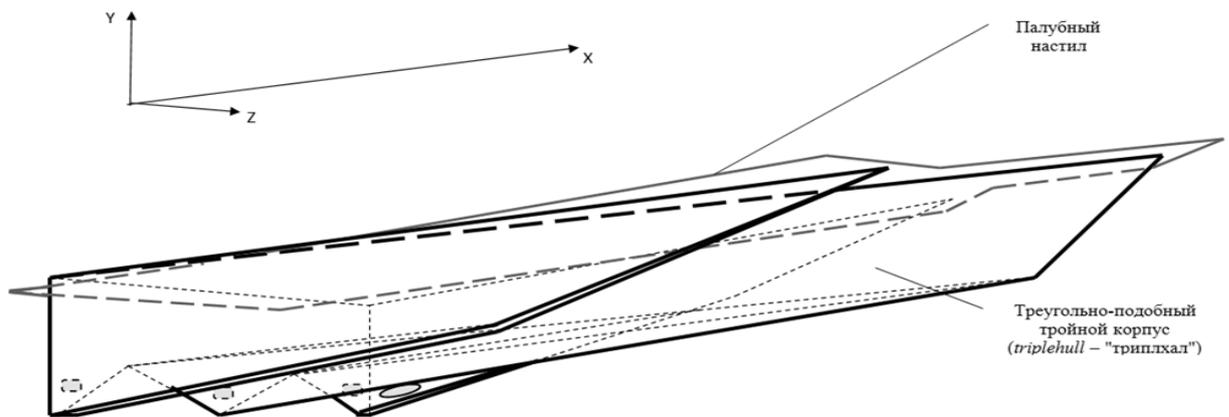


Рисунок 3.3.2 – Корпус *triple-hull* ("трипл-халл") АНКор

В качестве системных инструментов $[Q_{x,y,z}(t)]$ оптимизации функционирования авианосца по второму *приоритету* целевой функции авианосца – функциональному критерию $O(Q^{рез.})$ – радиоэлектронной *защищенности* корабля (см. рисунок 2.4.3, 2.4.4), то исход РЭП зависит не только от успешного выполнения радиоэлектронными системами (РЭС) АНКор своих задач при воздействии помех, но и от *независимости* АНКор от внешних источников передачи радиолокационной, тактической и управленческой *информации*.

В этом смысле назревает необходимость размещения на АНКор загоризонтной (ЗГ) радиолокационной станции (РЛС) коротковолнового (КВ) диапазона. Вариант размещения малогабаритных (с Т-образными вибраторами) передающих линейных полуволновых антенн (ЛПВА) и приемных антенн раскрыва (АР) с укороченными вибраторами на создаваемом авианосце (АНКор) показан на рисунке 3.3.3.

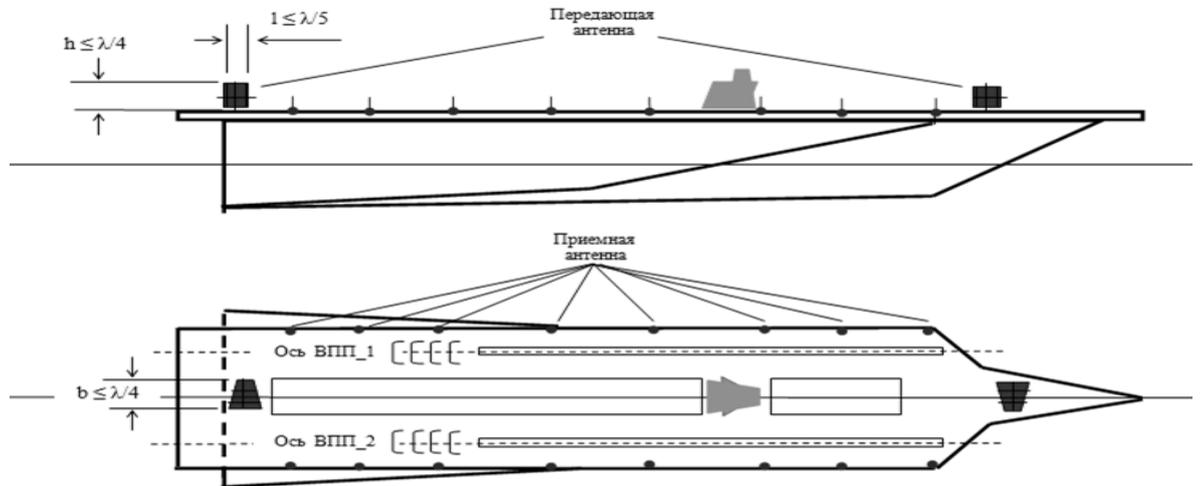


Рисунок 3.3.3 – Размещение загоризонтной РЛС КВ-диапазона на АНКор

Для уменьшения габаритов передающая и приемная антенны – однолитерные, работающие в средней части КВ-диапазона. Короткие (декаметровые) волны – диапазон радиоволн с частотой от 3 МГц (длина волны $\lambda=100$ м) до 30 МГц (длина волны $\lambda=10$ м). [<http://forums.airbase.ru/2016/07/t93201--korabl-s-zagorizontnoj-rls.3823.html>].

Для АНКор принимается $\lambda = 45$ м. Тогда высота передающих антенн – $45/4 = 11,25$ м, ширина – $45/4 = 11,25$ м, длина – $45/5 = 9,0$ м. Приемные антенны располагаются по бортам (по 8 антенн с каждого борта) на расстоянии - $5 \cdot 45 = 225$ м между передающими антеннами.

При длине корпуса авианосца 370 м длина антенного поля составляет $6 \cdot 45 = 270$ м, с секторами обзора по левому и правому бортам 120 градусов каждый, для обзора носовых и кормовых секторов придется идти галсами влево/вправо 15...30 градусов от основного направления.

Но возможность непрерывного загоризонтного слежения за целями в радиусе 300...500 км стоит того. Точность определения координат в 3 км вполне достаточна для выдачи целеуказания противокорабельным ракетам (ПКР) и зенитным управляемым ракетам (ЗУР) с активной головкой самонаведения (АГСН). То есть, возможно быстрое, в течение нескольких минут, уничтожение всех целей в этой 500 км зоне покрытия корабельной ЗГ РЛС (рисунок 3.3.4).

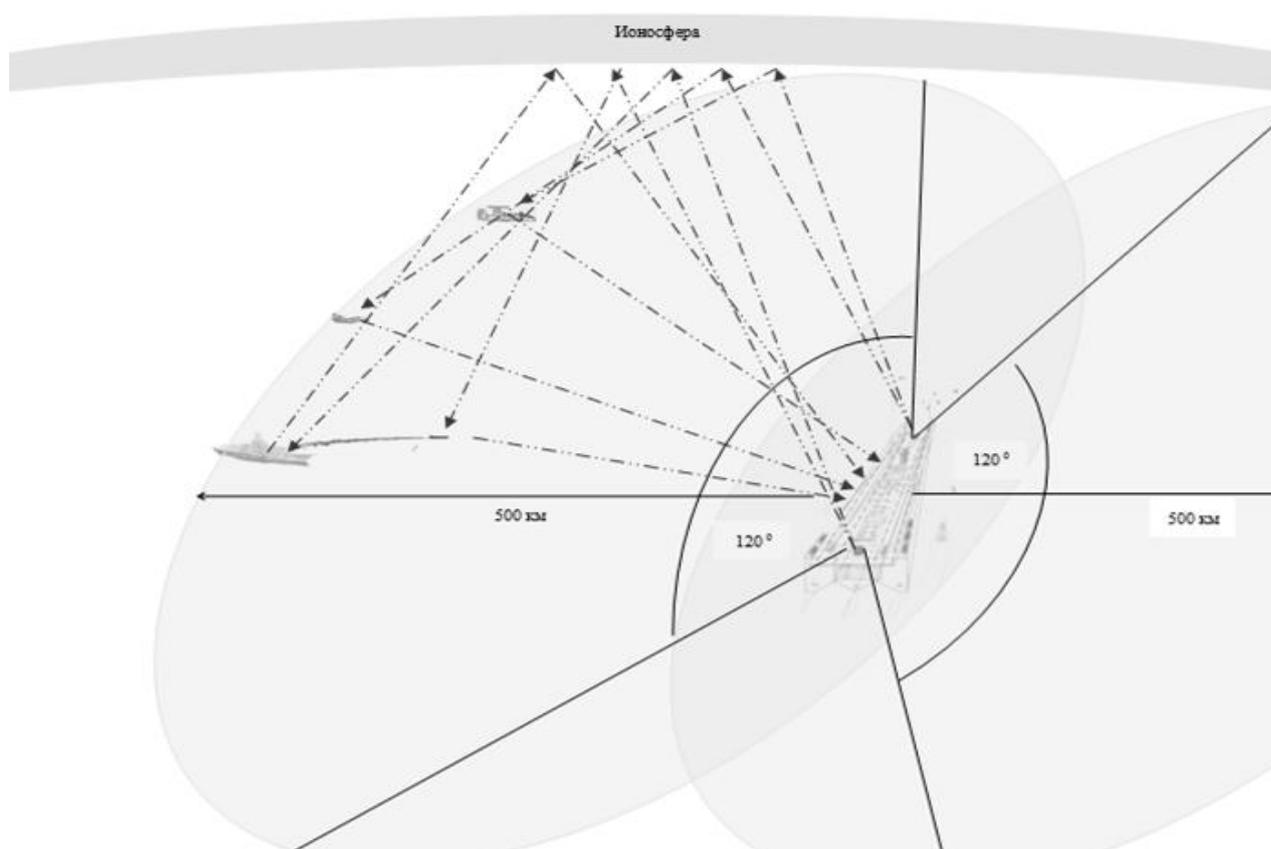


Рисунок 3.3.4 – Зоны покрытия корабельной ЗГ РЛС

Размещение на АНКор загоризонтной (ЗГ) РЛС КВ-диапазона "подыгрывает" третьему *приоритету* – функциональному критерию $O(Q^{\text{упрежд.}})$ – *упреждаемости* (см. рисунок 2.4.5, 2.4.6), который характеризует наиважнейшее качество АНК на переходе морем и при боевом развертывании первым "увидеть" противника за счет более дальнего обнаружения и предупреждения угрозы силами "носимой" авиации, в частности – самолетами РЛДН, совместно с корабельной ЗГ РЛС.

Особое место в оптимизации функционирования АНКор как по третьему *приоритету* целевой функции – *упреждаемости*, так и по следующему, четвертому *приоритету* – функциональному критерию $O(Q^{\text{неуяз.}})$ – *неуязвимости* АНКор при одновременной ПВО и ПЛО, обеспечиваемой силами "носимой" авиации (см. рисунок 2.4.7...2.4.12), занимает корабельная силовая энергетическая установка (СЭУ) комбинированного типа и/или из трех газотурбинных двигателей потребной суммарной мощностью не более 75000 кВт и трех водометных движителей (ВД) мощностью по 25000 кВт, благодаря высоким гидродинамическим качествам крепкого треугольного *корпуса* АНКор водоизмещением не более 75000 т и *пониженной шумности* ВД по сравнению с гребными винтами (ГВ).

При этом, строительная стоимость такого *корпуса* и потребная мощность СЭУ снижаются почти в 2 раза по сравнению с водоизмещающим корпусом "моно-халл" таких же размеров.

Применение ВД обусловлено рядом эксплуатационных преимуществ по сравнению с ГВ, особенно в части снижения шумности и вибрации *корпуса*, что очень влияет на *упреждаемость* и *неуязвимость* авианосца при борьбе с подводными лодками противника.

Вопрос оснащения авианосца ядерной силовой установкой (ЯСУ) остается открытым. С технической стороны ЯСУ не будут иметь никаких серьезных преимуществ или недостатков перед кораблями с обычными газотурбинной или комбинированной типа СЭУ. Недостатком корабельных ЯСУ является их более высокая стоимость.

В качестве системных инструментов $[Q_{x,y,z}(t)]$ оптимизации по пятому *приоритету* целевой функции АНКор – функциональному критерию $O(Q^{\text{своевр.}})$ – *своевременности* поднятия первой группы самолетов-истребителей – времени реакции от момента времени обнаружения средств воздушного нападения (СВН) (см. рисунок 2.4.13, 2.4.14), то при тех размерениях корабля в корпусе "triple-hull" и двух (2) *сквозных параллельных взлетно-посадочных полосах* (ВПП) шириной по 30...35 м,

оборудованных двумя (2) электромеханическими тросовыми катапультами длиной по 200...240 м и центральной полосе *технических позиций* шириной 25...30 м, обеспечивается подъем 6...12 истребителей за 3...5 минут.

Монтируемые на АНКор системы и оборудование серийного производства обеспечивают *своевременность* подготовки, взлета и боевого применения "носимой" авиации в оптимальном палубном цикле.

В качестве системных инструментов $[Q_{x,y,z}(t)]$ оптимизации функционирования АНКор по шестому *приоритету* целевой функции авианосца – *достижимости* $O(Q^{досяг.})$ объектов удара по фактическому (эффективному) тактическому радиусу действия "носимой" авиации (см. рисунок 2.4.15, 2.4.16) фигурирует *размерность* двух ВПП с катапультами, позволяющая ударным самолетам взлетать с максимальной взлетной массой с корабля в корпусе "трипл-халл" при волнении моря до 7 баллов при предельно-допустимых по выполнению взлетно-посадочных операций (ВПО) "носимой" авиации параметров качки АНКор.

Для этого используются значения коэффициентов динамичности $\Phi_{\text{качкаU-волнение}(\omega_v)}$, как отношений максимальных амплитуд качки (вертикальной - Z_m , бортовой - Θ_m , килевой - Ψ_m) к амплитуде угла волнового склона (α_0), для определения спектральной плотности угловых перемещений корабля на трехмерном нерегулярном волнении при постоянных скорости хода и курсовом угле корабля относительно генерального направления распространения волн, а также при изменении этих параметров при *маневрировании*, вызванном необходимостью выполнения ВПО с АНКор строго против ветра (рисунок 3.3.5).

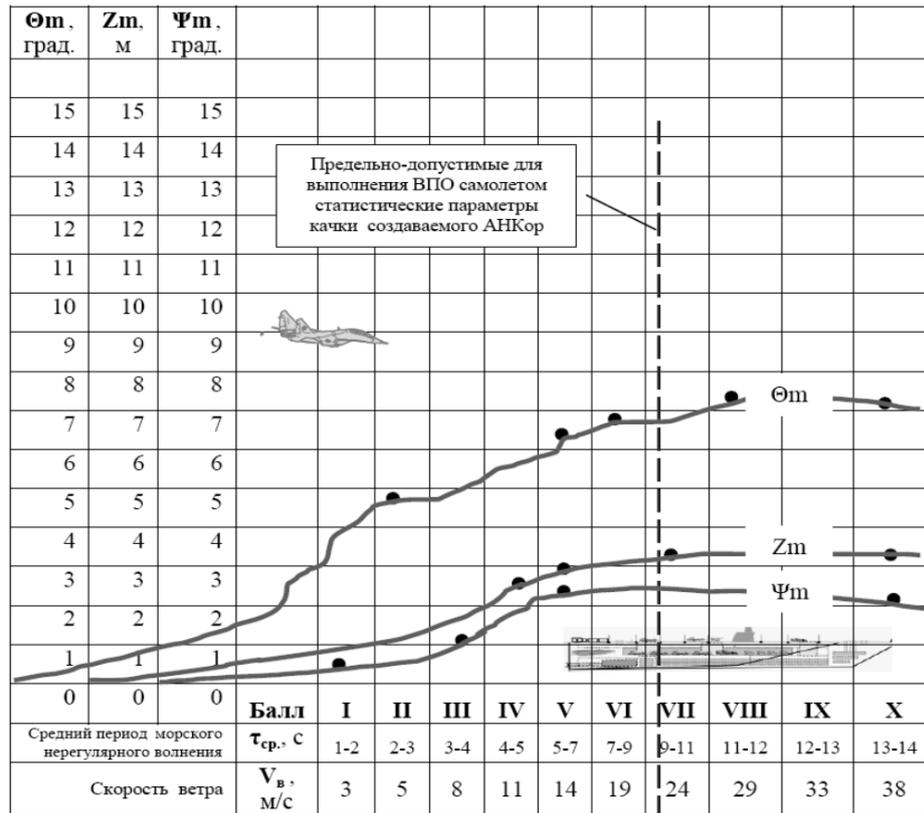
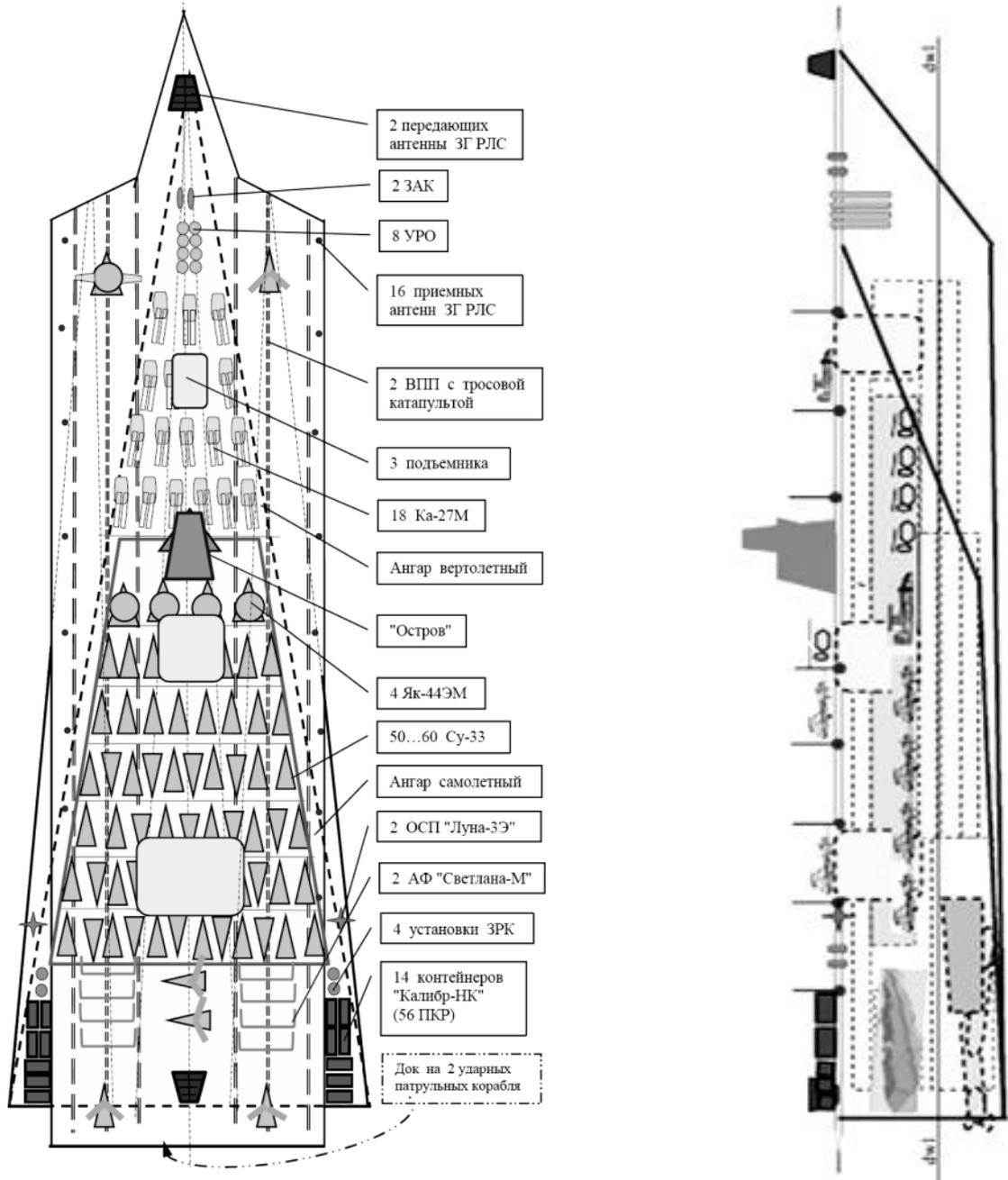


