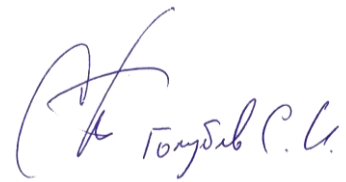


УДК 629.762.5

339.13

На правах рукописи



Голубев С. И.

Голубев Сергей Иванович

Управление процессом принятия решений на этапе обликowego проектирования перспективных ЗУР в интересах повышения их конкурентоспособности

Специальность: 05.13.01 – Системный анализ, управление и обработка информации (ракетно-космическая техника)

Автореферат

диссертации на соискание ученой степени кандидата технических наук

Москва

2017

Работа выполнена на кафедре «Информационно-управляющие комплексы» Федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего профессионального образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (МАИ).

Научный руководитель: Член-корреспондент РАН, доктор технических наук, профессор РАН – Сыпало Кирилл Иванович.

Официальные оппоненты:

Коргин Николай Андреевич – доктор технических наук, профессор МФТИ, доцент, академик РАЕН, ведущий научный сотрудник ИПУ РАН.

Семенов Сергей Сергеевич – кандидат технических наук, руководитель группы анализа и перспективного проектирования АО "ГНПП "Регион".

Ведущая организация: ОАО «МКБ «Факел»

Защита состоится « 7 » декабря 2017 г. в « 16 » часов на заседании диссертационного Совета Д 212.125.12 при Московском авиационном институте (национальном исследовательском университете) (МАИ) по адресу: 125993, г. Москва , А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д. 4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке Московского авиационного института (национального исследовательского университета) (МАИ) и на сайте МАИ <https://mai.ru/events/defence/>.

Автореферат разослан « 26 » октября 2017 г.

Отзывы на автореферат, подписанный, заверенный и скрепленный печатью организации, просьба направлять по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д. 4. МАИ, Ученому секретарю диссертационного совета Д 212.125.12 А. В. Старкову.

Ученый секретарь
диссертационного совета
Д 212.125.12, к.т.н.

А. В. Старков

1. Общая характеристика работы

Область исследований. Диссертация посвящена задаче управления процессом принятия решений на этапе обликового проектирования зенитных управляемых ракет (ЗУР) в интересах повышения их конкурентоспособности как современного высокоточного оружия. В рамках данной работы под «управлением процессом принятия решений» понимается создание на основе системного анализа соответствующей методики принятия проектных решений на этапе обликового проектирования беспилотных летательных аппаратов военного назначения.

Предметом исследования настоящей работы является методика принятия решений на этапе обликового проектирования перспективных ЗУР

Объектом исследования является облик ЗУР средней дальности.

В диссертации конкурентоспособность высокоточного оружия определяется через три группы показателей: полезность изделия, затраты покупателя и способы продвижения изделия на рынок (условия поставки, условия гарантии, сервисное обслуживание, маркетинговая поддержка и т.п.). В работе конкретизировано понятие «полезность ЗУР». В рамках данной диссертации оно раскрывается с помощью специально введенной функции ценности, сформированной на основе теории полезности. В окончательном виде конкурентоспособность оценивается по реакции конкретного рынка (потребителя) на конкретный товар.

ЗУР, представляющие собой, как известно, беспилотные летательные аппараты (БЛА) военного назначения, являющиеся динамично развивающимися техническими системами. Как показывает анализ отечественных и зарубежных источников, на данном этапе развития БЛА военного назначения основным направлением повышения их конкурентоспособности в качестве современного оружия является модернизация и создание соответствующих модификаций. Этот тренд определяет **актуальность разработки** на основе *системного анализа*

методики принятия проектных решений на этапе обlikового проектирования.

На этом этапе проектирования широко используются неформализованные понятия, а также разнородная информация, представленная на качественном уровне. Кроме того, технологические возможности производства через 10-15 лет будут заметно превосходить сегодняшний уровень и, следовательно, потенциал будущего производства должен быть учтен при создании новых модификаций ЗУР. Таким образом, принятие проектных решений на этапе обlikового проектирования следует отнести к слабоструктурированным задачам, решение которых является областью применения *системного анализа*.

В последние годы происходят принципиальные изменения в методологии и практике проектирования и производства ЗУР: постепенно происходит понимание того, что успех реализации новых проектов всецело определяется их конкурентоспособностью, которая является наиболее общей характеристикой качества любого товара, в том числе и ЗУР.

Курс правительства РФ на новую (инновационную) экономику, как это предусмотрено в Программе посткризисного развития страны, в своей основе ориентирован на рыночное развитие машиностроительных отраслей. В этих условиях разработка и внедрение в практику системы обеспечения конкурентоспособности для создаваемой авиационно-ракетной техники представляется особенно актуальной научно-технической проблемой. Наши исследования лежат в русле решения именно этой проблемы.

Цель предлагаемых диссертационных исследований состоит в обеспечении конкурентоспособности разрабатываемых ЗУР путем формирования методики выбора конкурентоспособного варианта облика ЗУР средней дальности как высокоточного оружия в рамках рациональных альтернативных проектных вариантов.

Научная новизна диссертационных исследований.

1. Предложена методика выбора оптимального варианта облика ЗУР среди альтернативных, учитывающий факт рыночных отношений производителя и потребителя данных изделий путем анализа конкурентоспособности изделия по аспекту полезности.
2. Предложена методика оценки полезности ЗУР как высокоточного оружия на основе функции ценности, сформированной на основе теории полезности.
3. Предложен новый подход к оптимизации альтернативных вариантов облика ЗУР по критерию его эффективности как высокоточного оружия с использованием методики сопряженных уравнений П. Зархана и ковариационного анализа.

Практическую значимость работы определяется возможностью использования предложенных моделей и алгоритмов для

- расширения спектра и повышения качества решаемых целевых задач за счет направленной адаптации облика изделия при его модернизации;
- оценки эффективности альтернативных вариантов изделия как оружия при различном составе целевого груза;
- оценки конкурентоспособности изделия путем сравнения его модификаций.

