

**Министерство науки и высшего образования Российской Федерации**  
Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение  
высшего образования «Московский авиационный институт  
(национальный исследовательский университет)»

На правах рукописи



Ляпин Никита Александрович

**РАЗРАБОТКА И ИССЛЕДОВАНИЕ АЛГОРИТМА  
ГАРАНТИРУЮЩЕГО УПРАВЛЕНИЯ ТРАЕКТОРИЕЙ  
БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА ОСНОВЕ  
ИГРОВОГО ПОДХОДА**

Специальность

05.13.01 «Системный анализ, управление и обработка информации  
(авиационная и ракетно-космическая техника)»

Диссертация на соискание ученой степени  
кандидата технических наук

Научный руководитель:  
Доктор технических наук, профессор  
Евдокименков Вениамин Николаевич

Москва – 2021 год

## Оглавление

ВВЕДЕНИЕ.....	4
Глава 1. Обзор современного состояния исследований в области разработки беспилотных летательных аппаратов.....	10
1.1 Современное состояние развития боевых беспилотных летательных аппаратов.....	12
1.1.1. Вклад РФ в разработку БЛА.....	14
1.1.2. Вклад США в разработку БЛА.....	16
1.2. Существующие проекты в области создания беспилотных перехватчиков.....	19
1.3. Современное состояние исследований в области разработки методов и алгоритмов управления беспилотных летательных аппаратов.....	24
Глава 2. Синтез гарантирующего алгоритма управления траекторией движения БЛА-перехватчика в процессе боевого маневрирования.....	33
2.1 Техническая постановка задачи.....	33
2.2. Математическая постановка задачи.....	36
2.3. Синтез управления траекторией БЛА-перехватчика на основе решения игровой задачи при заданной продолжительности процесса сближения ...	47
2.4. Исследование условий существования седловой точки в задаче гарантирующего управления траекторией БЛА-перехватчика в ситуации, когда продолжительность процесса сближения не задана.....	50
2.5. Результаты моделирования процесса гарантирующего управления траекторией БЛА траекторией БЛА.....	59
2.6. Оценка влияния авиационных средств поражения на эффективность разработанного алгоритма.....	70

Глава 3. Минимаксная оптимизация маневров преследования противника в условиях ближнего воздушного боя .....	80
3.1. Математическая постановка задачи синтеза гарантирующего управления траекторией БЛА в процессе преследования воздушной цели	84
3.2. Синтез гарантирующего управления траекторией БЛА-перехватчика в процессе преследования воздушной цели. ....	87
3.3. Исследование влияния маневренных возможностей истребителя на достижение позиционного преимущества в ближнем воздушном бою .....	89
Глава 4. Исследование маневров уклонения беспилотного летательного аппарата от атаки воздушного противника на основе игрового подхода .....	95
4.1. Математическая постановка задачи синтеза гарантирующего управления траекторией уклонения БЛА от атаки воздушного противника .....	96
4.2. Синтез гарантирующего управления траекторией БЛА на этапе уклонения от воздушного противника.....	98
4.3. Оценка позиционного преимущества, приобретаемого атакуемым БЛА .....	100
ЗАКЛЮЧЕНИЕ .....	105
Библиографический список.....	107

## ВВЕДЕНИЕ

**Актуальность работы и степень разработанности темы.** Современный этап развития беспилотных летательных аппаратов (БЛА) предполагает их активное использование для решения разнообразных целевых задач. Доля БЛА в структуре производства авиационных фирм постоянно растет, появляется большое количество разработчиков и производителей БЛА, занимающихся исключительно беспилотными аппаратами и системами.

Среди БЛА, ориентированных на выполнение оборонных задач, в настоящее время наибольшее распространение получили комплексы с БЛА, решающие задачи обнаружения и нанесения ударов по наземным объектам. Поэтому, разработка беспилотных истребителей, которые ориентированы на задачи перехвата является одним из главных направлений развития беспилотных авиационных систем.

Однако, возможность использования беспилотных летательных аппаратов в интересах противовоздушной обороны пока ограничена отдельными проектами создания беспилотных истребителей, способных обеспечить перехват слабо маневренных целей. Перспективы использования беспилотных истребителей в условиях воздушного боя ограничены прежде всего сложностью бортовых алгоритмов, способных реагировать на возникающее в типовом воздушном бою изменения обстановки с необходимой скоростью, точностью и адекватностью.