Рисунок 3.3.5 – Выполнение ВПО по качке АНКор при морском волнении до 7 баллов

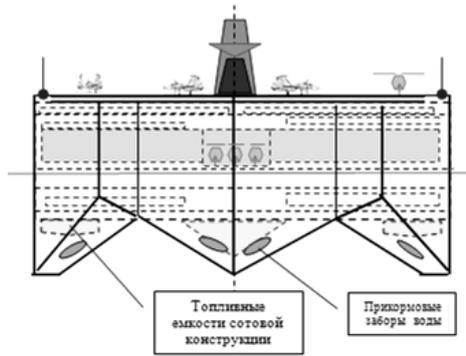
Достаточный объем помещений, хранилищ и трюмов для хранения топлива и боеприпасов, а также жилые, хозяйственно-бытовые и служебные помещения, находящиеся в подпалубных частях АНКор, и в его двойных бортах, служат системным инструментом $[Q_{x,y,z}(t)]$ оптимизации функционирования авианосца по седьмому приоритету целевой функции АНКор – автономности $O(Q^{\text{автоном.}})$ плавания и боевых действий (см. рисунок 2.4.17, 2.4.18), определяемой дальностью и временем плавания авианосного корабля, обеспечиваемых вместимостью и размещением всех потребных ресурсов (в том числе людских – снаряжения и питания личного состава) на требуемый период времени выполнения боевых задач (не менее 90 суток).

Оценка согласованности приоритетов целевой функции АНКор с помощью семантической ERP-модели превращает параметры $X_{\text{АНКор}}$, $Y_{\text{АНКор}}$, $Z_{\text{АНКор}}$, A , B в технико-критериальный облик Авианосного Корабля (АНКор) (рисунок 3.3.6).

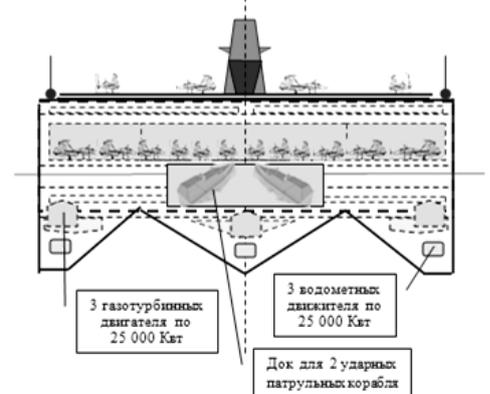


Вид полетной палубы сверху

Вид с правого борта



Вид с носа



Вид с кормы

Рисунок 3.3.6 – Техничко-критериальный облик **АвиаНосного Корабля**

При этом, большие объемы и площади полетной палубы позволяют размещение на палубе в носовой части, не мешая выполнению взлетно-посадочных операций (ВПО), восьми (8) пусковых установок шахтного типа для управляемого ракетного оружия (УРО) и двух (2) установок зенитно-артиллерийского комплекса (ЗАК), а на прикормовых консолях – по две (2) установки зенитно-ракетного комплекса (ЗРК) и по семь (7) контейнеров "Калибр-НК" с каждого борта корабля (см. рисунок 3.3.6).

При оборудовании корабля системами противоторпедной защиты, военной радиоэлектронной аппаратурой РЭП и специализированными боевыми информационно-управляющими системами (БИУС) **Авианосный Корабль (АНКор)** может взять на себя флагманские функции и задачи управления всеми группировками видов Вооруженных Сил, находящимися на заданных прибрежных, морских и океанских направлениях, при операционном функционировании в любых гидрометеорологических условиях, как в составе корабельного соединения (авианосной ударной группы - АУГ), так и *самостоятельно*, становясь главным ударным авиационно-морским комплексом (УАМК) Военно-Морского Флота.

3.4. Критериальное подобие процессов оптимизации, экспериментальной отработки, испытаний и эксплуатации корабельных авиационных систем

Сквозной критериальный процесс оптимизации, оценки, формирования требований и принятия решений по корабельным авиационным системам, направленный к вершине "конуса" эффективности (целевой функции) создаваемого АНКор (рисунок 3.4.1), может быть полностью перенесен на процесс моделирования (проектирования), экспериментальной отработки, испытаний и эксплуатации корабельных авиационных систем.

Требуемые и подлежащие количественной и качественной оценке параметры и характеристики корабельных авиационных систем и АНКор в целом конкретизируются и дополняются в процессе критериального моделирования и испытаний в соответствии с соблюдением тождественности по критериям подобия [37]. Сочетание теории подобия и размерностей с общим качественным анализом физических явлений служит плодотворным теоретическим методом исследования эффективности существующих и создаваемых корабельных авиационных систем. Для этого в организационно-методологическом плане учитываются закономерности проектирования и экспериментально-технологической отработки подобных систем с достаточно строгим и корректным использованием информации по аналогичным разработкам в качестве априорной [18], [20], [38].

С помощью критериев подобия значительно упрощается оптимизация и оценивание корабельных авиационных систем в стохастической постановке, а также преодолеваются противоречия между требованиями к системам и ограничениями на стоимостные показатели создаваемых систем.

Оптимизация критериального процесса построения корабельных авиационных систем показывает (см. подраздел 3.1), что любая функциональная зависимость между физическими параметрами оптимизируемой системы может быть представлена в виде зависимостей между критериями подобия, составленными из физических параметров.

Это может быть использовано не только при формировании требований к создаваемым системам и при проектировании этих систем, но и при планировании испытаний систем в натурных условиях, а также при обработке полученной информации и распространении ее на другие системы, недоступные экспериментальной отработке. Это позволяет корректно оценивать подобие физических процессов, происходящих в модели и исследуемой системе, и на этой основе приводить результаты испытаний к условиям эксплуатации.

Например, полное подобие и соответственно полное критериальное моделирование в формализованном виде характеризуется соотношением:

$$X_i = k_i x_i, \quad (3.4.1)$$

где X_i - i -й параметр системы или ее режима работы ($i = 1, \overline{j}$);

x_i - i -й параметр модели ($i = 1, \overline{j}$);

k_i - масштабный коэффициент (критерий подобия), который обычно является постоянной величиной, но в частном случае может быть и переменной, зависящей от режима, времени или координат пространства.

В общем случае i -й параметр X_i системы может зависеть от других параметров x_1, x_2, \dots, x_{j-i} , геометрических размеров l_x, l_y, l_z и времени t протекания процесса

$$X_i = \varphi(x_1, x_2, \dots, x_{j-i}, l_x, l_y, l_z, t). \quad (3.4.2)$$

Неполное подобие и соответственно способ моделирования характеризуются частичным подобием протекания основных процессов в системе и модели или только во времени, или только в пространстве.

В формализованном виде неполное подобие только во времени определяется соотношением

$$X_i = \varphi(x_1, x_2, \dots, x_{j-i}, t). \quad (3.4.3)$$

Неполное подобие только в пространстве имеет вид

$$X_i = \varphi(x_1, x_2, \dots, x_{j-i}, l_x, l_y, l_z). \quad (3.4.4)$$

В случае приближенного подобия некоторые факторы, имеющие незначительное влияние на протекание исследуемого процесса, моделируются приближенно или совсем не моделируются.

Одним из условий соблюдения тождественности является наличие информационного банка данных о предшествующих разработках, испытаниях и эксплуатации корабельных авиационных систем. Привлечение априорной информации об аналогах систем позволяет расширить совокупность данных о создаваемой системе, оценить уровень эффективности и новизны систем [39], [40], [41].

За счет обоснованного заимствования ранее отработанных технических решений, переноса результатов испытаний и эксплуатации аналога на создаваемую вновь систему, можно сократить объемы теоретических и экспериментальных работ при обеспечении заданных уровней технических характеристик и показателей эффективности.

В результате оптимизации критериального процесса построения корабельных авиационных систем (см. подраздел 3.1) и обобщения параметров в критериальные показатели одновременно с оценкой подобия и тождественности решаются вопросы, связанные с сокращением числа рассматриваемых параметров и объема испытательных работ.

На рисунке 3.4.2 показан алгоритм оценки подобия и тождественности в процессе (а) проектирования, (б) экспериментальной отработки, испытаний и эксплуатации корабельных авиационных систем.

Оценка подобия проводится с помощью детерминированных (физических) и стохастических критериев подобия, полученных для создаваемой системы ($\mathbf{k}_1^s, \mathbf{k}_2^s, \dots, \mathbf{k}_n^s$) и модели ($\mathbf{k}_1^m, \mathbf{k}_2^m, \dots, \mathbf{k}_n^m$).

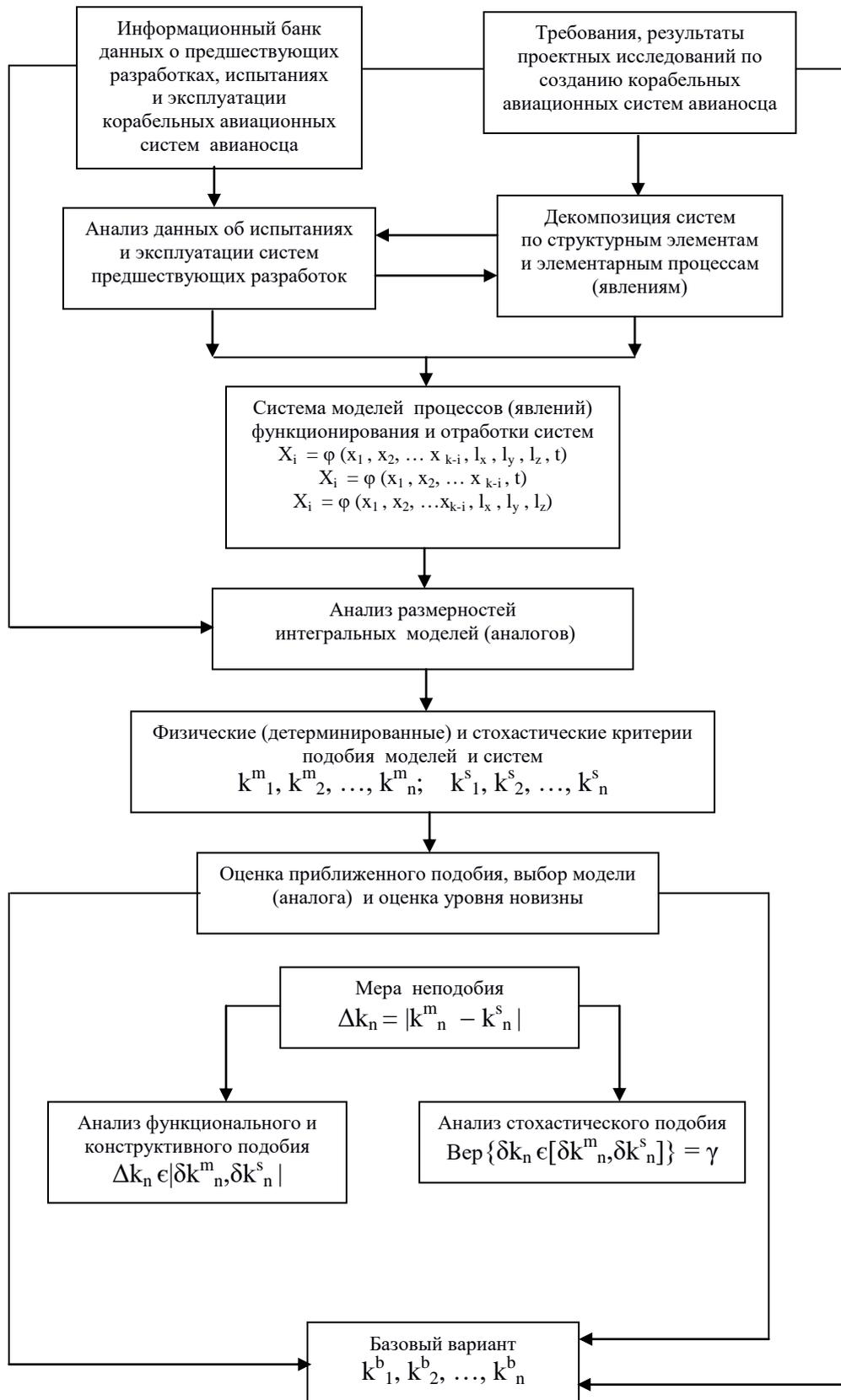
При этом детерминированные критерии отражают физическое подобие систем по функциям, процессам, конструктивным параметрам, технологии изготовления, применяемым материалам.

Стохастические критерии подобия отражают в обобщенном смысле функционирование системы при воздействии внешних случайных факторов, разбросе параметров, изменении внутренних свойств системы, схожесть случайных процессов функционирования, ход экспериментальной отработки и так далее. Критериальное выражение, описывающее характерное явление или процесс в системе, имеет вид

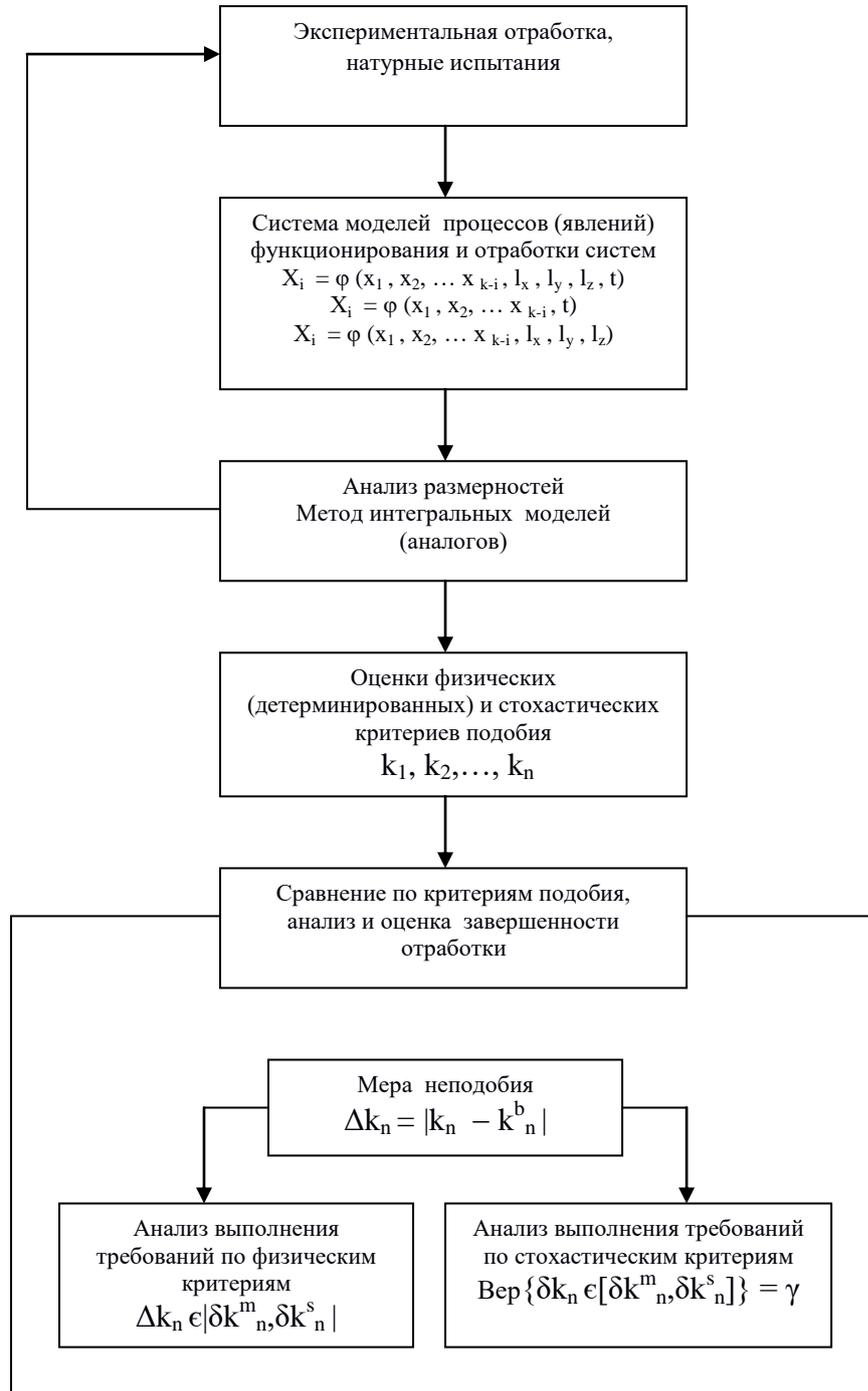
$$\mathbf{k}_1 = \varphi (\mathbf{k}_2, \mathbf{k}_3, \dots, \mathbf{k}_j, \dots, \mathbf{k}_{n-k-1}), \quad (3.4.5)$$

где \mathbf{k}_j - критерий подобия, как детерминированная величина ($j = 1, n_k$).