Основные научные положения, выносимые на защиту. На защиту выносятся научно-методические основы формирования облика ЗУР, включающие в себя:

1. Модель конкурентоспособности ЗУР как высокоточного оружия.
2. Методика управления процессом обlikового проектирования ЗУР в интересах достижения требуемого уровня конкурентоспособности на основе использования функции ценности ЗУР.
3. Технология обработки данных обlikового проектирования в интересах анализа эффективности ЗУР как высокоточного оружия с использованием метода сопряженных дифференциальных уравнений и ковариационного анализа.
4. Результаты анализа полезности ЗУР средней дальности с

использованием многофакторной функции ценности.

Методология и методы исследования. При выполнении диссертационной работы использованы алгоритмы анализа линейных и квазилинейных систем автоматического регулирования. Расчет дисперсии финального промаха ракеты произведен с использованием метода ковариационного анализа. Для получения суждений о конкурентоспособности вариантов обликов ЗУР использованы результаты теории полезности. Результаты, полученные в работе, сравниваются с решениями, полученными эвристическими методами решения многокритериальных задач.

Достоверность и обоснованность полученных результатов обеспечивается корректным применением математического аппарата и подтверждается сопоставлением результатов теоретических исследований, полученных с использованием разработанных аналитических моделей и алгоритмов, с экспериментальными данными и результатами исследований на основе эмпирических моделей, а также опубликованными материалами других исследователей. Полученные результаты согласуются с современными научными представлениями и данными, основные результаты работы внедрены в практическую деятельность ряда предприятий.

Внедрение результатов работы. Результаты работы внедрены в АО «МКБ «Факел», ФГБУ «Национальный исследовательский центр «Институт имени Н.Е.Жуковского», а также в учебный процесс кафедр 604 и 704 МАИ, что подтверждается соответствующими актами о внедрении.

Апробация работы. Основные результаты диссертационной работы докладывались на научных семинарах кафедр 604 и 704 МАИ, а также были представлены на международных конференциях [5,6]:

- "Авиация и космонавтика-2013", 12-я Международная конференция, Москва;
- Вопросы технических наук: новые подходы в решении актуальных проблем, международная научно-практической конференция. Казань,

2014.

Структура и объем работы. Диссертация состоит из введения, трех глав, выводов и списка использованных источников, включающего 173 наименований. Работа изложена на 106 страницах.

2. Содержание предлагаемой диссертационной работы

Развернутое введение посвящено изложению научно-практических основ проектных разработок новой ракетной техники. Их генеральная задача состоит в увеличении конкурентоспособности создаваемой продукции на фоне разворачивающегося шестого технологического уклада. Подчеркивается, что категория конкурентоспособности является ключевой в рыночной экономике.

Изложение введения завершается анализом отечественной и зарубежной литературы в области проектирования ЛА, исследования конкурентоспособности и теории полезности. В числе наиболее заметных работ по проектированию отмечаются книги школы МАИ и авторы В. П. Мишин, Л. С. Чернобровкин, И. С. Голубев, Е. В. Тарасов, В. Т. Бобронников, М. Д. Пестов, В. М. Балык и др.

Среди зарубежных публикаций настоящего периода следует отметить работы авторов М. Портер, Р. Кини, Х. Райифа, Дж. Даер, Р. Сарин, Е. Флиман и др.

Первая глава содержит изложение роли и места обlikового проектирования в процессе создания БЛА. Задачи обlikового этапа посвящены, прежде всего, системным вопросам, в центре которых разрешение противоречия между желаемым и достижимым. Желаемое определяется потребностями в создании новой системы, которые формируются при решении задач системы более высокого уровня и в рамках сформированной концепции. Достижимое – в свою очередь – определяется уровнем развития науки и техники, технологии производства, а также условиями применения, эксплуатации, технического обслуживания и ремонта.

Результатом деятельности любой компании является экономический эффект, частным проявлением которого является прибыль предприятия. Для того, чтобы компания была прибыльна, она должна производить конкурентоспособную продукцию. Следовательно, концепция конкурентоспособности создаваемой техники формируется, прежде всего, производителем этой техники в виде проектной конкурентоспособности изделия, которая определяется тремя группами параметров.

Потребительская полезность, куда входит весь спектр характеристик, от которых зависит выполнение целевой задачи. Иногда их называют качественными характеристиками изделия. Под этим понимается обобщенная характеристика потребительской полезности ЛА, формируемой в процессе его создания на основе взаимосвязи проектных параметров и реализуемых конкурентных преимуществ. Производитель решает задачу разработки новых модификаций существующих ЛА и / или создания ранее не существовавших систем, имеющих новые свойства, удовлетворяющие потребности заказчика в большей степени и изделий, имеющие более высокое качество.

Экономические параметры. Основным элементом этой группы является цена продажи, но сюда можно отнести и другие ценовые аспекты, такие как требуемые инвестиции, цена эксплуатации, цена утилизации и т.п.

Организационно-экономические параметры. Эту группу формируют особенности маркетинговой стороны функционирования предприятия-изготовителя - профессионализм продавцов, условия оплаты, условия отгрузок, качество гарантийного и постгарантийного обслуживания.

Наша работа ориентирована на выбор первой группы параметров.

В нашей стране в области исследования конкурентоспособности выделяются Г. Л. Азоев, С. Б. Левочкин, Х. А. Фасхиев, Р. А. Фахутдинов.

Вторая часть первой главы посвящена представлению теории полезности для аналитического сравнения альтернатив как ключевого этапа системного анализа.

Строится функция ценности, при помощи которой производится оценка альтернативных вариантов и выбор наилучшего из них. Сущность функции ценности определяется так: на множестве исследуемых проектных альтернатив $A = \{a_i\}, i = 1..m$ при выполнении пяти аксиом (измеримости; существования совершенного, рефлексивного и транзитивного отношения слабого предпочтения; суммирования силы предпочтения; разрешимости; аксиомы Архимеда) существует функция ценности, которая представляет собой измеримую характеристику $v(a_i)$, обладающую свойствами:

$$a_i \succ a_j \Leftrightarrow v(a_i) > v(a_j); \quad (1)$$

$$a_i a_k \succ a_j a_g \Leftrightarrow v(a_i) - v(a_k) > v(a_j) - v(a_g) \quad (2)$$

Каждая альтернатива характеризуется n критериями $X_j, j = 1..n$, которые в литературе называются *факторами* и/или *атрибутами*.