Активные разработки беспилотных перехватчиков в настоящее время ведутся во многих мировых державах. Первое испытание, в котором новый БЛА выступал против двух истребителей-бомбардировщиков F4 «Фантом» авиации ВМС США, состоялось 10 мая 1971 года в районе острова Санта-Каталина у побережья Калифорнии. БЛА был вооружен управляемой ракетой (УР) с тепловой головкой самонаведения (ГСН) и УР с радиолокационной

ГСН. Проведенные испытания подтвердили эффективность использования БЛА, как средства перехвата воздушных целей

Другой вариант беспилотного истребителя – это создаваемый на средства Агентства по перспективным оборонным разработкам (DARPA) аппарат «Перегрин UAV Киллер» (Peregrine UAV Killer). Задачей подобного БЛА является поиск и уничтожение БЛА противника при патрулировании обозначенного района.

В России также активно ведутся работы в области создания беспилотных истребителей, подтверждением чему служат многочисленные работы в данной предметной области.

Однако, несмотря на значительный интерес к проектам создания беспилотных самолетов-истребителей, их реализация осложняется в основном сложностью бортовых алгоритмов управления, способных мгновенно оценивать текущую полетную ситуацию и вырабатывать решения, обеспечивающие позиционное преимущество БЛА-перехватчика в воздушном бою с точки зрения последующего применения авиационных средств поражения (АСП).

**Целью настоящей работы** является расширение боевых возможностей беспилотной авиации за счет реализации функции перехвата воздушных целей на основе разработки алгоритма гарантирующего управления траекторией БЛА-перехватчика на этапе вывода в район применения авиационных средств поражения.

Сформулированная цель определяет необходимость постановки и решения актуальной **научной задачи** разработки алгоритма автоматического управления траекторией БЛА-перехватчика, обеспечивающего достижение этой цели с учетом ограничений, накладываемых на управление, и возмущений, воздействующих на БЛА.

В соответствии с поставленной задачей проводились исследования по следующим **направлениям**:

- анализ существующих проектов в области создания беспилотных перехватчиков, а также состояние исследований в области разработки методов и алгоритмов управления БЛА,
- постановка научной задачи синтеза гарантирующего алгоритма управления траекторией движения БЛА-перехватчика в процессе боевого маневрирования,
- разработка математической модели рассматриваемого алгоритма,
- разработка программного комплекса имитационного моделирования, обеспечивающего реализацию алгоритма гарантирующего управления траекторией БЛА-перехватчика,
- имитационное моделирование полученного алгоритма с учетом ограничений на вектор управления,
- анализ результатов имитационного моделирования и формирование рекомендаций для бортовой реализации разработанного алгоритма.

**Объектом исследований** является БЛА, ориентированный на задачи перехвата воздушных целей.

**Предмет исследований** – алгоритм гарантирующего управления траекторией БЛА-перехватчика на этапе вывода в район применения авиационных средств поражения (АСП).

**Основным методом исследования** является решение игровой задачи для класса линейных систем, оптимизируемых по квадратичному критерию, а также имитационное моделирование полученного алгоритма с учетом ограничений на вектор управления на основе использования разработанного программного комплекса.

### **Основные положения, выносимые на защиту:**

- алгоритм гарантирующего управления траекторией БЛА-перехватчика на основе решения игровой задачи при заданной продолжительности процесса сближения, обеспечивающий тактическое преимущество БЛА-перехватчика в условиях воздушной дуэли.
- метод определения расчетной продолжительности процесса сближения противников из условия существования седловой точки в игровой задаче.
- алгоритм гарантирующего управления траекторией БЛА-перехватчика на основе решения игровой задачи для ситуации, когда продолжительность процесса сближения не задана и определяется на борту БЛА исходя из минимальной и максимальной продолжительности процесса маневрирования игроков,
- алгоритм управления траекторией движения БЛА, обеспечивающий его уклонение от атаки воздушного противника,
- алгоритм управления траекторией движения БЛА, обеспечивающий реализацию маневра преследования воздушного противника.
- результаты исследований, отражающие влияние основных маневренных характеристик БЛА-перехватчика («приемистость», «скороподъемность», «поворотливость») на достижение позиционного преимущества в условиях воздушной дуэли, а также при выполнении маневров уклонения от атаки воздушного противника и его преследования.