Результирующая мера отклонения совокупности критериев подобия в общем случае: $\Delta \mathbf{k}_1 = \varphi (\Delta \mathbf{k}_2, \Delta \mathbf{k}_3, \dots, \Delta \mathbf{k}_j, \dots, \Delta \mathbf{k}_{n-k-1}).$ (3.4.6)



(a)



(б)

Рисунок 3.4.2 – Алгоритм оценки подобия и тождественности в процессе (а) проектирования, (б) экспериментальной отработки, испытаний и эксплуатации корабельных авиационных систем

Учитывая, что относительная мера неподобия

$$\delta k_j = \Delta k_j / k_j, \quad (3.4.7)$$

где

$$\Delta k_j = k_j - k_j^m, \quad (3.4.8)$$

выражение (3.4.6) раскладывается в ряд Тейлора и записывается относительная мера неподобия в виде

$$\delta k_1 = d_2 (\Delta k_2 / k_2^m) + d_3 (\Delta k_3 / k_3^m) + \dots + d_{n-1} (\Delta k_{n-1} / k_{n-1}^m), \quad (3.4.9)$$

где $d_{nj} = \partial_n / \partial_{nj}$ - частная производная ($j = 2, n-1$).

Заключительным этапом оценки подобия и тождественности является использование результатов экспериментальной отработки и натуральных испытаний с целью получения обобщенных оценок параметров создаваемых корабельных авиационных систем и процесса их экспериментальной отработки в виде критериев k_1, k_2, \dots, k_n .

С помощью этих критериев проводится проверка адекватности моделей планирования, оценки и анализа результатов испытаний и, соответственно, оценка и контроль фактически достигнутого уровня оптимизации технических характеристик и показателей эффективности создаваемых корабельных авиационных систем.

Выводы по разделу 3:

1. Основой единого процесса оптимизации, оценки, формирования требований и принятия решений по корабельным авиационным системам создаваемого авианосного корабля является сквозное критериальное моделирование операционного функционирования корабельных авиационных систем в терминах оптимальности.

2. Построение критериальных моделей осуществляется декомпозицией и структуризацией критериального пространства операционного функционирования авианосного корабля по каждому *приоритету* целевой функции с глубиной до уровня свойств и качеств (эффективности) функционирования корабельных авиационных систем по каждому элементу.

3. Требуемые и подлежащие количественной и качественной оценке параметры и характеристики корабельных авиационных систем авианосного корабля конкретизируются и дополняются в процессе "сквозного" критериального моделирования и испытаний с соблюдением тождественности по критериям подобия. С помощью критериев подобия проводится проверка адекватности критериальных моделей планирования, оценки и анализа результатов испытаний и, соответственно, оценка и контроль фактически достигнутого уровня оптимизации технических характеристик и показателей эффективности создаваемых корабельных авиационных систем.

4. Определение свойств и качеств авианосного корабля, составляющих критериальное пространство векторов, отражающих неопределенность условий, в которых происходит функционирование корабля, предполагает разработку и формализацию проблеморазрешающих качественных системных инструментов оптимизации функционирования корабля, превращающих векторы неопределенности в технико-критериальные требования и формирующих облик **Авианосного Корабля (АНКор)**.

4. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОЦЕНИВАНИЕ ПРОЦЕССА ОПТИМИЗАЦИИ, ФОРМИРОВАНИЯ ТРЕБОВАНИЙ И ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЙ ПО КОРАБЕЛЬНЫМ АВИАЦИОННЫМ СИСТЕМАМ ПРИ ИСПЫТАНИЯХ АВИАНОСНОГО КОРАБЛЯ

4.1. Выбор количества измерений при проведении экспериментов

Экспериментальное оценивание процесса оптимизации, формирования требований и принятия решений по корабельным авиационным системам предваряется проверкой согласия (расхождения) экспериментального распределения вероятностей появления величин X_i с теоретическим распределением (см. подраздел 2.3) и оценкой адекватности результатов критериального моделирования и испытаний, а также достоверности принимаемых оптимальных решений по корабельным авиационным системам. Степень достоверности принимаемых решений зависит от правильного выбора количества измерений при проведении экспериментов. Как правило, чем выше число измерений, тем степень достоверности принимаемого решения повышается.

Как показывает опыт ранее проведенных испытаний корабельных авиационных систем корабля проекта 1143.5, увеличение количества измерений сопряжено с большими затратами, а в некоторых случаях вообще не дает никакого эффекта с точки зрения точности полученного результата.

Появляется возможность использования результатов ранее проведенных государственных испытаний корабля проекта 1143.5 и опыта создания, эксплуатации и боевого применения современных авианосцев военно-морских сил США и других стран.

Опыт создания и испытаний проекта 1143.5, предшествующих проектов, а также американский опыт создания, эксплуатации и боевого применения современных авианосцев [40, 41], позволил избежать ненужные исследования и эксперименты, сократив тем самым время и затраты на создание оптимального авианосного корабля.

Поэтому необходимо определиться с надежностью и точностью измерений оцениваемых параметров X_i корабельных авиационных систем для получения результатов испытаний с заданными (выбранными) доверительной вероятностью и доверительным интервалом [42], а в некоторых случаях и с видом закона распределения погрешности измерения.

В общем виде это можно записать:

$$W_{\text{треб.}} (|\dot{X}_i - X_i| < \varepsilon) = \gamma^*, \quad (4.1.1)$$

где X_i - оцениваемый параметр;

\dot{X}_i - оценка параметра;

ε - доверительный интервал для параметра X_i ;

γ^* - заданная двусторонняя доверительная вероятность.

В формуле (4.1.1) число измерений N в явном виде отсутствует, однако из нее следует, что N будет зависеть как от оцениваемого параметра X_i , так и от его оценки \dot{X}_i при заданных ε и γ^* , то есть

$$N = \Phi[X_i, \dot{X}_i, \gamma^*, \varepsilon, f(X_i)]. \quad (4.1.2)$$

Это позволяет выбрать количество измерений с учетом оцениваемых параметров и законов распределения, в частности нормального распределения.

Количество измерений, при заданных доверительной вероятности и доверительном интервале для генерального среднего и при известной генеральной дисперсии, определяется по формуле:

$$N = (q_\gamma \sigma / \varepsilon)^2, \quad (4.1.3)$$

где q_γ - квантиль нормального распределения;

σ - среднее квадратическое отклонение выборки параметров X_i .

Для нахождения квантили q_γ нормального распределения определяется односторонняя доверительная вероятность γ с учетом симметричности закона распределения, то есть $\gamma = (1 + \gamma^*)/2$.

Значения квантилей q_γ для указанных односторонней γ и двусторонней γ^* доверительных вероятностей составят величины в соответствии с таблицей 4.1.1.

Таблица 4.1.1. Значения квантилей q_γ для заданных вероятностей γ и γ^*

γ^*	0,8	0,9	0,95	0,99	0,9973
γ	0,9	0,95	0,975	0,995	0,9986
q_γ	1,282	1,645	1,960	2,576	3,0000

При неизвестной генеральной дисперсии $D[\sigma^2]$, но известном хотя бы порядке среднего квадратического отклонения σ выборки параметров X_i , количество измерений определяется [42] в зависимости от доверительной вероятности γ^* и отношения $k = \varepsilon / \sigma$ по таблице 4.1.2.

Таблица 4.1.2. Количество измерений при неизвестной генеральной дисперсии

$k = \varepsilon / \sigma$	Количество измерений N			
	$\gamma^* = 0,90$	$\gamma^* = 0,95$	$\gamma^* = 0,99$	$\gamma^* = 0,999$
1,0	5	7	9	17
0,5	13	18	25	50
0,4	19	27	37	74
0,3	32	46	64	127
0,2	70	99	139	277

Учитывая вероятностный характер развиваемой методологии оптимизации и уточнение распределения вероятностей принятия переменной величиной X_i определенного значения случайным образом, как совокупности этих вероятностей (с проверкой согласия опытного распределения с теоретическим), а также то, что функциональные критерии оптимальности корабельных авиационных систем являются экстремальными (то есть вероятность интересующего события или очень мала или очень велика), принимается количество измерений при заданных доверительной вероятности γ и доверительных границах для вероятности событий $Q_{\text{треб.}}$ определять по формуле:

$$N = \lg(1 - \gamma) / \lg(1 - Q_{\text{треб.}}), \quad (4.1.4)$$

где $Q_{\text{треб.}}$ - требуемая (заданная) вероятность события.

4.2. Формирование оптимальной программы проведения испытаний корабельных авиационных систем

Критериальное подобие процессов моделирования, экспериментальной отработки, испытаний и эксплуатации корабельных авиационных систем авианосного корабля позволяет применить разработанные математические модели оптимизации и алгоритмы оценки для проведения сопровождающего контроля за достигаемыми значениями уровней эффективности в процессе испытаний по оптимальной программе, которая формируется в рамках комбинированной задачи исследования операций [46, 47] последовательным решением задач оптимального планирования, распределения и согласования.

4.2.1. Планирование оптимального объема испытаний

Задача планирования оптимального объема испытаний решается декомпозицией целевой функции $Q_0(O_{тр.})$ АНКор на множество подцелей (операций), раздельное достижение которых обеспечивает достижение отдельных функциональных свойств $O(Q^i)$, вплоть до качеств Q^i (см. рисунки 2.2.1 и 3.2.1).

В свою очередь i -тое функциональное качество Q^i определяется функциональным набором параметров, характеристик и показателей качества систем АНКор (см. формулу 2.2.8):

$$Q^i = f(A_1 \dots A_j, B_1 \dots B_j, X_1 \dots X_j). \quad (4.2.1.1)$$

После группирования параметров, характеристик и показателей качества Q^i формулируются пункты программы, и обосновывается количество реализаций (полетов "носимой" авиации) по каждому пункту программы (рисунок 4.2.1.1).

При этом количество N реализаций (полетов "носимой" авиации) по каждому пункту программы для подтверждения боевых возможностей и эффективности корабельных авиационных систем по требуемому (заданному) показателю качества $Q^i_{\text{треб.}}$ определяется со степенью доверия (надежностью), равной $\gamma = 0,95$, по методике, отмеченной в подразделе 4.1.

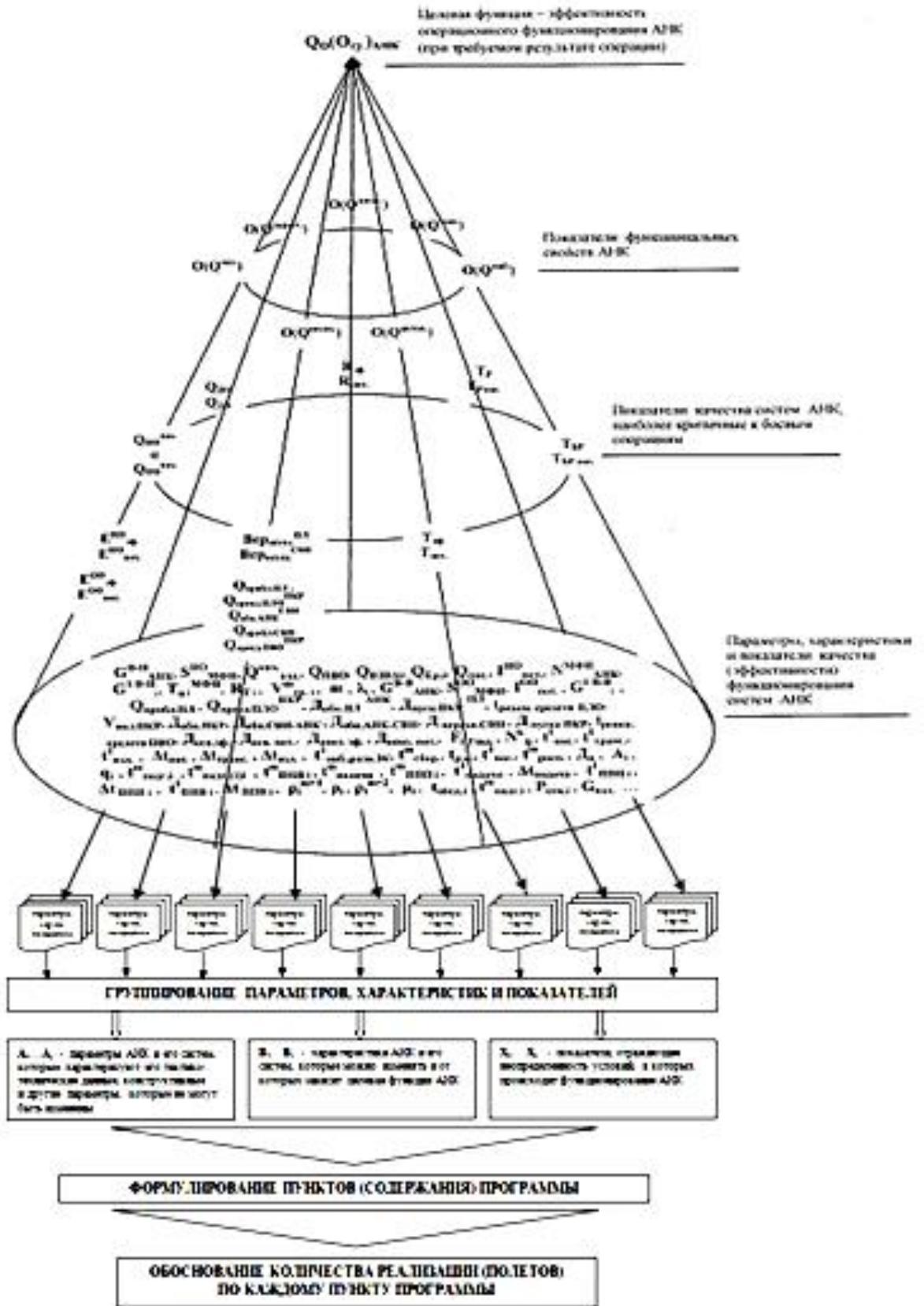


Рисунок 4.2.1.1 – Решение задачи планирования оптимального объема испытаний

4.2.2. Оптимальное распределение пунктов программы по условиям испытаний

Задача оптимального распределения выполнения пунктов программы по сочетаниям факторов и условий внешней среды при испытаниях, в целях уточнения и проверки моделей оценки, решается как Т-задача линейного программирования с предварительным составлением комбинационного квадрата (рисунок 4.2.2.1) и получением матрицы распределения (рисунок 4.2.2.2).

Математическая модель Т-задачи линейного программирования:

Найти:
$$\min \sum_i \sum_j c_{ij} x_{ij} \quad (4.2.2.1)$$

при ограничениях:
$$\sum_{j=1}^n x_{ij} \leq a_i, \quad i = 1, 2, \dots, m; \quad (4.2.2.2)$$

$$\sum_{i=1}^m x_{ij} \leq b_j, \quad j = 1, 2, \dots, n; \quad (4.2.2.3)$$

$$x_{ij} \geq 0, \quad (4.2.2.4)$$

где c_{ij} - затраты времени на 1 полет по i -ому пункту программы при j -ом сочетании факторов;

x_{ij} - количество полетов по i -ому пункту программы при j -ом сочетании факторов;

a_i - общее количество полетов по всем пунктам программы при j -ом сочетании факторов;

b_j - общее количество полетов по i -ому пункту программы при всех сочетаниях факторов;

m - количество пунктов программы, содержащих единичные испытания;

n - количество сочетаний факторов, принятых для проверки адекватности математической модели.