Можно записать, что функция ценности является некой функцией значений критериев x_j

$$v(a) = f(x_1, x_2, \dots, x_n) \quad (3)$$

Одним из важнейших результатов теории полезности является установление условий, накладываемых на критерии $X_j, j = 1..n$, для установления вида зависимости $v(a) = f(x_1, x_2, \dots, x_n)$, позволяющего найти функцию ценности в некотором удобном виде

$$v(a) = f(x_1, x_2, \dots, x_n) = f_s(v_1(x_1), v_2(x_2), \dots, v_n(x_n)), \quad (4)$$

где $v_j(x_j)$ функция ценности для критерия $X_j, j = 1..n$. Измеримая функция ценности одного аргумента описывает перевод значений атрибута x_j в значение ценности этого значения для лица, принимающего решение (ЛПР).

Накладывая ограничение независимости по разности критериев и используя теорему представления функции ценности в аддитивном виде (5), можно существенно упростить построение кардинальной функции ценности для исследуемых альтернатив.

$$v(a) = \sum_{j=1}^n k_j v_j(x_j), \quad \sum_{j=1}^n k_j = 1, \quad (5)$$

где k_j - шкалирующий коэффициент функции ценности $v_j(x_j)$, нормализованной для принятия значения от 0 до 1.

В заключении главы дается эвристическое доказательство теоремы о возможности представления функции ценности в аддитивном виде для случая трех критериев.

Изложенный подход к оценке альтернативных вариантов в нашей работе представлен как метод функции ценности, сокращенно МФЦ.

Вторая глава содержит общую характеристику обликового проектирования ЗУР. Центральной задачей является формирование множества альтернативных вариантов. Смысловым содержанием концепции является представление обликового проектирования в качестве особой стадии проектных разработок, отражающей перспективные целевые установки. Центр тяжести процесса проектирования в значительной мере переносится на неформальные процедуры. Их цель – расширить проектную область во временном и техническом измерениях, качественно согласовать проектные характеристики ЗУР с ракетным комплексом и системой ПВО, исключить необоснованный риск.

Очевидно, что все это придает индивидуальность обликовым задачам, которые в работе представлены в виде четырех составляющих, соответствующих четырем последовательно выполняемым стадиям проектирования:

1. Предварительные изыскания, постановка целевой задачи;
2. Формирование облика ЗУР и альтернативных конкурентных вариантов с использованием, в том числе, неформальных процедур;
3. Формирование аналитической модели функционирования ЗУР на участке самонаведения, определяющем, в конечном счете, эффективность изделия как оружия.

4. Принятие решений относительно оптимального в смысле полезности облика ЗУР.

Предварительные изыскания имеют целью оценку, с одной стороны, достигнутого уровня ЗУР, а с другой — оценку достижимых уровней и свойств новой техники на планируемый период времени. На основе прогностического анализа целевых задач будущего выявляются потребные конкурентные преимущества ЗУР, подлежащие внедрению в новом проекте.

В процессе *формирования облика* происходит выбор схемы ЗУР, выбор управления и состава оборудования, выбор типа и характеристик двигательной установки, выбор параметров компоновочных решений ЗУР, уточнение проектных параметров на основе баллистического расчёта.

На этом этапе в центре внимания – задачи управления. Управление ЗУР – это совокупность способов и устройств, действия которых обеспечивают полет по траектории наведения и уменьшение промаха. Примерно 50% стоимости ракеты приходится на стоимость системы автоматического управления.

Аналитическая модель функционирования ЗУР на участке самонаведения.

При решении практических задач обычно используется ряд допущений. В качестве исходной рабочей основы принимается кинематическая траектория, соответствующая невозмущенному движению. Рассматривается инерциальная система координат, связанная с плоской Землей. В этой системе координат на встречных курсах в одной плоскости движутся ракета и цель – рис. 1.

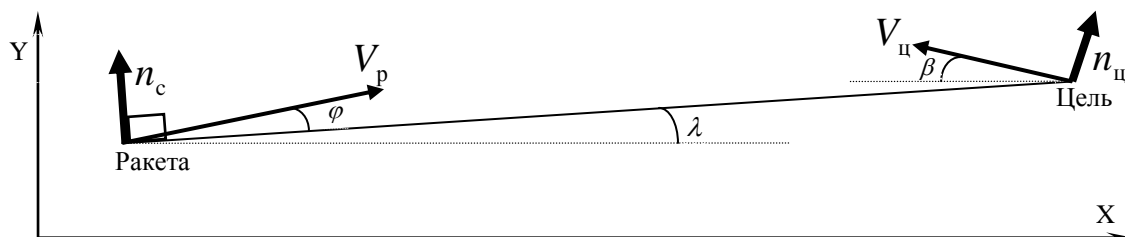


Рис. 1. Наведение ракеты на цель; плоский случай.

На рисунке показаны V_p и $V_{ц}$ – скорости ракеты и цели, которые считаются постоянными; n_c – требуемое по закону наведения ускорение ракеты, перпендикулярное линии визирования ракета-цель; $n_{ц}$ – ускорение цели.

При малых углах взаимное ускорение ракеты и цели можно приближенно описать уравнением

$$\ddot{y} = n_{ц} - n_c . \quad (6)$$

При использовании пропорционального закона наведения, уравнение (6) примет вид

$$\ddot{y} = n_{ц} - NV_{сб}\dot{\lambda} , \quad (7)$$

где N – постоянная пропорционального закона наведения; $V_{сб} = V_p + V_{ц}$ – скорость сближения ракеты и цели; $\dot{\lambda}$ – скорость поворота линии визирования. При малых значениях угла наклона линии визирования $\lambda \approx \frac{y}{R_{пц}}$, где $R_{пц} = V_{сб}(t_k - t)$ – расстояние между ракетой и целью; t_k – время перехвата цели и t – текущее время. При $t = t_k$, величина $y(t_k)$ будет представлять собой промах ракеты.