**Научная новизна** полученных в диссертационной работе результатов заключается в следующем:

- метод решения задачи гарантирующего управления траекторией БЛА-перехватчика в операции перехвата воздушной цели в случае, когда продолжительность процесса боевого маневрирования не задана и рассчитывается из условия существования седловой точки в игровой задаче. Предложенное решение основано на описании конфликтующих самолетов в

пространстве относительных нормированных координат. Подобное представление позволило использовать известную структуру гарантирующего управления для класса линейных динамических систем, оптимизируемых по квадратичному критерию.

- результаты комплексного исследования совместного влияния характеристик применяемых авиационных средств поражения и основных маневренных характеристик БЛА-перехватчика на достигаемое позиционное преимущество в условиях воздушной дуэли, а также в задачах «преследования – уклонения».

**Обоснованность результатов** проведенных диссертационных исследований подтверждается:

- непротиворечивостью результатов, которые были получены в результате имитационного моделирования, известным результатам, представленным в существующих исследовательских работах,
- обширным и содержательным анализом предшествующих работ в исследуемой области,
- достаточной апробацией материалов диссертации на научно-технических конференциях и в опубликованных работах.

**Степень достоверности результатов** проведенных диссертационных исследований подтверждается:

- использованием корректных имитационных и математических моделей,
- правильным применением методов исследования и результатами имитационного моделирования.

**Научная значимость работы** состоит в совершенствовании алгоритмов управления траекторией БЛА-перехватчика в операции перехвата воздушной цели на основе известной структуры гарантирующего управления для класса линейных систем, оптимизируемых по квадратичному критерию.

**Практическая значимость** результатов работы состоит в том, что полученный алгоритм гарантирующего управления траекторией БЛА в операции перехвата воздушной цели позволяет увеличить позиционное преимущество БЛА с точки зрения последующего использования АСП.

**Результаты работы** докладывались на научно-технических конференциях различного уровня: 15-я Международная конференция «Авиация и космонавтика» (г. Москва, 2016), Гагаринские чтения – 2017: XLIII Международная молодежная научная конференция (г. Москва, 2017), XXII международная конференция «Системный анализ, управление и навигация» (г. Евпатория, 2017), 16-я Международная конференция «Авиация и космонавтика» (г. Москва, 2017), XLIV Международная молодёжная научная конференция. «Гагаринские чтения – 2018» (г. Москва, 2018), 10-й Всероссийский межотраслевой молодежный конкурс научно-технических работ и проектов «Молодежь и будущее авиации и космонавтики» (г. Москва, 2018), XII Мультиконференция по проблемам управления (г. Ростов-на-Дону, 2019), 18-я Международная конференция «Авиация и космонавтика» (г. Москва, 2019).

**Основные положения** диссертационной работы представлены в 5 статьях [1-5], в том числе в 3 статьях [1-3], опубликованных в изданиях, рекомендованных ВАК Минобрнауки России, и в сборниках тезисов докладов 8 конференций [6-13].

**Работа** состоит из введения, четырех глав и заключения.

**Структура работы:** 114 страниц основного текста, включая 22 рисунка, 10 таблиц, 47 формул и 59 наименований литературных источников.

## Глава 1. Обзор современного состояния исследований в области разработки беспилотных летательных аппаратов.

За последние 20-25 лет происшедшие в мире геополитические изменения, которые пришли на смену взаимному сдерживанию с помощью ядерного устрашения и ракетно-космического противостояния путём создания национальных ПРО, а также прогресс в области новейших гражданских и военных технологий, включая информационные технологии, вызвали известную динамику как методов ведения военных действий, так используемых при этом боевых средств.

Динамика методов ведения военных действий связана в значительной степени с реализацией идеи создания единой информационной, управляющей и ударной среды, которая простирается от поверхности земли до космического пространства и которая доступна военным потребителям различного уровня: от стратегического уровня (армия, театр военных действий (ТВД)) до тактического уровня (взвод, группа солдат, отдельные солдаты) [14].