Рн	770 мм рт. ст.					760 мм рт. ст.					750 мм рт. ст.					740 мм рт. ст.					730 мм рт. ст.					Количество полетов по факторам	Общее количество полетов			
	РВП	0 м/с	5 м/с	10 м/с	15 м/с	20 м/с	0 м/с	5 м/с	10 м/с	15 м/с	20 м/с	0 м/с	5 м/с	10 м/с	15 м/с	20 м/с	0 м/с	5 м/с	10 м/с	15 м/с	20 м/с	0 м/с	5 м/с	10 м/с	15 м/с			20 м/с		
+30°	УВ																										5	25		
	0 гр.																													
	±5 гр.																													
	±10 гр.	1	•					2					3					4					5							
	±15 гр.																													
±20 гр.																														
+20°	0 гр.																										5			
	±5 гр.																													
	±10 гр.	6					7	•					8					9					10							
	±15 гр.	•																												
	±20 гр.																													
+10°	0 гр.																										5			
	±5 гр.																													
	±10 гр.	11					12					13	•					14	•					15						
	±15 гр.																													
	±20 гр.																													
0°	0 гр.																										5			
	±5 гр.																													
	±10 гр.	16					17	•					18					19					20						•	
	±15 гр.																													
	±20 гр.	•																												
-10°	0 гр.																										5			
	±5 гр.																													
	±10 гр.	21					22					23	•					24					25							
	±15 гр.																													
	±20 гр.																													
Количество полетов по условиям	5					5					5					5					5					-				
Общее количество полетов	25																									25				

Рисунок 4.2.2.1 – Комбинационный квадрат

Пункты программы	Пункты программы											a_i	d_i	
	1	3	4	7	9	10	12	13	17	18	19			
Сочетание факторов	2	1	1	3	1	1	2	1	1	0	1	0	12	0
4	1	0	2	2	1	3	0	2	1	0	1	13	0	
6	1	2	3	0	1	3	1	1	0	1	0	13	0	
8	0	1	1	2	1	2	3	1	0	0	1	12	0	
10	1	1	3	2	0	3	1	2	0	0	0	13	0	
11	1	1	0	3	1	3	2	0	0	1	1	13	0	
12	1	3	2	2	0	0	1	3	0	0	0	12	0	
13	1	1	2	2	1	3	0	1	1	1	0	13	0	
14	0	2	3	2	1	2	1	0	0	0	1	12	0	
17	1	1	1	3	1	0	2	2	0	1	0	12	0	
18	1	2	2	2	0	1	2	1	1	0	1	13	0	
22	1	1	2	3	0	3	0	3	0	0	0	13	0	
23	0	1	3	2	1	2	3	0	0	0	0	13	0	
b_j	10	17	27	26	9	27	17	17	3	5	5	a_i	b_{ij}	
d_j	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0			

Рисунок 4.2.2.2 – Матрица распределения

В результате предварительного этапа строится матрица

$$\mathbf{X}_0 = \parallel \mathbf{x}_{ij} \parallel_{m, n}, \quad (4.2.2.5)$$

элементы которой удовлетворяют следующим условиям:

$$\sum_{j=1}^n \mathbf{x}_{ij}^{(0)} \leq a_i, \quad i = 1, 2, \dots, m; \quad (4.2.2.6)$$

$$\sum_{i=1}^m \mathbf{x}_{ij}^{(0)} \leq b_j, \quad j = 1, 2, \dots, n. \quad (4.2.2.7)$$

Если получены строгие равенства (4.3.3.2) и (4.3.3.3), то \mathbf{X}_0 является решением T-задачи. Для проверки выполняется невязка

$$d_0 = \sum_{i=1}^m a_i + \sum_{j=1}^n b_j - 2 \sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^n \mathbf{x}_{ij}^{(0)}. \quad (4.2.2.8)$$

Если $d_0 > 0$, то проводится k итераций до тех пор, пока величина d_k не станет равной нулю.

Если $\sum_{j=1}^n \mathbf{x}_{ij} = a_i$ и $\sum_{i=1}^m \mathbf{x}_{ij} = b_j$, а $d_0 = 0$, то \mathbf{X}_0 - оптимальное решение

T-задачи распределения выполнения пунктов программы по сочетаниям факторов и условий внешней среды.

4.2.3. Согласование оптимальных сроков проведения испытаний

Задача согласования оптимальных сроков проведения испытаний решается представлением процесса выполнения программы испытаний по пунктам в виде ориентированного графа, отображающего отношения предшествования, с построением математической (сетевой) модели (рисунок 4.2.3.1), которая исследуется по определенному алгоритму.

В основу решения этой задачи ставится определение минимального времени проведения испытаний, времени начала и окончания каждого единичного испытания, резервов времени и пунктов программы, лежащих на критическом пути, который характеризует длительность проведения испытаний.

Исходными данными для ее решения являются количество пунктов программы, которое необходимо выполнить, длительности их выполнения, а также последовательность их выполнения.

Длительность выполнения операций предполагается неизменной, то есть задача исследования является детерминированной. Алгоритм расчета сетевого графика (см. рисунок 4.2.3.1) с детерминированным временем выполнения операций включает:

- 1) расчет ранних сроков окончания операций:

$$t_{рсо\ ij} = T_{рси\ i} + t_{ij}, \quad (4.2.3.1)$$

где $T_{рси\ i}$ - ранний срок наступления i -го события;

t_{ij} - время выполнения ($i - j$)-ой операции;

- 2) расчет ранних сроков наступления j -ого события:

$$T_{рси\ j} = t_{рсо\ ij}, \text{ если к событию подходит одна операция;}$$

$$T_{рси\ j} = \max_{\{i\}} \{t_{рсо\ ij}\}, \text{ если к событию подходит несколько операций,} \quad (4.2.3.2)$$

то есть $T_{рси\ j}$ равно максимальному значению раннего срока окончания операции, подходящему к данному j -ому событию;

- 3) расчет поздних сроков начала операций:

$$t_{пси\ ij} = T_{пси\ j} - t_{ij}; \quad (4.2.3.3)$$

- 4) расчет поздних сроков наступления i -го события:

$$T_{пси\ i} = t_{пси\ ij}, \text{ если от события отходит одна операция;}$$

$$T_{пси\ i} = \min_{\{j\}} \{t_{пси\ ij}\}, \text{ если от события отходит несколько операций,} \quad (4.2.3.4)$$

то есть $T_{пси\ i}$ равно минимальному значению позднего срока начала операции, выходящему из данного i -го события;

- 5) расчет резервного времени i -ой операции:

$$R_i = T_{пси\ i} - T_{рси\ i}; \quad (4.2.3.5)$$

- 6) расчет полного резерва времени выполнения ($i - j$)-ой операции:

$$R_{ij} = T_{пси\ i} - t_{рсо\ ij} = T_{пси\ j} - T_{рси\ i} - t_{ij}, \quad (4.2.3.6)$$

то есть R_{ij} - это максимальное время, на которое можно отсрочить или увеличить проведение ($i - j$)-ой операции при условии, что все события сети наступают в свои ранние сроки;

7) определение критического пути:

$$L_k \equiv T_k, \quad (4.2.3.7)$$

где T_k - критическое время, т.е. минимальное время, в течение которого может быть выполнен весь процесс испытаний критическим путем с наименьшим полным резервом.

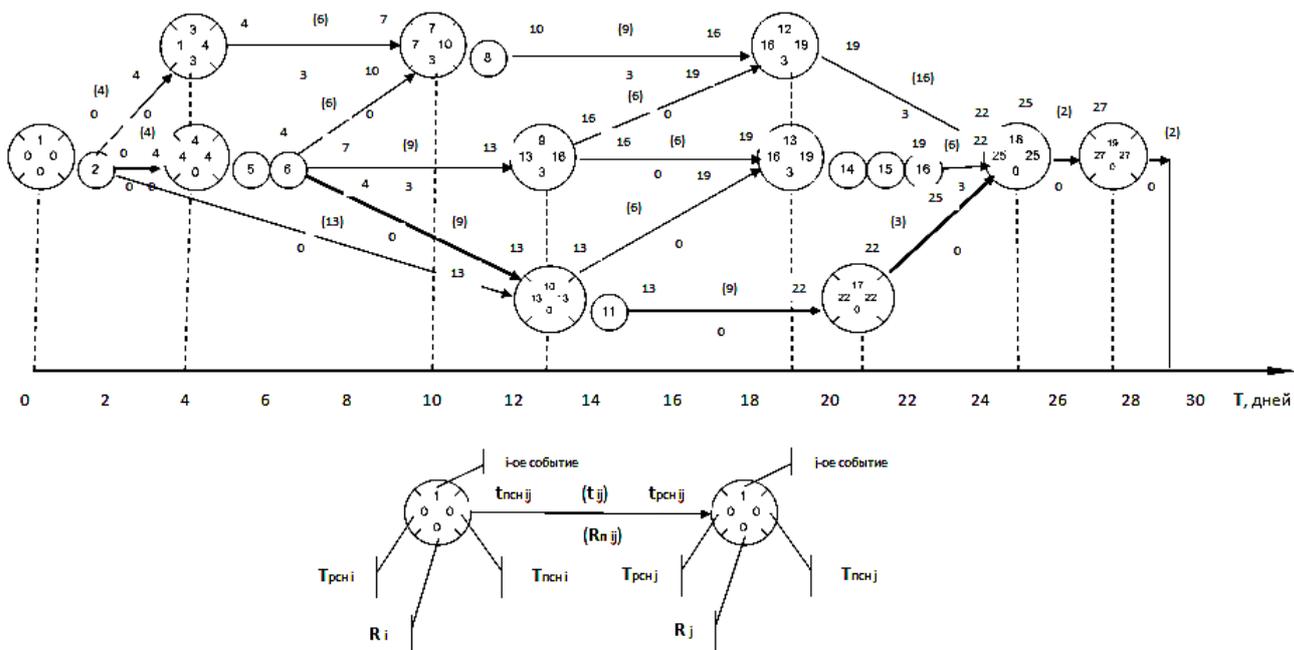


Рисунок 4.2.3.1 – Сетевая модель проведения испытаний

Для учета случайных изменений длительности выполнения пунктов программы, вызванных различными неблагоприятными условиями проведения испытаний и их материально-технического обеспечения, необходимо определить вероятность завершения испытаний в заданный (директивный) срок или в срок выделения АНКор.

Для этого формируются временные оценки:

- оптимистическая оценка $t_{\min ij}$ - минимально возможное время выполнения ($i - j$)-ой операции (при самых благоприятных условиях);
- пессимистическая оценка $t_{\max ij}$ - максимально возможное время выполнения ($i - j$)-ой операции (при самых неблагоприятных условиях).

Определяется ожидаемое время выполнения ($i - j$)-ой операции:

$$t_{ож. ij} = (3t_{\min ij} + 2t_{\max ij})/5; \quad (4.2.3.8)$$

$$\sigma_{ij}^2 = [(t_{\max ij} - t_{ож. ij})/3]^2. \quad (4.2.3.9)$$

При задании директивного срока $T_{дир.}$ определяется аргумент нормальной функции распределения вероятности:

$$X = (T_{дир.} - T_{рси k}) / \sqrt{\sum_{i=1}^k \sigma_{ij}^2} \quad (4.2.3.10)$$

где $T_{рси k}$ - ранний срок наступления k -го события.

Строится табличная функция $Вер(X)$ (рисунок 4.2.3.2).

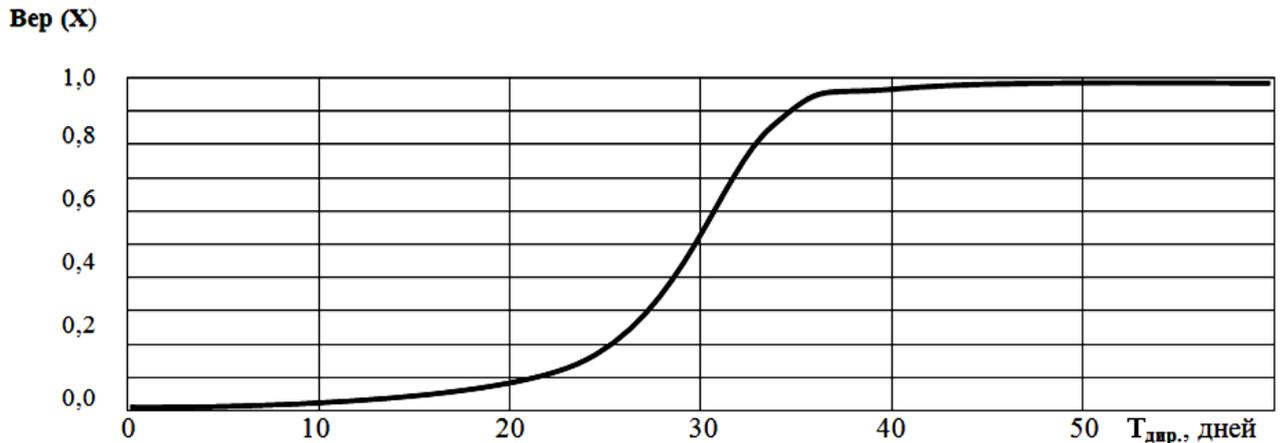


Рисунок 4.2.3.2 – Вероятность завершения испытаний в директивный срок выделения АНКор

В результате проведенных исследований разработан методический подход к проведению испытаний корабельных авиационных систем, позволяющий интенсифицировать процесс испытаний и провести их с меньшими затратами, целеустремленно и в заданные сроки испытаний АНКор, используя возможности испытательной базы и качество выбранных моделей оценки.

4.3. Организация измерений и оценивания оптимизируемых параметров корабельных авиационных систем при испытаниях авианосного корабля

В процессе государственных испытаний авианосного корабля оцениваются все корабельные системы, в том числе технические средства корабля по организации и обеспечению полетов авиации, к которым относятся радиотехнические (радиолокационные, спутниковые) и оптико-электронные (оптические, телевизионные, светотехнические) системы корабля, и которые, совместно с бортовым оборудованием корабельных летательных аппаратов (ЛАК), в пределах своих зон действия должны обеспечивать:

- ближнюю навигацию и управление полетами от взлета до посадки ЛАК;
- контроль воздушного пространства в районе корабля;
- привод ЛАК на корабль;
- заход на посадку и посадку ЛАК на корабль.

Радиотехнические и оптико-электронные средства корабля должны обеспечивать решение указанных задач днем и ночью, в простых и сложных гидрометеорологических условиях (ГМУ) в любом районе Мирового океана, в условиях радиоэлектронного противодействия (РЭП) противника и применения всех видов оружия.

Радиотехническое обеспечение полетов должно осуществляться путем комплексного использования следующих корабельных радиоэлектронных средств (РЭС): радиотехнических систем ближней навигации (РСБН), управления полетами и посадки; спутниковой системы посадки; корабельных радиолокационных комплексов (станций - РЛС) обнаружения и целеуказания; корабельных навигационных радиолокационных станций (НРЛС).

Средства должны обеспечивать заданную в ТТЗ на ЛАК (его систему) точность навигации, привода, захода на посадку и посадки ЛАК (если иное не оговорено в ТТЗ на средство) и отвечать требованиям безопасности посадки ЛАК на корабль при ГМУ, заданным на корабельные авиационные системы – на ЛАК и авиационно-технические средства корабля (АТСК).

Эти же средства, в случае дифференциации координатных погрешностей ЛАК методом спутниковых определений от не корабельных (береговых) геодезических станций с известными координатами, могут быть использованы в качестве средств внешне-траекторных измерений (ВТИ) для получения точностных характеристик взаимодействия и совместимости корабельных авиационных систем с АНКор в условиях открытого моря и отсутствия трассового измерительного комплекса (ТИК) и экспериментально-испытательной базы (ЭИБ) в акватории проведения государственных испытаний АНКор, чтобы оценить выполнимость требований к корабельным авиационным системам и АНКор в целом.

Для получения информации от корабельных радиотехнических систем используется сопряжение корабельной автоматизированной РСБН, систем управления полетами, захода на посадку и посадки ЛАК, включающей в себя АДРМ, ПРЛК и КГСП, с боевой информационно-управляющей системой (БИУС), "замыкающей на себя" все корабельные источники информации (РЛС, ВРЛ, НРЛС), и аппаратуру документирования на постах.

Для получения информации от корабельных оптико-электронных систем используется сопряжение корабельной телевизионной системы, предназначенной для наблюдения и мониторинга посадки ЛАК, наблюдения взлета ЛАК и технических позиций авиации на верхней палубе АНКор, наблюдения надводной обстановки (акватории) в носовой и кормовой секторах АНК, недоступных для средств радиотехнического наблюдения, а также документирования этих процессов, с посадочным радиолокационным комплексом (ПРЛК), оптической системой посадки (ОСП), корабельным навигационным комплексом (НК) и корабельным комплексом связи (ККС).

Данная информация документируется и может быть использована для получения точностных характеристик захода на посадку и посадки ЛАК и оценки выполнимости требований к посадочным системам АНКор в целом по результатам государственных испытаний.