При анализе динамики ЗУР и для расчета промаха используется операторное представление движения в отклонениях относительно кинематической траектории. Уравнения движения ЛА вокруг центра масс рассматриваются в предположении, что система управления работает идеально, переходные процессы протекают мгновенно и из рассмотрения исключаются сложные динамические уравнения работы бортовой системы управления. Уравнения закона управления заменяются уравнениями идеальных кинематических связей для принятого метода наведения. В этом случае уравнения движения представляются линейным дифференциальным уравнением с коэффициентами, зависящими от времени:

$$\frac{d^n y}{dt^n} + a_{n-1}(t) \frac{d^{n-1} y}{dt^{n-1}} + \dots + a_1(t) \frac{dy}{dt} + a_0(t) y = u , \quad (8)$$

где y – выход системы; u – вход; a_0, a_1, \dots, a_{n-1} – коэффициенты, зависящие

от времени. Решением уравнения (8) будет интеграл

$$y(t) = \int_{t_{in}}^t u(\tau)w(t,\tau)d\tau, \quad (9)$$

где t_{in} – время, когда сигнал u был подан на вход системы; функция $w(t,\tau)$ представляет собой отклик системы по времени t на импульсное возмущение, поданное на вход системы в момент времени τ , называемое весовой функцией.

Уравнение (9) является формальным решением уравнения (8). Для получения значений $y(t)$ в диапазоне времени от 0 до некоторого t_k , потребуется получить функции $w(t,\tau)$ для каждого момента $\tau \in [0;t_k]$ и после этого провести интегрирование для получения $y(t)$. Эту сложную процедуру можно избежать, если при решении воспользоваться методом сопряженных уравнений и перейти к, так называемому, модифицированному сопряженному дифференциальному уравнению:

$$\frac{d^n z}{dt^{*n}} + \frac{d^{n-1}[a_{n-1}(t^*)z]}{dt^{*n-1}} + \dots + \frac{d[a_1(t^*)z]}{dt^*} + a_0(t^*)z = 0 \quad (10)$$

где z является функцией сопряженного времени $t^* = t_k - t$.

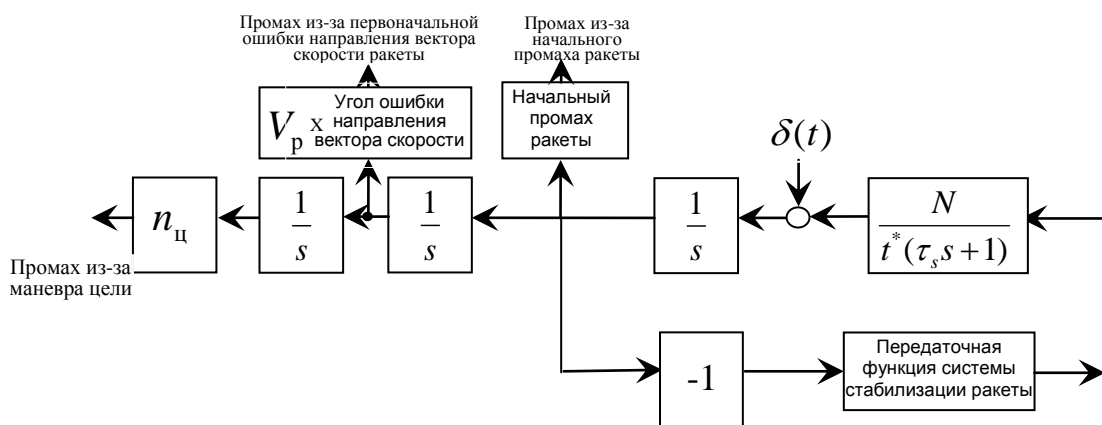


Рис. 2 Блок-схема сопряженной системы. $\delta(t)$ - функция Дирака.

Используя модель сближения, приведенную на рис.1, и с учетом малости углов λ , φ и β (см. рис. 1) и постоянства скорости сближения, уравнение (10) можно представить в виде блок-схемы (рис. 2), в которой добавлением дополнительных звеньев можно учитывать особенности

рассматриваемого варианта применения и деталей облика ракеты.

Изложенный подход может быть использован только для системы, которую можно считать линейной. В случае если допущение линейности не может быть принято, промах может быть оценен дисперсией случайной величины $y(t_k)$ в системе, находящейся под воздействием случайных процессов, имитирующих движение цели, шумы и неточность работы отдельных элементов. Учет ограниченности максимальной перегрузки, которую может создать ракета, производится добавлением в систему, описываемой уравнением (8), нелинейного элемента – рис. 3.

Нелинейный элемент заменяется эквивалентным, полученным по методу статистической линеаризации. Значение дисперсии промаха далее рассчитывается, используя метод ковариационного анализа. Входные сигналы формируются фильтром, на вход которого подается гауссовский белый шум с заданной спектральной плотностью.

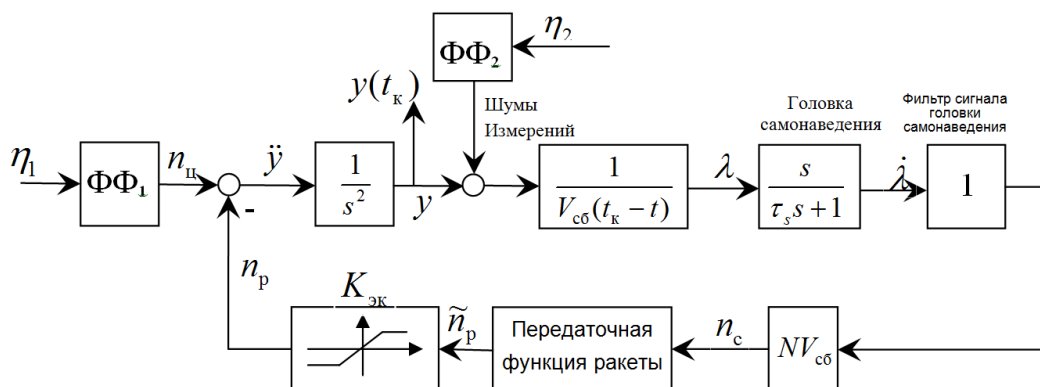


Рис. 3. Блок-схема линеаризованного варианта самонаведения по методу пропорциональной навигации с нелинейным звеном.

Динамика такой системы может быть описана следующим дифференциальным уравнением первого порядка в матричной форме:

$$\dot{x}(t) = A(t)x(t) + B(t)\eta(t); \quad x(0) = 0; \quad (11)$$

где $x(t)$ - вектор состояния системы; $A(t)$ - матрица динамических коэффициентов системы или матрица сноса; $B(t)$ - матрица диффузии; $\eta(t)$ - вектор белого шума с ковариационной матрицей $N_\eta = E[\eta(t)\eta^T(t)]$.