Что касается боевых средств, то здесь следует отметить всё возрастающую роль робототехнических систем наземного, подводного и воздушного боевого применения, для которых характерен высокий уровень интеллектуализации борта. Данная глава посвящена робототехническим системам воздушного боевого применения – беспилотным летательным аппаратам (БЛА) – и их эволюции.

Согласно классификации организации UVS International БЛА делятся на тактические БЛА с подуровнями по дальности и высотности действия, стратегические и специальные БЛА. Эта классификация представлена в таблице 1.1 [15].

Таблица 1.1. Классификация БЛА

	<b>Тип БЛА</b>	<b>Дальность, км</b>	<b>Масса, кг</b>
<i>A.</i>	<i>ТАКТИЧЕСКИЕ</i>		
1.	Нано-БЛА(Nano)	<1	0,025
2.	Микро-БЛА( $\mu$ )	$\leq 10$	$\leq 5$
3.	Мини-БЛА( Mini)	$\leq 10$	<20
4.	БЛА ближнего радиуса действия((CR) Close Range)	10-30	25-150
5.	БЛА малого радиуса действия((SR)Short Range)	30-70	50-250
6.	БЛА среднего радиуса действия((MR)Medium Range)	70-200	150-500
7.	БЛА среднего радиуса действия и средней продолжительности полёта((MRE), Medium Range and Endurance)	>500	500 -1500
8.	Маловысотные БЛА глубокого проникновения((LADP) Low Altitude Deep Penetration)	>250	250-2500
9.	Маловысотные БЛА большой продолжительности полёта((LALE) Low Altitude Long Endurance)	>500	15-25
10.	Средневысотные БЛА большой продолжительности полёта((MALE) Medium Altitude Long Endurance)	>500	1000-1500
<i>Б.</i>	<i>СТРАТЕГИЧЕСКИЕ</i>		
	Высотные БЛА большой продолжительности полёта((HALE) High Altitude Long Endurance)	>2000	2500-5000
<i>В.</i>	<i>СПЕЦИАЛЬНЫЕ</i>		
	Боевые БЛА((UCAV)Unmanned Combat Aerial Vehicle)	~1500	>1000
	Ударные БЛА((LETH) Lethal)		
	БЛА – ложные цели ((DEC)Decoy)		
	Стратосферные БЛА(STRATO)		

## 1.1 Современное состояние развития боевых беспилотных летательных аппаратов.

Военное дело и военная наука постоянно изменяются, подстраиваясь под изменяющиеся условия военно-политической обстановки и концепции применения вооруженной силы. Тем не менее, со временем случаются такие случаи, когда необходимо применять термин «революция в военном деле». В настоящее время самой актуальной из таковых является революция большого роста объема задач и их решения. Такие задачи сегодня решаются с помощью робототехнических или других образцов военной техники и вооружения

Дальше всего здесь, безусловно, продвинулись беспилотные летательные аппараты. В настоящее время только 14 стран, которые эксплуатируют БЛА, осуществляют разработку 76 типов БЛА, которые предназначены для решения задач в интересах органов безопасности и правопорядка, а также для военных ведомств. При этом, БЛА стали активно вытеснять пилотируемые летательные аппараты (ЛА), особенно в тех сферах, где человеческий фактор играет существенную роль в снижении боевого потенциала комплекса вооружения или эффективности его применения [16].

На начальных этапах развития, БЛА решали преимущественно разведывательные задачи. После того, как разведывательные БЛА были созданы во всех весовых категориях, разработчики приступили к расширению круга задач, которые способны решать БЛА. В частности, появились «беспилотники» для радиоэлектронного противодействия, БЛА поддержки операций по «боевому поиску и спасению», БЛА-ретрансляторы.