Выводы по разделу 4:

1. Экспериментальное оценивание процесса оптимизации и принятия решений по параметрам корабельных авиационных систем предваряется проверкой согласия экспериментального распределения вероятностей появления измеряемых величин с теоретическим распределением и проводится по оптимизируемому количеству измерений (реализаций) по требуемому показателю эффективности при заданных доверительной вероятности и доверительным границам от среднего квадратического отклонения выборки параметров с оценкой адекватности результатов критериального моделирования и испытаний, а также достоверности принимаемых оптимальных решений по корабельным авиационным системам.
2. Критериальное подобие процессов моделирования, экспериментальной отработки, испытаний и эксплуатации корабельных авиационных систем авианосца позволяет применить разработанные математические модели оптимизации и алгоритмы оценки для проведения сопровождающего контроля за достигаемыми значениями уровней эффективности в процессе испытаний по оптимальной программе, которая формируется в рамках комбинированной задачи исследования операций последовательным решением задач оптимального планирования, распределения и согласования.
3. Задача планирования оптимального объема испытаний решается декомпозицией целевой функции авианосного корабля на множество функциональных критериев оптимальности выполнения операций, раздельное достижение которых обеспечивает достижение отдельных функциональных свойств и качеств, вплоть до характеристик и параметров корабельных авиационных систем, подлежащих измерению по каждому пункту программы испытаний.

5. Задача оптимального распределения выполнения пунктов программы по сочетаниям факторов и условий внешней среды при испытаниях, в целях уточнения и проверки моделей оценки, решается как Т-задача линейного программирования с предварительным составлением комбинационного квадрата и получением матрицы распределения.
6. Задача согласования оптимальных сроков проведения испытаний решается представлением процесса выполнения программы испытаний по пунктам в виде сетевой модели с определением минимального времени проведения испытаний, времени начала и окончания каждого единичного испытания, резервов времени и пунктов программы, лежащих на критическом пути, который характеризует оптимальную длительность проведения испытаний.
7. Для организации внешне-траекторных измерений и оценивания точностных характеристик функционирования корабельных авиационных систем в процессе испытаний авианосного корабля в условиях открытого моря, при отсутствии трассового измерительного комплекса и экспериментально-испытательного морского полигона, предложено использование радиотехнических и оптико-электронных средств корабля, предназначенных для обеспечения ближней навигации, контроля и управления полетами от взлета до посадки корабельных летательных аппаратов (ЛАК), в качестве средств внешне-траекторных измерений совместно с дифференциацией координатных погрешностей ЛАК методом спутниковых определений от береговых геодезических станций с известными координатами, чтобы оценить точностные характеристики функционирования корабельных авиационных систем.

5. ОЦЕНИВАНИЕ ДОСТОВЕРНОСТИ КРИТЕРИАЛЬНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРОЦЕССА ОПТИМИЗАЦИИ, ФОРМИРОВАНИЯ ТРЕБОВАНИЙ И ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЙ ПО КОРАБЕЛЬНЫМ АВИАЦИОННЫМ СИСТЕМАМ ПРИ ИСПЫТАНИЯХ АВИАНОСНОГО КОРАБЛЯ

5.1. Методические вопросы получения и обработки измерительной информации от корабельных систем контроля и управления полетами авиации

Для получения информации от корабельных радиотехнических и оптико-электронных систем и повышения точности измерений используется дифференциальный метод спутниковых определений, в основе которого лежит относительное постоянство во времени и пространстве некоторых элементарных погрешностей, участвующих в формировании общей погрешности измерений абсолютного положения ЛАК и АНКор с помощью глобальной навигационной спутниковой системы (ГНСС).

Основные слабо меняющиеся погрешности следующие:

синхронизация шкал времени навигационных искусственных спутников Земли (НИСЗ) и приемника спутниковых сигналов (СС);

эфемерид НИСЗ, а также погрешности, обусловленные влиянием непостоянства характеристик ионосферы и тропосферы по трассе распространения сигнала от НИСЗ [48].

Для реализации дифференциального метода ГНСС дополняют рядом технических средств, совокупность которых образует своеобразную подсистему. Эта дифференциальная подсистема не влияет на функционирование всей ГНСС в ее основном, стандартном режиме. Однако она дает возможность перейти при необходимости на работу в дифференциальном режиме.

Сигналы НИСЗ, одновременно "видимых" на базовой геодезической станции (БГС), расположенной на берегу с известными координатами, и на определяемых точках АНКор (СС-К) и ЛАК (СС-А), воспринимаются соответствующими приемниками СС.

В дальнейшем на БГС соответствующие сигналы поступают в блок формирования корректирующей информации. Основное назначение данного блока – вычисление корректирующих поправок и формирование кадра корректирующей информации, который по каналу связи с БГС передается в приемники спутниковых сигналов СС-К и СС-А, установленные на корабле и ЛАК, соответственно (рисунок 5.1.1).

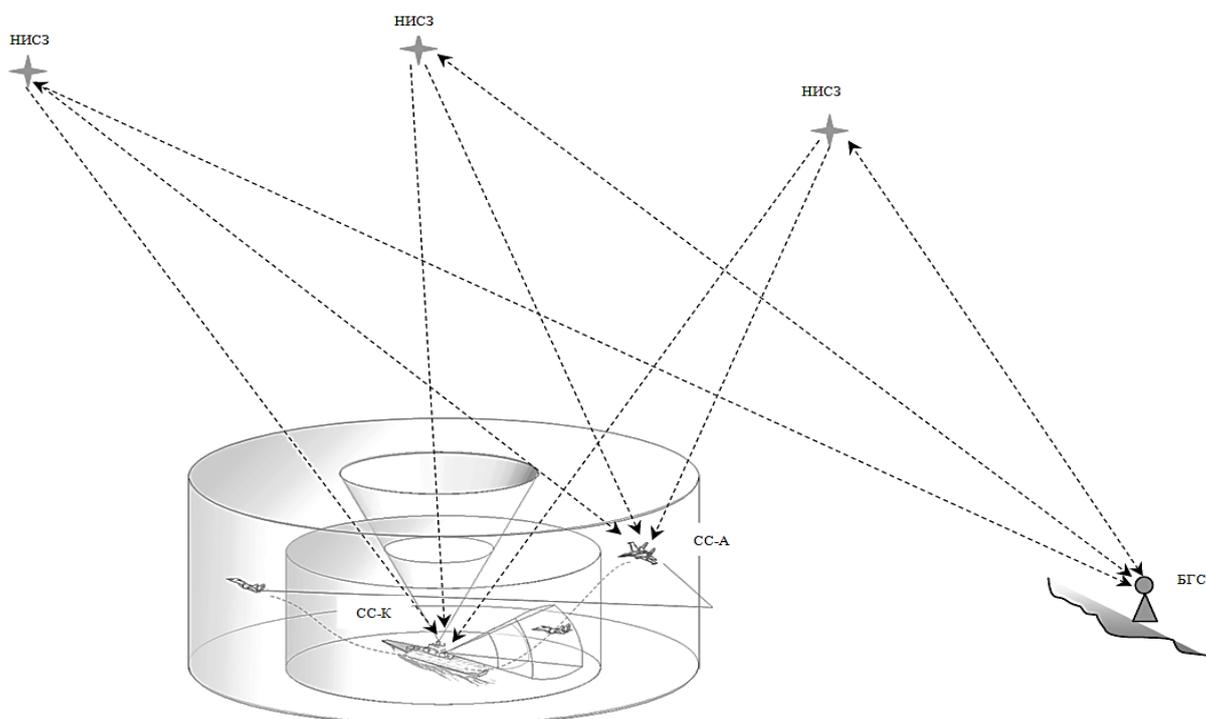


Рисунок 5.1.1 – Дифференциальный метод спутниковых определений положения ЛАК-самолета на маршруте

Переданными таким образом поправками корректируют результаты спутниковых наблюдений, выполненных на определяемых точках, и по этим данным вычисляются их координаты (для этого используют соответствующий вычислительный блок). Данный метод сравнительно прост, так как не меняет основной алгоритм спутниковых определений, но для него весьма критично ограничение дальности действия (до 500 км). Идея дифференциального метода, основанного на коррекции навигационных параметров, заключается в том, чтобы передать на определяемые точки набор поправок к измерениям по всем НИСЗ, которые потенциально могут быть использованы при спутниковых наблюдениях на определяемых точках.

На БГС измеряют псевдодальности до всех "видимых" НИСЗ и вычисляют ее измеренные координаты, а затем и измеренные дальности (по измеренным координатам БГС и координатам НИСЗ).

В дальнейшем, разности между измеренными псевдодальностями и соответствующими вычисленными значениями дальностей (корректирующая информация) передают по каналу связи на определяемые точки (СС-К и СС-А), на которых при обработке корректирующей информации выбирается оптимальное созвездие НИСЗ.

Измеренные в определяемых точках псевдодальности корректируют с помощью поправок, относящихся к используемым НИСЗ, по формуле

$$\mathbf{D}(t) = \rho(t) + \Delta\rho_0 + (d/(\Delta\rho_0)/dt)(t - t_0), \quad (5.1.1)$$

где $\mathbf{D}(t)$ - скорректированное в момент времени t значение дальности от определяемой точки до соответствующего НИСЗ;

$\rho(t)$ - псевдодальность, измеренная в момент времени t ;

$\Delta\rho_0$ - поправка к псевдодальности, вычисленная на БГС в момент времени t ;

$d/(\Delta\rho_0)/dt$ - поправка, характеризующая скорость изменения поправки $\Delta\rho_0$;

t - шкала времени приемника;

t_0 - время по шкале времени НИСЗ.

Как правило, при практической реализации дифференциального метода измеряют псевдодальности по P -коду. В то же время этот метод используют и при измерении псевдодальностей фазовым способом. Дифференциальные поправки в этом случае передают с БГС на определяемую точку, как в форме необработанных измерений фазы, так и в форме поправок к фазе несущей. Такой режим работы ГНСС (называется *PD GPS*) повышает точность определения абсолютного положения объекта до 1...5 см.

Примером глобальной дифференциальной подсистемы служит система *Omni STAR*, которая использует распределенную по всему миру сеть контрольных станций для сбора информации с НИСЗ *GPS*.

Собранные данные передаются в три центра управления, откуда транслируются на борт одного из семи геостационарных ИСЗ. Каждый ИСЗ, в пределах своей рабочей зоны, передает дифференциальные поправки. При этом пользователи данной системы получают эти поправки по специальной платной подписке. Приемники спутниковых сигналов (СС), предназначенные для определения месторасположения в дифференциальном режиме, принимают сигналы не менее чем четырех НИСЗ. Сеанс работы с каждым НИСЗ продолжается примерно 1 сек. Для приема дифференциальных поправок спутниковые приемники имеют специальную антенну, приемное и вычислительное устройства, одно из которых вычисляет текущие значения скорректированных псевдодальностей, другое – решает по ним пространственную линейную засечку. Результаты решения в виде геодезических координат определяемой точки индицируются на табло и записываются в "память" приемника [49].

Этот же метод особо применим для обработки получаемой информации от корабельной телевизионной оптико-электронной системы (рисунок 5.1.2) на наиболее важном этапе посадки ЛАК на АНКор, где точность измерения курсо-глиссадных параметров является наиболее критичной к безопасности полетов ЛАК с АНКор.

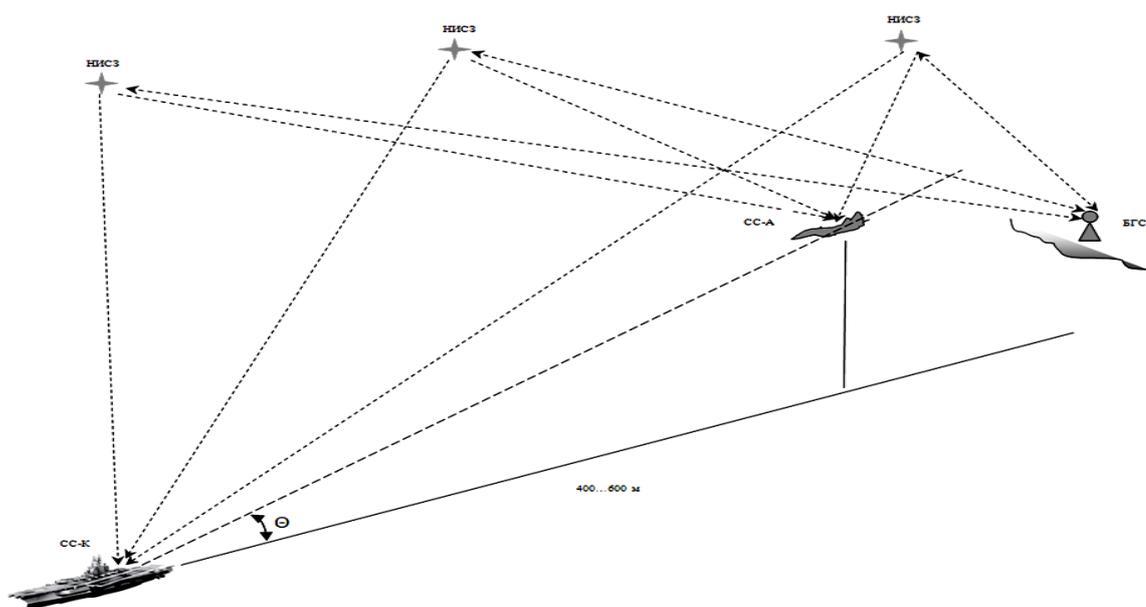


Рисунок 5.1.2 – Дифференциальный метод спутниковых определений положения ЛАК - самолета на посадочной траектории

После полетов по электронному протоколу определяются дальность начала сопровождения и массив данных для обработки результатов вычисления боковых и вертикальных отклонений ЛАК на дальности $\approx 600 \div 400$ м. Выбранный массив данных, например, для боковых отклонений, разбивается на выборки с равным количеством измерений (отсчетов) в выборке (рисунок 5.1.3). Количество измерений (отсчетов) в выборке выбирается из условия, чтобы за время выборки T_v боковым случайным смещением ЛАК (в силу инерционности ЛАК за счет большой массы) можно было пренебречь.

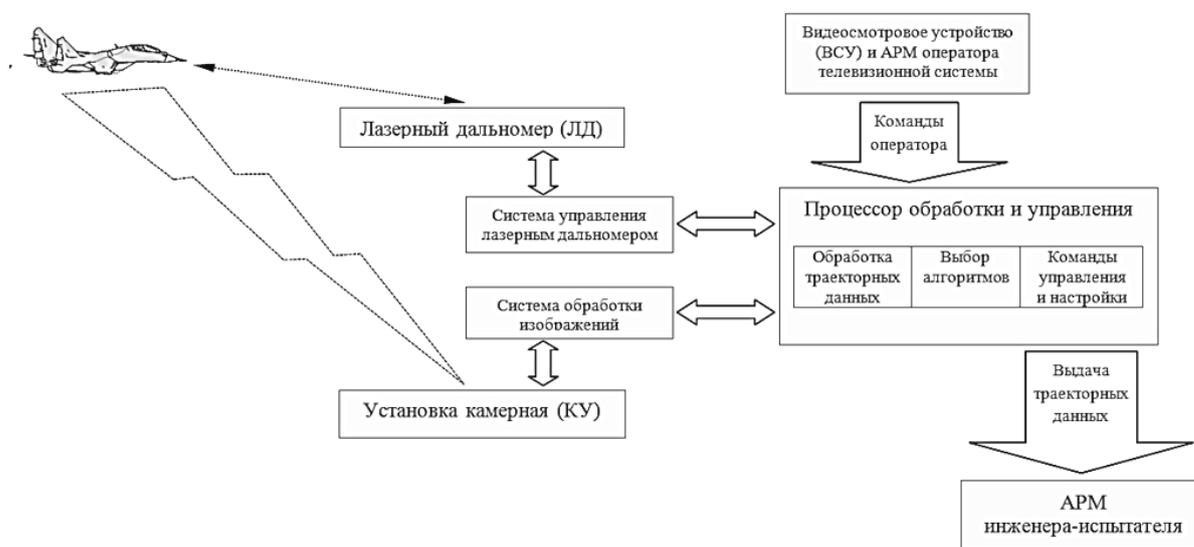


Рисунок 5.1.3 – Модель обработки траекторных данных в системе телевизионного слежения за ЛАК на посадочной траектории

Величина среднеквадратической ошибки (с.к.о.) σ определения бокового отклонения для J -той выборки вычисляется по формуле:

$$\sigma(Y_J) = [(\mathbf{n} - 1)^{-1} \sum (Y_{Ji} - Y_{JC})^2]^{0,5}, \quad (5.1.2)$$

где: i - номер отсчета в выборке ($i = 1, 2, 3 \dots n$);

n - количество отсчетов в выборке;

J - номер выборки в массиве ($J = 1, 2, 3 \dots N$);

N - количество выборок в массиве данных;

Y_{JC} - среднее значение бокового отклонения ЛАК на участке

J -той выборки, принимаемое за истинное положение ЛАК

и, в свою очередь, вычисляемое по формуле:

$$Y_{JC} = \mathbf{n}^{-1} \sum Y_{Ji}. \quad (5.1.3)$$

Усредненная для данного захода величина с.к.о. определения боковых отклонений вычисляется по формуле:

$$\sigma(Y) = N^{-1} \sum \sigma(Y_j). \quad (5.1.4)$$

Аналогичным образом определяется с.к.о. вычисления вертикальных отклонений. Метод обработки информации позволяет вычислить усредненную по нескольким заходам величину с.к.о. отклонений (боковых и вертикальных, соответственно) для ЛАК – самолета, не превышающую 1 метр независимо от метода получения дальности (от ПРЛК или телевизионным способом). При этом рекомендуемое значение $n = 5$ (интервал между отсчетами 0,2 с, время выборки $T_b = 1$ с). Количество заходов определяется инженером-испытателем. В зависимости от условий наблюдения, например, по метеорологической дальности видимости (МДВ), допускается начинать сопровождение с дальности до ЛАК менее 3000 м. Проверка вывода и печати записанной информации на устройство документирования на бумажный носитель информации (УДБН) после завершения полетов проводится на АРМ главного оператора телевизионной системы.