Матричное дифференциальное уравнение, описывающее изменение ковариационной матрицы вектора системы (2.14) записывается в виде [135]:

$$\dot{K}_x(t) = A(t)K_x(t) + K_x(t)A^T(t) + B(t)N_\eta B^T(t); \quad K_x(0) = 0; \quad (12)$$

где $K_x(t) = E[x(t)x^T(t)]$ – ковариационная матрица вектора состояния системы, у которой диагональные элементы представляют собой дисперсию элементов вектора состояния, при условии, что случайные процессы, под воздействием которых находится система, имеют нулевое математическое ожидание.

Для применения методов анализа линейных систем в нашем случае, когда ограничение максимального ускорения создаваемого ракетой представлено существенно нелинейным звеном и $n_p = K_{\text{эк}} \tilde{n}_p$; $K_{\text{эк}}$ определяется по методу статистической линеаризации и оценивается формулой

$$K_{\text{эк}} = \frac{1}{\sigma_{\tilde{n}_p} \sqrt{2\pi}} \int_{-n_p^{\text{max}}}^{n_p^{\text{max}}} e^{-x^2/(2\sigma_{\tilde{n}_p}^2)} dx, \quad (13)$$

где n_p^{max} – максимальная перегрузка, реализуемая ракетой.

Интегрируя уравнение (12) в рамках выбранного варианта ЛА с разными значениями коэффициентов усиления системы стабилизации ракеты по угловой скорости и по линейному ускорению, осуществляем минимизацию дисперсии промаха и для принятия решения при сравнении альтернатив ЗУР сравниваются приемлемые по значению дисперсии промаха варианты. В рамках данной концепции, промах определяет вероятность поражения и, следовательно, альтернативы оптимизируются по критерию, определяющему эффективность ЗУР как оружия.

Изложенная модель применяется для оценки промаха исследуемых альтернативных вариантов для двух целевых задач.

Целевая задача 1. Перехват малозаметной, маловысотной цели, для которой характерно небольшое время самонаведения.

Параметры цели: Высота полета - 10 м; Скорость - 750 м/с; Дальность пуска - 22,2 км (дальность прямой видимости); Дальность самонаведения - 3800 м; Дальность самонаведения для увеличенной ГСН - 5600 м; Маневр цели – «змейка» с перегрузкой 15 g и случайным временем начала маневра, равномерно распределенным по периоду самонаведения; эффект фэдинга цели учтен в системе добавлением белого шума в значение промаха со спектральной плотностью 1.5 м2/Гц.

Целевая задача 2. Перехват высотной цели, для которой заметно проявляется понижение маневренности ракеты вследствие уменьшения плотности воздуха.

Параметры цели: Высота полета - 10 км; Скорость - 750 м/с; Дальность пуска - 70 км; Дальность самонаведения - 6700 м; Дальность самонаведения для увеличенной ГСН - 10000 м. Маневр цели – пикирование/кабрирование с перегрузкой 15 g и случайным временем начала маневра, равномерно распределенным по периоду самонаведения; эффект фэдинга цели учтен в системе добавлением белого шума в значение промаха со спектральной плотностью 1.5 м2/Гц.

Максимальная располагаемая перегрузка всех рассматриваемых вариантов ракет составляет 50g. Постоянная времени головки самонаведения также одинакова для всех рассматриваемых случаев и $\tau_s = 0.001$.

В *третьей главе* сформулирована практическая методика и дан пример расчёта задачи выбора конкурентоспособного варианта ЗУР.

Предлагаемая методика включает в себя три составные части:

- технологию формирования альтернатив;
- аналитическую модель функционирования ЗУР на участке самонаведения;
- выбор конкурентоспособного варианта ракеты на основе функции ценности.

Запишем уравнение (11) в матричном виде для решения задачи 1 – уравнение (14) [6]. Для задачи 2 маневра цели «змейка» заменяется на маневр

«пикирование».

$$\begin{pmatrix} \dot{y} \\ \dot{y} \\ \dot{\tilde{n}}_p \\ \dot{\tilde{n}}_p \\ n_{ц} \\ \dot{n}_{ц} \\ \lambda \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & K_{эк} & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{kN}{T^2 \tau_s (t_k - t)} & 0 & -\frac{1}{T^2} & -\frac{2\xi}{T^2} & 0 & 0 & -\frac{kNV_{сб}}{T^2 \tau_s} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -\omega_T^2 & 0 & 0 \\ \frac{1}{V_{сб} \tau_s (t_k - t)} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -\frac{1}{\tau_s} \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} y \\ \dot{y} \\ \tilde{n}_p \\ \dot{\tilde{n}}_p \\ n_{ц} \\ \dot{n}_{ц} \\ \lambda \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ \frac{kNv}{T^2 \tau_s (t_k - t)} \\ 0 \\ \omega_T u \\ v \\ \frac{v}{V_{сб} \tau_s (t_k - t)} \end{pmatrix} \quad (14)$$

Матрица $F(t)$ дана в уравнении (14) в явном виде. Матрица

$Q(t) = E[u(t)u^T(t)]$ запишется как

$$Q(t) = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{(kN)^2 \Phi_{шум}}{(T^2 \tau_s (t_k - t))^2} & 0 & 0 & \frac{kN \Phi_{шум}}{V_{сб} T^2 (\tau_s (t_k - t))^2} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \omega_T^2 n_{ц_{мин}}^2 / t_k & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{kN \Phi_{шум}}{V_{сб} T^2 (\tau_s (t_k - t))^2} & 0 & 0 & \frac{\Phi_{шум}}{(V_{сб} \tau_s (t_k - t))^2} \end{pmatrix},$$

где $\Phi_{шум}$ интенсивность белого шума, имитирующего эффект фэдинга цели.

Интегрируя уравнение (12) в рамках выбранного варианта ЛА (табл. 1) с разными значениями $k_{дус}$ и $k_{длу}$ (коэффициенты усиления системы стабилизации ракеты по угловой скорости и по линейному ускорению), минимизируем дисперсию промаха и для принятия решения при сравнении альтернатив ЗУР сравниваем оптимальные по промаху конструкции. Поскольку, как уже указывалось, промах определяет вероятность поражения, альтернативы оптимизируются по критерию, определяющему эффективность

ЗУР как оружия.

Исходные данные

Табл. 1

	R_0	$R_{ДПУ}$	$R_{БЧ}$	$R_{ГСН}$	$R_{ГБ}$	R_T
Стартовая масса (кг)	401	444	443	414	443.6	444.3
Масса БЧ (кг)	30	30	75	30	62	30
Масса ДПУ (кг)		44.5				
Масса топлива (кг)	216	216	216	216	216	254
Масса ГСН (кг)	15	15	15	23	23	15
Диаметр антенны (м)	0.17	0,17	0.17	0.255	0.255	0.17
Диаметр корпуса ракеты (м)	0.275	0.275	0.275	0.275	0.275	0.275
Длина (м)	4.60	4.75	4.95	5.17	5.29	5.14

В таблице 1 даны следующие обозначения вариантов обликов ЗУР:

R_0 – базовый вариант ЗУР минимальной массы;

$R_{ДПУ}$ – вариант ЗУР с двигателем поперечного управления;

$R_{БЧ}$ – вариант облика с увеличенной массой боевой части;

$R_{ГСН}$ – ЗУР с увеличенной дальностью захвата цели головкой самонаведения;

$R_{ГБ}$ – ракета с увеличенной дальностью захвата цели и увеличенной массой боевой части;

R_T – ракета с увеличенной массой топлива.

Поражение воздушной цели состоит из двух случайных событий, происходящих последовательно во времени. Первое – подрыв БЧ ракеты происходит именно в данной точке пространства при промахе R . Второе случайное событие заключается в том, что подрыв БЧ при промахе R приведет к поражению цели. Вероятность этого события определяется условным законом поражения цели. При круговом распределении ошибок наведения и управления условный закон поражения цели приближенно описывается зависимостью

$$P_{\text{пор}}(R) = e^{-0.5\left(\frac{R}{R_0}\right)^2}. \quad (15)$$

Величина $P_{\text{пор}}(R)$ определяет вероятность поражения цели при промахе, равном R и является, таким образом, случайной величиной, зависящей от случайного значения промаха.

R_0 – промах, при котором вероятность поражения цели равна 0.606.

Имея дисперсию промаха, вероятность подрыва БЧ ракеты в данной точке определяется соотношением

$$P(R) = \frac{1}{\sigma_{y(t_k)} \sqrt{2\pi}} e^{-0.5\left(\frac{R}{\sigma_{y(t_k)}}\right)^2} dR. \quad (16)$$

При этом вероятность поражение цели для рассматриваемого плоского случая будет:

$$W(R) = \int_{-\infty}^{+\infty} \frac{1}{\sigma_{y(t_k)} \sqrt{2\pi}} e^{-0.5\left(\frac{R}{\sigma_{y(t_k)}}\right)^2} e^{-0.5\left(\frac{R}{R_0}\right)^2} dR. \quad (17)$$

Расчёт вероятности поражения ЗУР, оснащенной ДПУ производится из предположения, что система включения ДПУ работает идеально и момент включения выбирается из условия минимизации промаха в момент времени встречи с целью. Для расчёта принята тяга ДПУ 40000 Н и двигатель выходит на эту тягу мгновенно и работает 0.6 с. Такой двигатель позволяет выбрать промах 28.5 м для варианта конструкции, приведенной в примере. Если конечный промах ракеты больше 28.5м, то вероятность поражения определяется разностью этих величин.

Результаты реализации задачи №1.
Табл. 2

	R_0	$R_{\text{ДПУ}}$	$R_{\text{БЧ}}$	$R_{\text{ГСН}}$	$R_{\text{ГБ}}$	R_{T}
Время самонаведения (с)	1.6	1.66	1.66	2.65	2.75	1.55
Дисперсия промаха (линеаризов. модель, ковариационный анализ) (м)	17.57	14.83 Без учета ДПУ	16.98	12.74	12.56	15.66
R606 (м)	7.9	7.9	12.6	7.9	11.9	7.9
Скорость полёта на момент начала самонаведения (м/с)	1611	1548	1551	1389	1345	1702
Время перехвата (с)	14.5	14.9	14.9	14.7	15.0	14.1
Вероятность поражения цели	0.41	0.95	0.59	0.52	0.68	0.45
Наклонная дальность (км)	11349	10982	10987	11152	10937	11614
Средняя скорость полёта (м/с)	782	732	733	755	726	821

Результаты реализации задачи №2.
Табл. 3

	R_0	$R_{\text{ДПУ}}$	$R_{\text{БЧ}}$	$R_{\text{ГСН}}$	$R_{\text{ГБ}}$	R_{T}
Время самонаведения (с)	4.65	4.74	4.74	6.85	6.99	4.28
Дисперсия промаха (линеаризов. модель, ковариационный анализ) (м)	13.51	12.67 Без учета ДПУ	13.74	13.83	14.49	15.55
R606 (м)	7.9	7.9	12.6	7.9	11.9	7.9
Скорость полёта на момент начала самонаведения (м/с)	708	679	676	727	697	835
Время перехвата (с)	43.52	45.4	45.51	44.3	45.7	40.91
Вероятность поражения цели	0.50	0.97	0.67	0.49	0.63	0.45
Наклонная дальность (км)	38597	37185	37160	38009	37014	40478
Средняя скорость полета (м/с)	886	817	816	857	810	988.4

Выбор конкурентоспособного варианта – третья составляющая методики. Эту процедуру иллюстрирует схема на рис 4., отражающая алгоритм решения задачи [4].