5.2. Оценка достоверности и выполнимости требований к оптимизируемым параметрам корабельных авиационных систем при испытаниях авианосного корабля

При формировании требований к корабельным авиационным системам все оперативно-тактические расчеты сводятся к получению набора чисел, каждое из которых определяет значение того или иного k -критерия. При этом в расчет принимаются, как правило, средние значения (математические ожидания) параметров, в связи с чем и результату расчета – величине k -критерия также придается смысл среднего значения. И соотношение (3.2.1), по существу, можно записать в среднем виде:

$$\bar{X} = \varphi(\bar{x}_i). \quad (5.2.1)$$

Выражение (5.2.1) является приближенным и получено методом линеаризации функций случайных аргументов [50], обращаясь в точное лишь тогда, когда функция линейна. Однако, независимо от точности вычисления, значение критерия \hat{X} не позволяет оценить достоверность результатов расчета. Иначе говоря, по среднему значению критерия нельзя установить, будет или нет результат фактических действий существенно отличаться от расчетного. Полная оценка результата возможна лишь тогда, когда имеется полная характеристика искомого критерия, определяющаяся только законом распределения случайной величины.

В принципе, зная законы распределения параметров и явный вид функции, можно найти закон распределения k -критерия. Однако практически это, как правило, неосуществимо, потому что законы распределения параметров чаще всего известны лишь в первом приближении или вообще неизвестны. Кроме того, при сложных расчетах явный вид функции часто найти вообще невозможно.

Поэтому естественна попытка охарактеризовать достоверность результатов расчетов через линеаризацию функций случайных аргументов, которая дает возможность получать оценку не только математического ожидания функции \hat{X} , но и среднеквадратического отклонения [50]:

$$\sigma_x^2 = \sum_{i=1}^m (\partial\phi/\partial x_i)_m^2 \sigma_{x_i}^2 + 2 \sum_{i < j}^m (\partial\phi/\partial x_i)_m (\partial\phi/\partial x_j)_m r_{ij} \sigma_{x_i} \sigma_{x_j}, \quad (5.2.2)$$

где σ_{x_i} - среднеквадратическое отклонение (с.к.о.) параметра x_i от его среднего значения (математического ожидания) \hat{x}_i ;
 r_{ij} - коэффициент корреляции пары параметров x_i и x_j ;
 m - индекс, указывающий на необходимость вычисления соответствующих производных при значениях аргументов, равных их математическим ожиданиям.

Формула (5.2.2) является приближенной, причем погрешность ее тем меньше, чем ближе функция ϕ к линейной в области, соответствующей диапазонам возможных значений x_i .

Кроме того, точность результатов, полученных с помощью формул (5.2.1) и (5.2.2), определяется точностью, с которой известны статистические характеристики \bar{x}_i , σ_{xi} и r_{ij} параметров x_i . Это обстоятельство существенно, поскольку в ряде задач из-за отсутствия статистических данных приходится удовлетворяться весьма приближенными оценками указанных характеристик. Для получения приближенных оценок \bar{x}_i и σ_{xi} необходимо знать, как минимум, диапазон значений, которые может принимать рассматриваемый параметр. Если известно также, какому закону распределения он подчиняется, то оценки \bar{x}_i и σ_{xi} могут быть найдены исходя из присущих данному закону особенностей [48].

Если же о законе распределения данного параметра никаких предположений сделать нельзя, то в качестве весьма грубой оценки можно принять $\bar{x}_i = (x_{\max} + x_{\min}) / 2$, а $\sigma_{xi} = (x_{\max} - x_{\min}) / 6$. (5.2.3)

Последнее соотношение из (5.2.3) вытекает из известного в теории вероятностей закона "три сигмы" (3σ), согласно которому априорное значение случайной величины x с высокой вероятностью (не менее 0,89 при любом законе распределения) заключено в интервале от $[\bar{x} - 3\sigma_x]$ до $[\bar{x} + 3\sigma_x]$. Для нормального закона распределения такое утверждение оправдывается с вероятностью не менее 0,99.

Однако грубые оценки величин \bar{x}_i и σ_{xi} могут иметь значительные ошибки, что следует учитывать при анализе окончательных результатов расчета критерия и его среднеквадратического отклонения (с.к.о.).

Коэффициенты корреляции r_{ij} из (5.2.2) в принципе необходимо отыскивать также путем обработки достаточно большого объема статистических данных. Но часто они отсутствуют, что заставляет прибегать к грубой оценке коэффициентов корреляции.

Факт наличия или отсутствия корреляционной связи иногда можно установить (в первом приближении) из общих физических или логических соображений. Если из таких соображений следует, что связь имеется ($r_{ij} \neq 0$), то обычно нетрудно определить и знак коэффициента корреляции.

Если изменение параметра x_i в одну сторону (например, в сторону увеличения) в общем случае вызывает изменение другого параметра x_j в ту же сторону (также в сторону увеличения), то коэффициент корреляции величин x_i и x_j положителен, в противном случае он отрицателен. Сложнее найти его абсолютную величину. Если никаких предположений в этом отношении сделать нельзя, то остается принять $r_{ij} = 0,5$.

Входящие в выражение (5.2.2) значения частных производных можно найти аналитическим или графическим дифференцированием исходного выражения (5.2.1). Графическое дифференцирование применяется тогда, когда явный вид функции Φ получить затруднительно или невозможно (например, если часть связей задана в табличной форме или в виде набора чисел, записанных в базе данных ПЭВМ). В этом случае необходимо рассчитать значения рассматриваемого критерия \bar{X} в окрестности точки \bar{x}_k , приняв остальные параметры x_i ($i \neq k$) равными их математическим ожиданиям. Приращение критерия \bar{X} относительно аргумента x_k и явится искомой величиной производной $(\partial\Phi/\partial x_k)_m$.

Анализ полученных значений \bar{X} и σ_x может привести к выводам, практическая ценность которых представляется достаточно существенной. По величинам \bar{X} и σ_x можно оценить достоверность результатов критериального моделирования. Оценка степени влияния неопределенности различных параметров внешней среды на результат формирования требований \bar{X} к корабельным авиационным системам сводится по существу к оценке вклада, вносимого различными слагаемыми суммы, определяющей значение σ_x .

Это позволяет установить, неопределенность какой именно информации об оперативно-тактической обстановке в наибольшей степени приводит к неопределенности результата моделирования, и ориентирует на добывание какой именно информации следует в первую очередь целеустремить усилия соответствующих сил и средств, например, разведки [51].

Если принять значение критерия X равным \bar{X} , то заданная вероятность $W_{\text{зад.}}$, принятая при расчете среднего значения искомого критерия \bar{X} , может не совпасть с фактической вероятностью успешного решения задачи $W_{\text{факт.}}$.

Действительно, если фактическая обстановка окажется более благоприятной для действий своих сил, чем заданная, то $W_{\text{факт.}} > W_{\text{зад.}}$.

Из соотношения (5.2.1) следует, что заданная вероятность является средним значением фактической вероятности, то есть что $W_{\text{зад.}} = \bar{W}_{\text{факт.}}$.

Поэтому необходимо выяснить, насколько фактическая вероятность может не совпадать с заданной, то есть оценить интервал возможных значений $W_{\text{факт.}}$. Заданная вероятность $W_{\text{зад.}}$, по существу, является условной вероятностью, поскольку $W_{\text{зад.}}$ есть вероятность успешного решения задачи при условии, что фактическая обстановка совпадет с заданной. Последнее тождественно условию совпадения действительно необходимого для решения задачи (с заданной вероятностью) значения критерия $X_{\text{необх.}}$ с его расчетным (средним) значением \bar{X} . Если $X_{\text{необх.}} \leq \bar{X}$ (то есть фактическая обстановка совпадает с заданной или более благоприятна, чем заданная), то вероятность решения задачи будет не менее заданной.

Следовательно, для всех случаев, когда $X_{\text{необх.}} \leq \bar{X}$, фактическая вероятность успешного решения задачи согласно теореме умножения вероятностей будет не меньше, чем

$$W_{\text{факт.1}} \geq W_{\text{зад.}} \cdot W(X_{\text{необх.}} \leq \bar{X}). \quad (5.2.4)$$

Когда же $X_{\text{необх.}} \geq \bar{X}$ (т.е. фактическая обстановка не более благоприятна, чем заданная), то можно написать

$$W_{\text{факт.2}} \geq 0. \quad (5.2.5)$$

Объединяя все возможные случаи и используя теорему сложения вероятностей, получим

$$W_{\text{факт.}} = W_{\text{факт.1}} + W_{\text{факт.2}}, \quad (5.2.6)$$

откуда следует, что минимальное значение фактической вероятности составляет

$$W_{\text{факт. min}} = W_{\text{зад.}} \cdot W(X_{\text{необх.}} \leq \bar{X}). \quad (5.2.7)$$

В частном, но важном для практики случае, когда случайная величина X подчиняется нормальному закону распределения $W(X_{\text{необх.}} \leq \bar{X}) = 0,5$,

$$W_{\text{факт. min}} = 0,5 W_{\text{зад.}} . \quad (5.2.8)$$

Если подлежащее фактическому использованию значение критерия X принимается равным $[\bar{X} + 3\sigma_x]$, то минимальная вероятность успешного решения задачи определяется равенством

$$W_{\text{факт. min}} = W_{\text{зад.}} \cdot W(X_{\text{необх.}} \leq \bar{X} + 3\sigma_x) . \quad (5.2.9)$$

В соответствии с правилом "3 σ " в этом случае

$$W_{\text{факт. min}} = 0,94 W_{\text{зад.}} , \quad (5.2.10)$$

так как

$$W(\bar{X} - 3\sigma_x \leq X_{\text{необх.}} \leq \bar{X} + 3\sigma_x) \geq 0,94$$

и

$$W(X_{\text{необх.}} \leq \bar{X} - 3\sigma_x) \geq 0,05.$$

Таким образом, значение критерия, равное $\bar{X} + 3\sigma_x$, гарантирует успешное решение задачи с вероятностью, близкой к $W_{\text{зад.}}$ практически при любых возможных отклонениях фактической обстановки от заданной.

Это есть случай, когда наивыгоднейшим является наименьшее значение искомого критерия, например, успешного вывода корабельного самолета в зону возможных атак цели. Противоположный случай приводит к аналогичному результату с той лишь разницей, что гарантирующим успех значением критерия будет величина $\bar{X} - 3\sigma_x$.

Оценить фактическую вероятность можно также и вычислением ее с.к.о. от среднего значения σ_W . Для этого необходимо исходное соотношение (5.2.1) решить относительно $W_{\text{зад.}}$, в результате чего вероятность успешного решения задачи окажется в роли искомого критерия, а критерий X станет одним из параметров x_i .

Поскольку $W_{\text{зад.}} = \bar{W}_{\text{факт.}}$, то определять среднее значение фактической вероятности согласно равенству (5.2.1) нет необходимости, если только фактическое значение X принять равным точно \bar{X} (в противном случае $\bar{W}_{\text{факт.}} \neq W_{\text{зад.}}$ и подлежит расчету).

Величина σ_W находится из соотношения (5.2.2), а минимальное значение фактической вероятности решения задачи составит

$$W_{\text{факт. min}} = \bar{W}_{\text{факт.}} - n \sigma_W, \quad (5.2.11)$$

где $n > 0$ и определяется законом распределения вероятностей случайной величины $W_{\text{факт.}}$. Если этот закон неизвестен, то в соответствии с правилом "3 σ " можно принять $W_{\text{факт. min}} = \bar{W}_{\text{факт.}} - 3 \sigma_W$. (5.2.12)

Использование для расчетов равенств (5.2.11) и (5.2.12) необходимо в том случае, когда вероятность решения задачи с самого начала является искомым критерием, то есть $X \equiv W$. Точность определения вероятностных критериев эффективности элементов и систем по малому числу реализаций ограничена в силу влияния фактора случайности. Измеряемая частота успеха испытаний (p) является случайной величиной, распределенной по биномиальному закону: $\varphi(m|n) = [n! / m!(n - m)!] p^m(1 - p)^{n-m}$, (5.2.13) где $\varphi(m|n)$ - вероятность того, что из n реализаций m окажутся успешными.

Получив в серии единообразных реализаций пару чисел $\{n, m\}$, можно говорить лишь о некоторых пределах, в которых вероятнее всего находится значение искомой вероятности успеха отдельного испытания (p). Чем выше требуемая вероятность попадания p внутрь интервала оценки, тем шире должен быть этот интервал. В расчетах чаще всего используется интервал вероятности 0,95. Такой интервал означает, что вероятность выхода искомой вероятности успеха за пределы интервала составляет 0,025 (2,5%) с каждой из сторон. Как правило, актуален выход за границу интервала только с одной из сторон. Соответственно, вероятность чисто случайного выхода составляет 0,025 (2,5%) - один случай из 40.

Оценка достоверности формирования и выполнимости требований к функциональным критериям и оптимизируемым параметрам корабельных авиационных систем показывает, насколько правильно и обоснованно разработана концепция (система) поддержки принятия решений по созданию авианосного корабля (см. рисунок 1.3.2).

5.3. Достоверность и апробация результатов оптимизации и оценки корабельных авиационных систем по целевой функции авианосного корабля

Опыт создания и испытаний проекта 1143.5, предшествующих проектов, а также американский опыт создания, эксплуатации и боевого применения современных авианосцев (типа "Нимитц", "Джеральд Форд") позволяет оценить достоверность принимаемых решений по корабельным авиационным системам в рамках целевой функции авианосца на переходе морем, при боевом развертывании, в оборонительных и в наступательных операциях на море, в сравнении с существующими аналогами (не считая авианосцы других зарубежных государств, как переходные проекты), по полученным и информационно доступным характеристикам функциональных критериев оптимальности и приоритетов целевой функции (рисунок 5.3.1, рисунок 5.3.2).

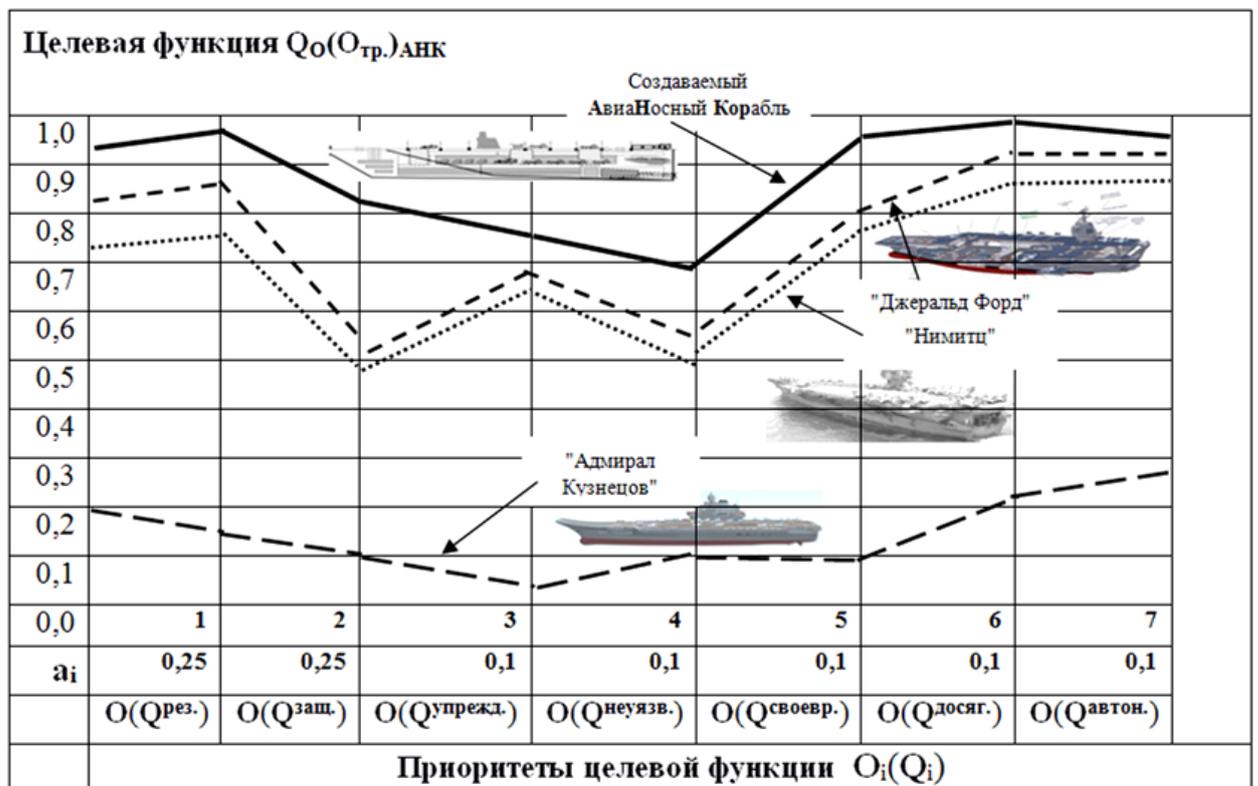


Рисунок 5.3.1 – Аддитивная свертка приоритетов целевой функции создаваемого авианосного корабля в сравнении с существующими аналогами

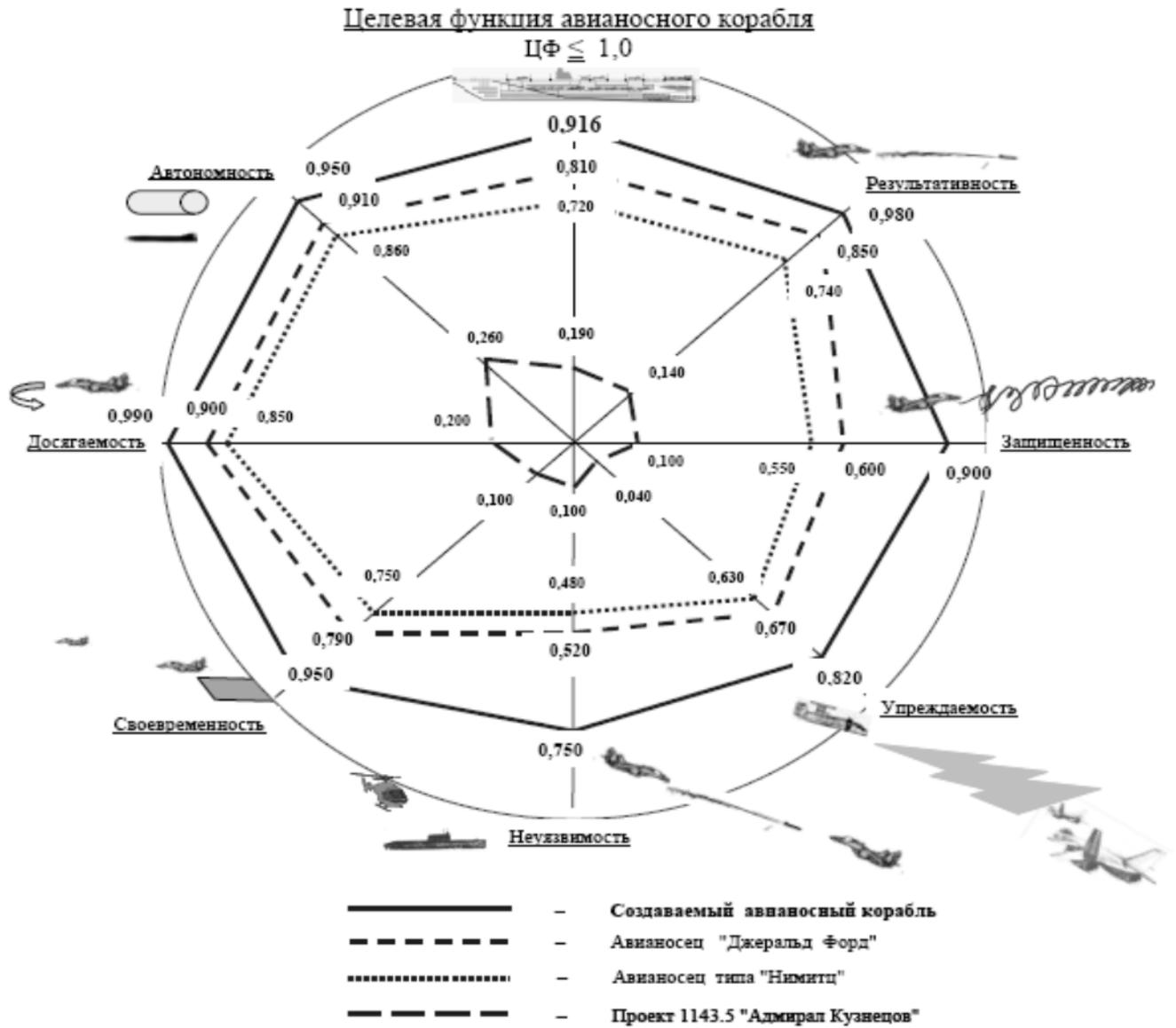


Рисунок 5.3.2 – Радиальная (лепестковая) диаграмма целевой функции создаваемого авианосного корабля в сравнении с существующими аналогами

Выводы по разделу 5:

1. Оценивание достоверности критериального моделирования процесса оптимизации, формирования требований и принятия решений по корабельным авиационным системам обеспечивается измерениями оптимизируемых параметров критериальных функций в процессе испытаний корабля в условиях открытого моря с использованием радиотехнических и оптико-электронных средств корабля в качестве средств внешне-траекторных измерений совместно с дифференциацией координатных погрешностей измерения положения корабельного летательного аппарата относительно корабля методом спутниковых определений от геодезических станций с известными координатами.
2. Точность определения вероятностных критериев эффективности корабельных авиационных систем по малому числу реализаций (по малым выборкам) ограничена в силу влияния фактора случайности. Погрешность измерений, связанная с правильным выбором числа наблюдений результатов испытаний с заданными (выбранными) доверительной вероятностью и доверительным интервалом, позволяет достоверно оценить выполнимость требований к функциональным критериям и оптимизируемым параметрам корабельных авиационных систем и правильность и обоснованность принимаемых решений по созданию авианосного корабля.
3. Достоверность результатов оптимизации и оценки корабельных авиационных систем по целевой функции корабля подтверждается результатами испытаний и эксплуатации проектов 1143.1...1143.5, современных американских авианосцев (типа "Нимитц", "Джеральд Форд") с апробацией по опыту эксплуатации и боевого применения этих авианосцев. При этом, целевая функция создаваемого авианосного корабля составляет 0,916 по сравнению с авианосцем типа "Джеральд Форд" - 0,810, а тем более с проектом 1143.5 "Адмирал Кузнецов" - 0,190, с учетом всех *приоритетов* целевой функции.

Заключение

Разработана качественно новая теоретико-прикладная методология, основанная на применении системно-диалектических и организационно-системных принципов оптимизации, характеризующаяся операционной конкретизацией фокусированного действия корабельных авиационных систем авианосного корабля и функциональной дополнителности в отображении реальной сложности системодействия авианосного корабля и возможности комплексного учета его важнейших системных качеств при оптимизации корабельных авиационных систем.

Решена задача многокритериальной оптимизации корабельных авиационных систем выбором принципа оптимальности, определяющего свойства оптимального решения, определением области компромисса критериального пространства оптимизации, нормированием критериев оптимальности к единой системе измерений и практической реализацией принципа гибкого *приоритета* критериев в общей структуре целевой функции создаваемого авианосного корабля.

Согласованность *приоритетов* целевой функции в достижении наивысшей эффективности авианосного корабля, предъявляя высокие технико-критериальные требования к его *качествам*, позволила сформировать концептуальный технико-критериальный облик **Авианосного Корабля (АНКор)**, который, при строительной стоимости корпуса и потребной мощности силовой энергетической установки, сниженных в 1,5...2 раза по сравнению с водоизмещающим корпусом "монохалл" таких же размерений, может взять на себя флагманские функции и задачи управления всеми группировками видов Вооруженных Сил, находящимися на заданных прибрежных, морских и океанских направлениях, при операционном функционировании в любых гидрометеорологических условиях, как в составе корабельного соединения (авианосной ударной группы - АУГ), так и *самостоятельно*, становясь главным ударным авиационно-морским комплексом (УАМК) ВМФ.

При этом, *приоритеты* целевой функции **АНКор** характеризуются операционной конкретизацией и фокусированным действием корабельных авиационных систем в отображении реальной сложности системодействия **АНКор** на переходе морем, при боевом развертывании, в оборонительных и наступательных операциях на море, повышая целевую функцию создаваемого **АНКор** до **0,916** по сравнению с авианосцем типа "Джеральд Форд" – **0,810**, типа "Нимитц" – **0,720**, а тем более с проектом 1143.5 "Адмирал Кузнецов" – **0,190**, с учетом всех *приоритетов* целевой функции.

Сформированный алгоритм последовательного разворачивания оптимизационного плана задает сквозные концептуальные направления по ступеням многокритериальной оптимизации корабельных авиационных систем и методологически составляет взаимосвязанный единый процесс оптимизации и оценки, формирования требований и принятия оптимальных проектных решений по корабельным авиационным системам при создании **Авианосного Корабля (АНКор)**.

Критериальное подобие процессов моделирования, экспериментальной отработки и эксплуатации корабельных авиационных систем **АНКор** обеспечивает проведение сопровождающего контроля за достигаемыми значениями оптимизируемых параметров в процессе государственных испытаний по пунктам программы, оптимизируемой в рамках решения комбинированной задачи исследования операций по сочетаниям факторов и условий внешней среды, с точностью их определения по малым выборкам при заданных доверительной вероятности и доверительным границам от среднего квадратического отклонения выборки параметров, с оценкой адекватности результатов критериального моделирования и испытаний, позволив принять ряд решений, гипотез и реализаций по созданию эффективного **АНКор**, а также избежать ненужные исследования и эксперименты, сокращая тем самым в **1,5...2,0 раза** время и затраты на создание и испытания оптимального (эффективного) **АНКор**.

Список сокращений и условных обозначений

АДРМ	- азимутально-дальномерный радиомаяк
АЛПСУ	- аналоговая линия передачи сигналов управления
АНК	- авианосный корабль (авианосец)
АПД	- аппаратура передачи данных
АРК	- автоматический радиоконпас
АРМ	- автоматизированное рабочее место
АСБУ	- автоматизированная система боевого управления
АСП	- авиационные средства поражения
АТСК	- авиационно-технические средства корабля
АФ	- аэрофинишер
БИУС	- боевая информационно-управляющая система
БЛАК	- беспилотный летательный аппарат корабельный
ВПЗПП	- взлетно-посадочная зона полетной палубы
ВПК	- вертолет в противокатерном варианте
ВПЛ	- вертолет в противолодочном варианте
ВПШл	- взлетно-посадочная площадка
ВПС	- вертолет в поисково-спасательном варианте
ВРЛ	- вторичный радиолокатор
ВТИ	- внешне-траекторные измерения
ВЦ	- воздушная цель
БЧ	- боевая часть (корабля)
ГАС	- гидроакустическая станция
ГКП	- главный командный пункт
ГМУ	- гидрометеорологические условия
ГРМ	- глиссадный радиомаяк
ГРП	- группа руководства полетами
ГСМ	- горюче-смазочные материалы
ЗБД	- зона боевых действий
ЗКП	- запасной командный пункт
ИКО	- индикатор кругового обзора
ИПП	- инструкция по производству полетов (с корабля)
ИТО	- индикатор тактической обстановки
ИШР	- инженерно-штурманский расчет
КА	- корабельная авиация
КАС	- корабельная авиационная система
КГСП	- курсоглиссадная система посадки
ККП	- корабельный командный пункт
КОУП	- комплекс обеспечения управления полетами
КПА	- контрольно-поверочная аппаратура
КРМ	- курсовой радиомаяк
ККС	- корабельный комплекс связи
ЛАК	- летательный аппарат корабельный

ЛМИ	-	летно-морские испытания
МФИ	-	многофункциональный истребитель (корабельный)
НК	-	навигационный комплекс
НЦ	-	надводная / наземная цель
ОБУ	-	офицер боевого управления
ОГАС	-	опускаемая гидроакустическая станция
ОСП	-	оптическая система посадки
ОЭС	-	оптико-электронная система
ПДЦ	-	параметры движения цели
ПЛ	-	подводная лодка
ПМУ	-	простые метеорологические условия
ПО	-	программное обеспечение
ППМ	-	промежуточный пункт маршрута
ПРЛК	-	приводной радиолокационный комплекс
РВП	-	результатирующий воздушный поток
РЛДН	-	радиолокационного дозора
РЛС	-	радиолокационная станция
РЛЭ	-	руководство по летной эксплуатации
РП	-	руководитель полетов
РСБН	-	радиотехническая система ближней навигации
ССП	-	светотехническая система посадки
РТО	-	радиотехническое обеспечение
РЭБ	-	радиоэлектронная борьба
РЭО	-	радиоэлектронное оборудование
РЭП	-	радиоэлектронное противодействие
СК	-	соединение кораблей
СКП	-	стартовый командный пункт
СМУ	-	сложные метеоусловия
СОИ	-	система отображения (обработки) информации
СОК	-	средства объективного контроля
ССПО	-	система совместного применения оружия
СТО	-	светотехническое оборудование
СУБД	-	система управления базами данных
ТИК	-	трассовый измерительный комплекс
ТТЗ	-	тактико-техническое задание
ТЭЧ	-	технико-эксплуатационная часть
УА	-	управление авиацией
УВД	-	управление воздушным движением
ХКП	-	ходовой командный пункт
ЦЛПСУ	-	цифровая линия передачи сигналов управления
ЦУ	-	целеуказание
ЭВМ	-	электронная вычислительная машина
ЭИБ	-	экспериментально-испытательная база

Список иллюстративного материала

	Стр.
Рисунок 1.1.1 – Системно-диалектический аспект оптимизации авианосного корабля.....	11
Рисунок 1.1.2 – Рисунок 1.1.1 – Жизненный цикл авианосного корабля (АНКор) в координатах "эффективность–затраты–время".....	12
Рисунок 1.2.1 – Корабельные авиационные системы АНКор.....	15
Рисунок 1.2.2 – Операционное функционирование АНКор.....	16
Рисунок 1.2.3 – Организационно-системная направленность методологии.....	20
Рисунок 1.3.1 – Алгоритм информационного взаимодействия Заказчика и Разработчика при формировании требований к АНКор.....	22
Рисунок 1.3.2 – Системный Алгоритм Методологии.....	26
Рисунок 2.1.1 – Алгоритм нахождения максимума критериальной функции.....	29
Рисунок 2.2.1 – Декомпозиция целевой функции АНКор.....	35
Рисунок 2.3.1 – Проверка согласия по критерию Колмогорова.....	41
Рисунок 2.3.2 – Плотности распределения семейства (2.3.3) при различных значениях параметра Θ_2	44
Рисунок 2.3.3 – Вероятность Q_Φ и квантиль $Q_{Q_{\text{треб.}}}$	47
Рисунок 2.3.4 – Функция $Q_i(X)$, ограниченная выпуклыми функциями.....	48
Рисунок 2.4.1 – К определению <i>результативности</i> операции.....	52
Рисунок 2.4.2 – <i>Результативность</i> операции $O(Q^{\text{рез.}})$ в задачах наступления ($E^{\text{НО}}_{\text{эф.}}$) и обороны ($E^{\text{ОО}}_{\text{эф.}}$) АНК.....	59
Рисунок 2.4.3 – К определению радиоэлектронной <i>защищенности</i>	60
Рисунок 2.4.4 – <i>Защищенность</i> АНКор $O(Q^{\text{защ.}})$ в зависимости от соотношения "сигнал/помеха" (С/П) на входе приемников радиоэлектронных систем.....	61
Рисунок 2.4.5 – К определению <i>упреждаемости</i> угрозы.....	62
Рисунок 2.4.6 – <i>Упреждаемость</i> $O(Q^{\text{упрежд.}})$ угрозы со стороны противника по дальности его обнаружения (ДО) и предупреждения (ДП).....	63
Рисунок 2.4.7 – К определению <i>неуязвимости</i> АНКор.....	64
Рисунок 2.4.8 – К <i>неуязвимости</i> АНКор при ПЛЮ в зависимости от дальности обнаружения ПЛ до АНКор - $Q_{\text{прибл.ПЛ}} = f(D_{\text{обн.ПЛ}}^{\text{АНКор}})$	66
Рисунок 2.4.9 – К <i>неуязвимости</i> АНКор в зависимости от дальности обнаружения ПКР, пущенной с ПЛ - $Q_{\text{преод.ПЛЮ}}^{\text{ПКР}} = f(D_{\text{обн.ПКР}})$, при ПЛЮ.....	66
Рисунок 2.4.10 – К <i>неуязвимости</i> АНКор при ПВО в зависимости от дальности обнаружения АНКор со стороны СВН - $Q_{\text{обн.АНКор}}^{\text{СВН}} = f(D_{\text{обн.СВН-АНКор}})$	69
Рисунок 2.4.11 – К <i>неуязвимости</i> АНКор при ПВО в зависимости от дальности пуска ПКР со стороны СВН - $Q_{\text{прибл.СВН}} = f(D_{\text{перехв.СВН}})$	70
Рисунок 2.4.12 – К <i>неуязвимости</i> АНКор при ПВО в зависимости от дальности обнаружения ПКР и времени реакции средств ПВО - $Q_{\text{преод.ПВО}}^{\text{ПКР}} = f(D_{\text{обн.ПКР}})$	71
Рисунок 2.4.13 – К определению <i>своевременности</i> действий АНКор.....	72
Рисунок 2.4.14 – <i>Своевременность</i> боевого применения "носимой" авиации в зависимости от времени реакции на военные угрозы - $O(Q^{\text{своевр.}}) = f(T_{\text{реакц.}})$	72
Рисунок 2.4.15 – К определению <i>достигаемости</i> объектов удара.....	73
Рисунок 2.4.16 – <i>Достигаемость</i> объектов удара по тактическому радиусу действия "носимой" авиации - $O(Q^{\text{досяг.}}) = f(R_{\text{эф.}})$	73
Рисунок 2.4.17 – К определению <i>автономности</i> АНКор.....	74
Рисунок 2.4.18 – <i>Автономность</i> плавания и боевых действий "носимой" авиации - $O(Q^{\text{автоном.}}) = f(T_{\text{эф.}})$	74
Рисунок 3.1.1.1 – Подготовка как СМО корабельных самолетов.....	86
Рисунок 3.1.1.2 – Оптимизация палубного цикла на АНКор.....	88
Рисунок 3.1.1.3 – Характеристики СМО $\lambda_i, \rho_i, \mu_i, P_{\text{отк.и}}, q_i = f(m)$	92
Рисунок 3.1.1.4 – Интенсивность самолетовылетов $F_{\text{Тзад}} = f(m)$	93