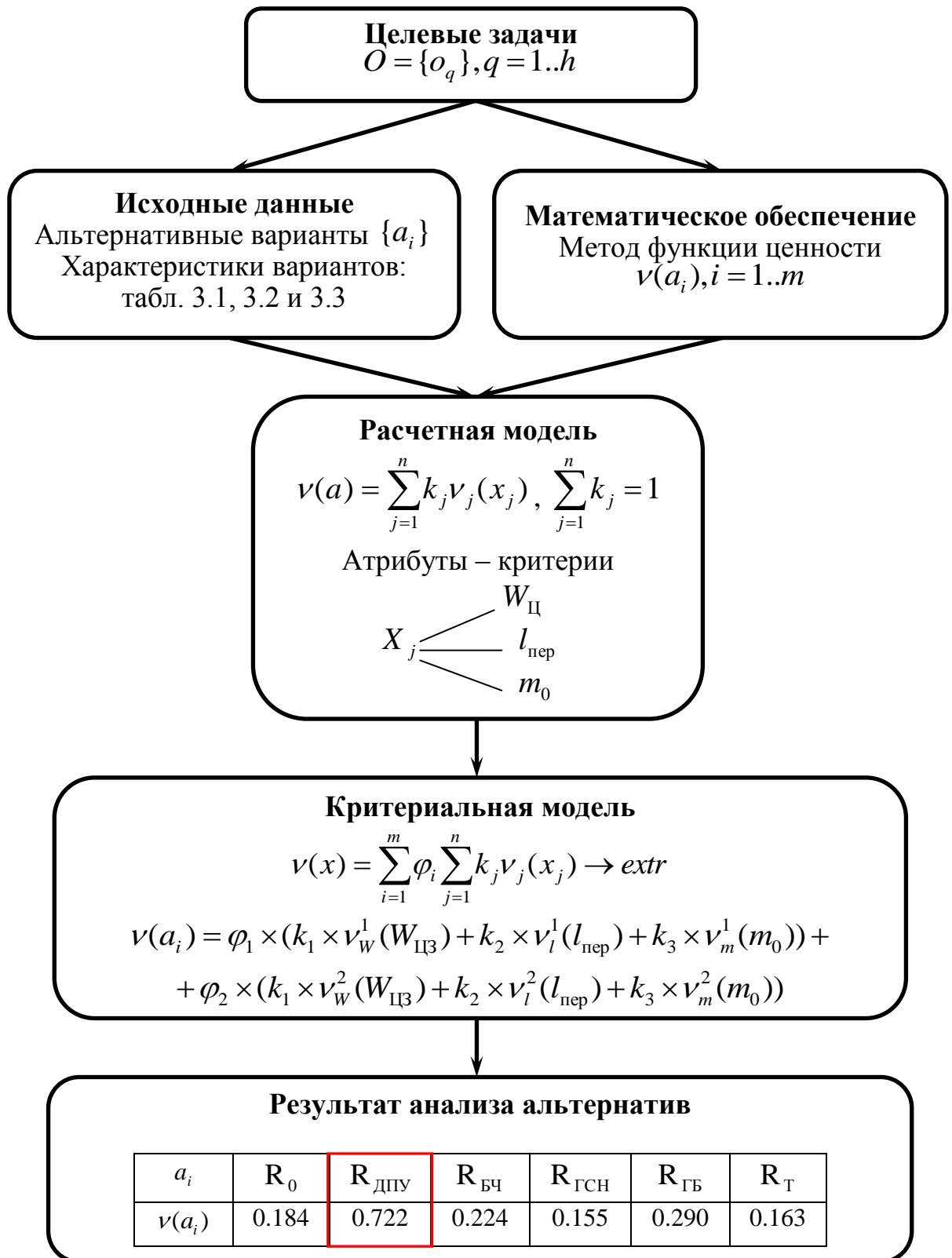


Рис 4. Алгоритм решения задачи принятия решения

В предлагаемой методике полезность ЗУР представлена аддитивной функцией ценности (5). Аддитивность обосновывается результатами, полученными в теории полезности для функции ценности. В рассматриваемой задаче выбрано три критерия $X_j, j = 1..3$:

- вероятность поражения цели ($W_{Ц}$);
- дальность перехвата ($l_{пер}$);
- стартовая масса (m_0).

Функции ценности одного аргумента $v_j(x_j)$ для каждого критерия X_j , которые описывают перевод значений критерия x_j в величину ценности этого значения для ЛПР, считаются заданными. Значения критериев как аргументов функции ценности получены моделированием перехвата цели каждым из вариантов ракеты для двух типовых задач применения (таблицы 4 и 5).

Задача 1

Табл. 4

	R_0	$R_{ДПУ}$	$R_{БЧ}$	$R_{ГСН}$	$R_{ГБ}$	R_T
$W_{Ц}$	0.41	0.95	0.59	0.52	0.68	0.45
$l_{пер}, М$	11349	10982	10987	11152	10937	11614
$m_0, КГ$	401	444	443	414	443.6	444.3

Задача 2

Табл. 5

	R_0	$R_{ДПУ}$	$R_{БЧ}$	$R_{ГСН}$	$R_{ГБ}$	R_T
$W_{Ц}$	0.50	0.97	0.67	0.49	0.63	0.45
$l_{пер}, М$	38597	37185	37160	38009	37014	40478
$m_0, КГ$	401	444	443	414	443.6	444.3

Функция (5) дает числовую характеристику, определяющую степень пригодности взятого вариантов конструкции с точки зрения ЛПР для выполнения задачи, в интересах которой решается задача принятия решения.

Шкалирующие коэффициенты k_j функции ценности $v_j(x_j)$ определяют вклад каждого критерия в оценку альтернативы. Их оценка была

произведена путем экспертного парного сравнения значимости характеристик, как предложено в методе анализа иерархий (МАИ). Также предполагается, что значимость критериев не зависит от условий применения ракеты - в таблице 6.

Таблица 6

	$W_{ЦЗ}$	$l_{пер}, М$	$m_0, КГ$
k_j	0.73	0.19	0.08

Далее, подставляя значения критериев в функции ценности и используя табл. 7, получаем значения ценностей для рассматриваемых альтернатив двух вариантов применения (табл. 7).

Таблица 7

	R_0	$R_{дпу}$	$R_{бч}$	$R_{гсч}$	$R_{гб}$	R_T
Задача 1	0.19	0.73	0.20	0.17	0.33	0.15
Задача 2	0.19	0.71	0.27	0.12	0.20	0.20

Положим, что в результате моделирования системы более высокого уровня или в результате экспертной оценки было определено, что вероятность появления целей, подобных описываемых в условиях задач составляет 0.7 и 0.3 для задачи 1 и 2 соответственно.