Рисунок 3.1.1.5 – Интенсивность самолетовылетов $F_{Тзад} = f(t_{подг.}^1)$	93
Рисунок 3.1.1.6 – Степень обеспечения необходимого наряда ЛАК $S_{МФИ посл.}/S_{МФИ одновр.} = f(N_{ij}^k)$	94
Рисунок 3.1.2.1 – Взлет ЛАК F/A-18 с катапульты с максимальной взлетной массой $G_{взл.}$	96
Рисунок 3.1.2.2 – Определение взлетной массы ($G_{взл.}$) ЛАК при различных способах взлета с палубы корабля.....	98
Рисунок 3.1.2.3 – К определению взлетной массы ($G_{взл.}$) ЛАК.....	101
Рисунок 3.1.2.4 – Предельно-допустимые по взлету ЛАК углы бортовой ($Bk^{доп.}$) и килевой качки ($Kk^{доп.}$) в зависимости от размерений АНКор (ширины B_k и длины L_k корабля).....	103
Рисунок 3.1.2.5 – Вероятность непревышения бортовой и килевой качки АНКор предельно-допустимых значений по взлету ЛАК в зависимости от балльности и высоты волны 3% обеспеченности.....	104
Рисунок 3.1.2.6 – Вероятность $Q_{взл.}^{кач.}$ выполнения взлета ЛАК в различных районах Мирового океана для АНКор различного размера и водоизмещения.....	105
Рисунок 3.1.3.1 – Радиоэлектронное пространство посадки ЛАК на АНКор..	106
Рисунок 3.1.3.2 – Динамика роспуска группы ЛАК, выхода в ТНС, ТНР на посадочный курс через РТ и управления заходящими на посадку ЛАК.....	107
Рисунок 3.1.3.3 – Область РТ предпосадочного маневрирования ЛАК.....	109
Рисунок 3.1.3.4 – Заход ЛАК на посадку в контрольном сечении в области "захвата" глиссады.....	110
Рисунок 3.1.3.5 – Заход ЛАК на посадку в контрольном сечении в области ТМ (точки маневрирования).....	111
Рисунок 3.1.3.6 – Посадка ЛАК на АФ.....	112
Рисунок 3.1.3.7 – Успешность посадки ЛАК на АФ.....	113
Рисунок 3.2.1.1 – Структуризация информационно-управляющего пространства корабельных авиационных систем.....	115
Рисунок 3.2.2.1 – Кусочно-линейные функции $f(N_{ВЦ}), f(V_{ВЦ})$	125
Рисунок 3.2.2.2 – Область возможных перехватов ВЦ по топливу.....	127
Рисунок 3.2.2.3 – Зависимость вероятности $W(\Pi_{топ.})$ от $X_{ВЦ}$	128
Рисунок 3.2.2.4 – Система координат ОХУН, связанная с кораблем (ПН).....	131
Рисунок 3.2.2.5 – Метод перехвата.....	133
Рисунок 3.2.2.6 – Метод маневра.....	135
Рисунок 3.2.2.7 – Метод погони.....	137
Рисунок 3.2.2.8 – Обобщенный программный закон изменения высоты при наведении МФИ на ВЦ.....	139
Рисунок 3.2.2.9 – Типовые программы набора высоты, разгона, снижения.....	141
Рисунок 3.2.2.10 – Профили на перехват ВЦ.....	142
Рисунок 3.2.2.11 – Кинематика наведения истребителя на ВЦ.....	150
Рисунок 3.2.2.12 – Динамическая структурная схема контура КРУ истребителем по курсу при наведении по методу перехвата.....	152
Рисунок 3.2.2.13 – Упрощенная динамическая схема контура управления	156
Рисунок 3.2.3.1 – Последовательность задач отражения налета СВН.....	162
Рисунок 3.2.3.2 – СамолетРЛДН относительно ядра соединения кораблей	163
Рисунок 3.2.3.3 – Вывод МФИ в зону перехвата ВЦ.....	164
Рисунок 3.2.3.4 – Параметры корабельной боевой системы управления.....	165
Рисунок 3.2.3.5 – Параметры самолетной системы РЛДН.....	166
Рисунок 3.2.3.6 – Параметры самолетной (МФИ) системы перехвата.....	167
Рисунок 3.2.3.7 – Параметры системы управляемых ракет класса В-В.....	168
Рисунок 3.2.3.8 – Тактические требования к корабельным МФИ.....	169
Рисунок 3.2.3.9 – Обратный анализ боевой системы.....	172
Рисунок 3.2.3.10 – Эффективность отражения налета СВН.....	173
Рисунок 3.2.3.11 – Зависимость между вероятностью поражения цели одним МФИ-перехватчиком и числом наведений, необходимых для уничтожения 20 и более целей из состава СВН с вероятностью 0,9.....	175

Рисунок 3.2.3.12 – Зависимость эффективности оборонительной операции от N , $D_{р. обн.}$ и Q_0	176
Рисунок 3.2.3.13 – Поток информации в системе РЛДН.....	178
Рисунок 3.2.3.14 – Дальность обнаружения "малозаметной" ВЦ с борта современных МФИ от ЭОП цели.....	187
Рисунок 3.2.3.15 – Зависимости эффективной дальности пуска ракет В-В большой (средней) дальности с АРЛГСН от высоты полета МФИ.....	188
Рисунок 3.2.3.16 – Расчет величины $W_{поп.}$ при поиске цели в зависимости от скорости и высоты (H) полета МФИ-разведчика и конструктивных параметров его разведывательной аппаратуры.....	207
Рисунок 3.2.3.17 – Расчет вероятности искажения $W_{иск.}$ помехой сигналов разведывательной информации от МФИ-разведчика.....	209
Рисунок 3.3.1 – Семантическая <i>ERP</i> -модель формирования технико-критериального облика АНКор.....	221
Рисунок 3.3.2 – Корпус <i>triplehull</i> ("трипл-халл") АНКор.....	222
Рисунок 3.3.3 – Размещение ЗГ РЛС КВ-диапазона на АНКор.....	223
Рисунок 3.3.4 – Зоны покрытия корабельной ЗГ РЛС.....	224
Рисунок 3.3.5 – Выполнение ВПО по качке АНКор при волнении до 7 баллов..	227
Рисунок 3.3.6 – Техничко-критериальный облик Авианосного Корабля	228
Рисунок 3.4.1 – "Конус" эффективности (целевой функции) АНКор.....	230
Рисунок 3.4.2 – Алгоритм оценки подобия и тождественности в процессе (а) проектирования, (б) экспериментальной обработки, испытаний и эксплуатации корабельных авиационных систем.....	234-235
Рисунок 4.2.1.1 – Решение задачи планирования оптимального объема испытаний.....	242
Рисунок 4.2.2.1 – Комбинационный квадрат.....	244
Рисунок 4.2.2.2 – Матрица распределения.....	244
Рисунок 4.2.3.1 – Сетевая модель проведения испытаний.....	247
Рисунок 4.2.3.2 – Вероятность завершения испытаний в директивный срок выделения АНКор.....	248
Рисунок 5.1.1 – Дифференциальный метод спутниковых определений положения ЛАК - самолета на маршруте.....	254
Рисунок 5.1.2 – Дифференциальный метод спутниковых определений положения ЛАК - самолета на посадочной траектории.....	256
Рисунок 5.1.3 – Модель обработки траекторных данных в системе телевизионного слежения за ЛАК на посадочной траектории.....	257
Рисунок 5.3.1 – Аддитивная свертка приоритетов целевой функции создаваемого авианосного корабля в сравнении с существующими аналогами.....	265
Рисунок 5.3.2 – Радиальная (лепестковая) диаграмма целевой функции создаваемого авианосного корабля в сравнении с существующими аналогами.....	266

Список литературы

1. Винограй Э.Г. Методологические принципы создания прогрессивной техники. Методологические проблемы создания новой техники и технологии. Новосибирск: Наука, 1989. С. 21-34.
2. Захаров И.Г. Теория компромиссных решений при проектировании корабля. Л.: Судостроение, 1984, 280 с.
3. Антонов Ю.С. Некоторые проблемы оптимизации построения системы вооружения и управления ее элементами в процессе боевых действий. Вестник Академии военных наук, № 3, 2005. С. 128-138.
4. Винограй Э.Г. Общая теория организации и системно-организационный подход. Томск: Изд-во ТГУ, 1989, 236 с.
5. Демидов Б.А., Луханин М.И., Величко А.Ф., Науменко М.В. Системная методология планирования развития, предпроектных исследований и внешнего проектирования вооружения и военной техники. Монография. К.: Изд-во "Стилос", 2011, 464 с.
6. Дегтярев Ю.И. Методы оптимизации. М.: Сов. радио, 1980, 272 с.
7. Ногин В.Д. и др. Основы теории оптимизации. М.: Высшая школа, 1986, 384 с.
8. [Электронный ресурс] сайт. URL: http://blackseafleet-21.com/news/16-02-2018_generatory-straha-kak-vyvesti-iz-stroja-avianosnuju-udarnuju-grupp. (дата обращения: 16.02.2018).
9. [Электронный ресурс] сайт. URL: <http://mt-smi.ru/blog/43669599083/CHuzhoy-sredi-svoih-ili-REB-protiv-avianosnoy-udarnoy-gruppy>. (дата обращения: 25.03.2018).
10. Воронин А.Н. Иерархические модели принятия решений в многокритериальных задачах. *Proceedings of the XIVth International Conference "Knowledge-Dialogue-Solution" KDS 2008, Varna, Bulgaria, June-July 2008*. С.24-28.
11. Косов В.А., Плаксин М.А. Метод анализа иерархий: способы согласования матрицы парных сравнений. Вестник пермского университета, Серия Математика, Механика, Информатика. №7, 2007. С. 24-28.
12. Евдокименков В.Н., Динеев В.Г., Карп К.А. Инженерные методы вероятностного анализа авиационных и космических систем. М.: Физматгиз, 2010, 320 с.
13. Веников В.А. Теория подобия и моделирования. М.: Высшая школа, 1976, 480 с.
14. Основы теории оптимального управления/Под ред. Кротова М.И. М.: Высшая школа, 1990, 429 с.
15. Туголуков В.А. "Методика оценки авианосной пригодности корабельных истребителей по результатам испытаний". Сборник трудов ГНИЦ, 2007. С. 29-33.

16. Азизов А.Г. Анализ уровня электромагнитного поля РЛС в месте излучения с целью обеспечения ЭМС остальных РЭС. Доклады VII Всероссийской научно-технической конференции "Радиолокация и радиосвязь" ИРЭ им. В.А. Котельникова РАН, Москва. 2013. С.17-22.
17. Иванов С.Ю., Баишев В.М., Попов В.А. Активные и пассивные радиотехнические средства в системе наблюдения за обстановкой в интересах корабельной группы. [Электронный ресурс] сайт. URL: <http://mr.shipbuilding.ru/magazine/article2/> (дата обращения: 15.12.2018).
18. Готовность к эксплуатации и боевая способность зарубежных летательных аппаратов военного назначения (Обзор). Авиастроение. Экспресс-информация, № 38, 1990. С. 24-27 [Электронный ресурс] сайт. URL: <http://paralay.com/gotov.html> (дата обращения: 12.08.2010).
19. Туголуков В.А. Размышления над полетной палубой авианосца в терминах эффективности: Каким Он должен быть?! М.: Издательство "Спутник+", 2017, 174 с.
20. Каберник В.В. Оценка боевой мощи авианосцев: Цикл запуска. [Электронный ресурс] сайт. URL: <http://www.eurasian-defence.ru/node/3602> (дата обращения: 21.05.2015).
21. Ананьев Е.А. Конструкция и боевая эффективность летательных аппаратов. Издание ВВИА, 1962, 402 с.
22. Г. Мэррилл. Бортовые радиолокационные системы. Перевод с англ. Воениздат МО СССР, М., 1964, 495 с.
23. [Электронный ресурс] сайт. URL: <http://aviac.ru/airpvorus/173-naprav-avtomatizacii-grupповух-i.html> (дата обращения: 14.03.2016).
24. [Электронный ресурс] сайт. URL: <http://aviac.ru/airpvorus/174-rasshir-vozmozn-vedeniya-dalnego.html> (дата обращения: 25.04.2014).
25. Кузьмин С.З. Цифровая обработка радиолокационной информации. Сов.радио. М., 1967, 286 с.
26. [Электронный ресурс] сайт. URL: <http://milparade.udm.ru/ru/28/042.htm> (дата обращения: 05.09.2012).
27. Петров В.И. Маневрирование в воздушном бою. Зарубежное военное обозрение, №1, 1985. С. 19-23.
28. [Электронный ресурс] сайт. URL: <http://www.aviaport.ru/digest/2008/01/10/134424.html> (дата обращения: 13.11.2015).
29. Справочник офицера ПВО. М., Воениздат, 1981, 320 с.
30. Ростопчин В.В. Элементарные основы оценки эффективности применения беспилотных авиационных систем для воздушной разведки. М., ЦНИИ АРКС, 2009, 186 с.
31. Теория информации [Электронный ресурс] сайт. URL: http://www.sinf.ru/catalog/si_video/video_distortion.htm (дата обращения: 18.04.2011).
32. Количественная оценка информации [Электронный ресурс] сайт. URL: <http://dee.karelia.ru/files/circuit/Ps8.htm> (дата обращения: 18.04.2011).

33. Состояние и перспективы развития средств РЭБ армии США [Электронный ресурс] сайт. URL: http://pentagonus.ru/publ/sredstva_rehb_sukhoputnykh_vojsk_ssha/80-1-0-1292 (дата обращения: 05.05.2009).
34. ВВС и РЭБ России против ПВО Грузии [Электронный ресурс] сайт. URL: <http://www.rusarmy.com/forum/topic7040-20.html> (дата обращения: 14.09.2009).
35. Туголуков В.А. Эффективность превыше всего: особенно для боевой авиации. М.: Издательство "Перо-Принт", 2015, 264 с.
36. [Электронный ресурс] сайт. URL: <http://virtalet-raf.narod.ru/journal/2/s13.html> (дата обращения: 18.04.2011).
37. Авдудевский В.С. и др. Надежность и эффективность в технике. Справочник. Том 4. М.: Машиностроение, 1987, 272 с.
38. *M. St. Denis. The Strike Aircraft Carrier: Considerations in the Selection of Her Size and Principal Design Characteristics / The Society of Naval Architects and Marine Engineers Transactions, v.74, 1966* – Перевод № 2029 Военно-Морской орденов Ленина и Ушакова Академии (отдел военно-технической информации, центральное научно-переводное бюро ВМФ), 1971, 224 с.
39. Беляев Б.Н. и др. Военно-морское искусство. Определение достоверности результатов оперативно-тактических расчетов. Морской сборник. №12, 1978. С. 24-28.
40. Организация военно-научных исследований в МО США. Зарубежное военное обозрение, № 9, 1989. С. 17-22.
41. Организация испытаний и оценок авиационной техники и вооружения в США. Зарубежное военное обозрение, № 6, 1993. С. 19-25.
42. Алферов В.В., Мезенцев В.Г. Дайнеков Ю.И. Обработка опытных данных и представление результатов измерений. Справочное пособие. МО. Военно-Воздушные Силы, 1979, 240 с.
43. Вентцель Е.С. Исследование операций. - М.: Советское радио, 1972, 552 с.
44. Вентцель Е.С. Теория вероятностей. Учебник для вузов. - М.: Высшая школа, 1999, 576 с.
45. Лемешко Б.Ю., Постовалов С.Н. Прикладная статистика. Правила проверки согласия опытного распределения с теоретическим. Методические рекомендации. Часть II. Непараметрические критерии. - Новосибирск: Изд-во НГТУ, 1999, 86 с.
46. Кудрявцев Е.М. Исследование операций в задачах, алгоритмах и программах. - М.: Радио и связь, 1984, 396 с.
47. Зайченко Ю.П. Исследование операций. - Киев: Вища школа, 1979, 348 с.
48. Дифференциальный метод спутниковых определений [Электронный ресурс] сайт. URL: <http://mydocx.ru/7-89637.html> (дата обращения: 18.04.2011).

49. Бар-Шалом Я., Ли Х.Р. Траекторная обработка. Принципы, способы и алгоритмы. В 2-х ч. Ч. 2.: пер. с англ. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2011, 240 с. [Электронный ресурс] сайт. URL: <http://matlab.exponenta.ru/index.php> (дата обращения: 18.04.2011).
50. Моисеев Н.Н., Иванилов Ю.П., Столяров Е.М. Методы оптимизации. - М.: Наука, 1978, 358 с.
51. Беляев Б.Н. и др. Военно-морское искусство. Определение достоверности результатов оперативно-тактических расчетов. Морской сборник. № 12, 1978. С. 24-28.
52. Поленин В.И. Применение вероятностных моделей при планировании операций. Военная мысль. № 3, 2004. С. 12-14. [Электронный ресурс] сайт. URL: <http://militaryarticle.ru/voennaya-mysl/2004-vm/9430-rimnenie-verojatnostnyh-modelej-pri-planirovanii> (дата обращения: 18.04.2011).
53. [Электронный ресурс] сайт. URL: https://studopedia.su/13_83730_funksii-potrebitelskogo-sprosa-i-informatsionno-statisticheskie-metodi-ih-strukturizatsii.html (дата обращения: 18.04.2011)