Теперь для каждой альтернативы можно посчитать полезность по формуле

$$v(a_i) = 0.7 \times (0.73 \times v_w^1(W_{ЦЗ}) + 0.19 \times v_l^1(l_{пер}) + 0.08 \times v_m^1(m_0)) + 0.3 \times (0.73 \times v_w^2(W_{ЦЗ}) + 0.19 \times v_l^2(l_{пер}) + 0.08 \times v_m^2(m_0)) \quad (18)$$

Результаты расчета сведены в таблицу 8.

Таблица 8

a_i	R_0	$R_{дпу}$	$R_{бч}$	$R_{гсч}$	$R_{гб}$	R_T
$v(a_i)$	0.184	0.722	0.224	0.155	0.290	0.163

Вариант $R_{\text{дпу}}$ превосходит все другие альтернативы. Заметим, что данная методика нахождения полезности вариантов обликового проектирования позволяет определить степень превосходства одной ракеты над другой. Это особенно полезно при анализе требуемых инвестиций для реализации того или иного варианта конструкции. Таким образом, возможно получить некоторую новую ранжировку альтернатив по параметру количества полезности на единицу затраченных средств. Изложенный подход справедлив, если рассматривается сравнительно малый горизонт времени, т. к. расчет требуемых инвестиций для производства нового изделия базируется на текущем уровне цен на материалы, комплектующих и оборудование, определяющих технологический уровень изготавливаемого изделия и возможности использования инновационных конструкторских решений, а также на текущем понимании рисков, связанных с освоением новой продукции. С учетом фактора значительного времени, требуемого на разработку и постановку на производство новых ЗУР, целесообразно рассматривать стоимость как ограничительный фактор, а в качестве задачи, в интересах которой происходит принятие решения, должны быть рассмотрены проблемы, которые могут возникнуть перед системой более высокого уровня в будущем на основе прогнозов и мнений специалистов. Таким образом, значительные вложения сегодняшнего дня в новое качество изделия приведут к решению задач, которые только обозначились, но с большой вероятностью возникнут в будущем.

Применение результатов теории полезности для аналитического сравнения альтернатив имеет ряд преимуществ по сравнению с широко известным методом «стоимость-эффективность». В слабоструктурированных задачах, к которым, как отмечалось, относится задача обликового проектирования, большое значение имеют качественные понятия, опыт проектировщиков и лиц, принимающих решение. При построении математических моделей эффективности и стоимости приходится заменять качественные переменные на некоторые числовые индикаторы – измеримые

количественные переменные и на их базе строить псевдообъективные модели. Применение функции ценности позволяет включить в процесс выбора лучшей альтернативы большое число разнородных критериев и в результате получать суждения приближенные к реальному миру в большей степени.

3. Основные выводы и результаты

1. Предложена содержательная основа понятия «проектная конкурентоспособность» продукции ОПК РФ в виде совокупности ее свойств, важнейшие из которых:

- * потребительская полезность (спектр характеристик, определяющих выполнение целевых задач);

- * экономические характеристики (цена, затраты на эксплуатацию и утилизацию);

- * неценовые характеристики (условия купли-продажи, условия сервиса, реклама, имидж).

2. В интересах обеспечения конкурентоспособности создаваемых ЗУР предложена оригинальная методика обlikового проектирования зенитных управляемых ракет, использующая функцию ценности ЗУР как современного высокоточного оружия. Методика состоит из трех этапов.

- * Этап формирования конкурентных преимуществ альтернативных вариантов предварительных обlikов ЗУР. Эти варианты, выступая в качестве системообразующих элементов, формируют поле возможных решений.

- * Расчет целевых критериев функционирования для оценки соответствия результатов функционирования требованиям целевой задачи.

- * Выбора конкурентоспособного варианта ЗУР (из числа альтернативных) на основе применения теории полезности.

Предложенная методика отражает современную общественно-экономическую формацию, центром которой являются рыночные отношения производителя и потребителя новой техники.

3. Для оценки технико-экономических возможностей новой техники предложено использовать метод многопараметрических функций ценности. При этом одновременно обеспечивается решение задачи о выборе рационального варианта из среды альтернативных проектных решений. Метод может быть применен в автоматических системах принятия решения, поскольку не имеет ограничения, характерного для широко распространенного метода анализа иерархий, позволяющего ранжировать только заранее известный набор альтернатив. Новый подход дает возможность вырабатывать суждения «на лету», как только становятся известны значения критериев оценки вариантов.

4. В качестве рабочего инструмента оценки эффективности ЗУР предложено использовать метод ковариационного анализа.

5. Для оценки полезности ЗУР предложена многофакторная модель, отражающая три критерия ЗУР: целевую эффективность, дальность перехвата и начальную массу. Модель позволяет оценить большое количество альтернатив со значительным числом критериев и обосновать выбор проекта на стадии обличового проектирования, который должен стать основой для дальнейших разработок.

Публикации автора по теме диссертации

1. Голубев С. И. Рыночные характеристики летательного аппарата оборонно-промышленного комплекса Вестник московского авиационного института 2013, т. 20 №1. С. 220-227

2. Голубев С. И. Особенности рыночной среды оборонно-промышленного комплекса Российской Федерации для производителей летательных аппаратов. Вестник московского авиационного института 2013, т. 20 №3. С. 220-228

3. Голубев С. И. Strategic Options for Russian Manufactures of Outdoor Power Equipment in the Medium - Long Term Perspective. (англ. яз.)
Квалификационная работа MBA, Grenoble Graduate School of Business –

GGSB (Гренобль, Франция) и Российская Академия Народного Хозяйства и Государственной Службы при Президенте РФ, 2011.

4. Голубев С. И. Принятие решений с использованием функций ценности при обликовом проектировании беспилотных летательных аппаратов. Вестник московского авиационного института 2013, т. 20 №4. С. 27-35

5. Голубев С. И. Методология формирования предварительного облика летательного аппарата оборонно-промышленного комплекса в современных рыночных условиях. "Авиация и космонавтика-2013", 12-я Международная конференция, Москва, МАИ, 12-15 ноября 2013 г.: тезисы докладов. - Санкт-Петербург: Мастерская печати, 2013. С. 534-536.

6. Голубев С. И. Расчёт вероятности поражения цели зенитной управляемой ракетой с использованием метода ковариационного анализа. Вопросы технических наук: новые подходы в решении актуальных проблем / Сборник научных трудов по итогам международной научно-практической конференции. Казань, ИЦРОН 2014. С. 15-20.