Дальнейшими действиями для развития БЛА военного назначения явилось создание комплексов с БЛА, способных нести различное стрелковое и ракетно-бомбовое вооружение, которое позволяет наносить огневые удары по противнику

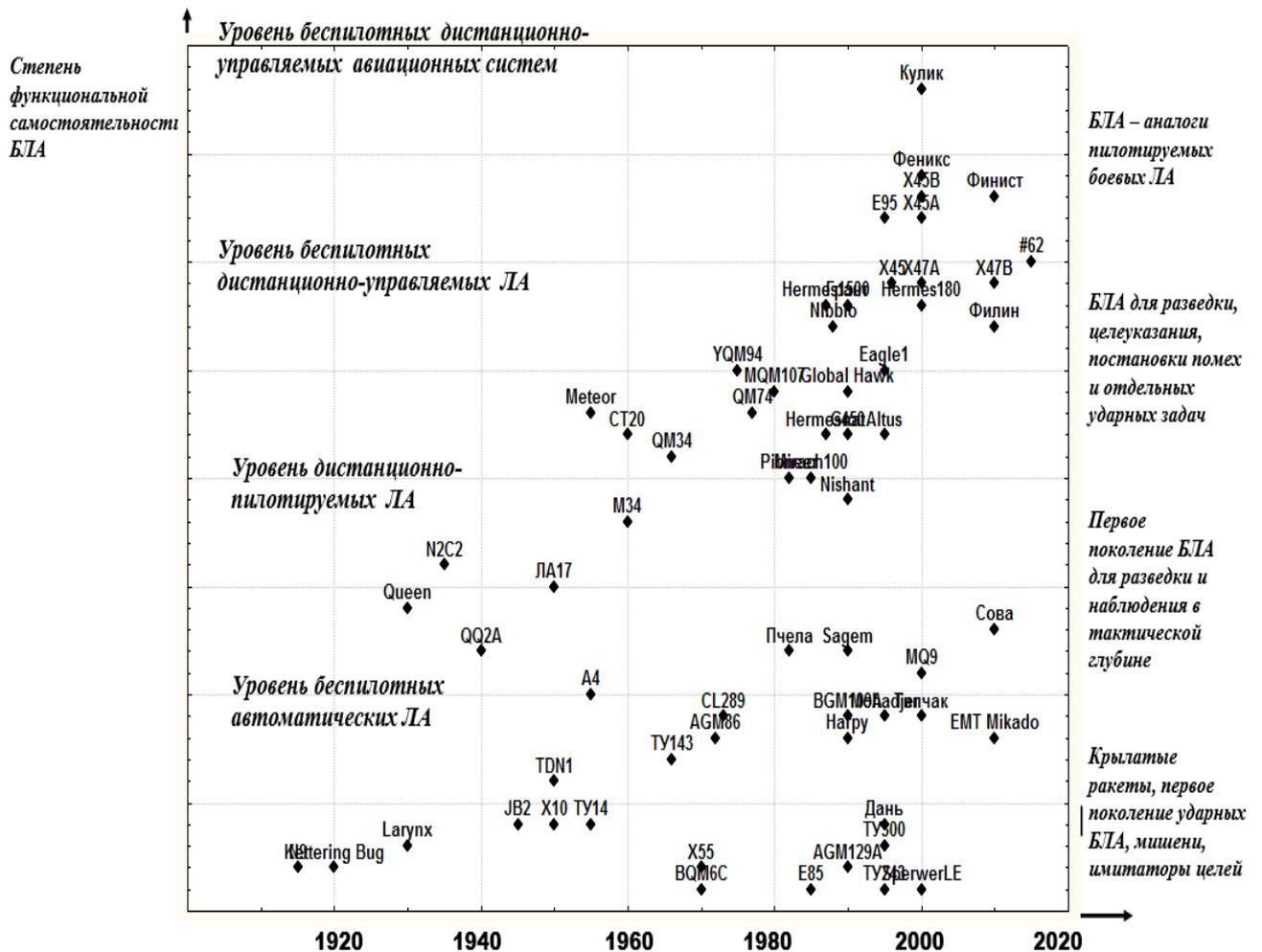


Рис. 1.1. Динамика развития авиационных беспилотных систем

В настоящее время общемировой тенденцией является активное использование беспилотных летательных аппаратов для решения разнообразных целевых задач. Доля БЛА в структуре производства авиационных фирм постоянно растет, появляется большое количество разработчиков и производителей БЛА, занимающихся исключительно беспилотными аппаратами и системами.

На рис. 1.1 представлена динамика развития авиационных беспилотных систем, начиная с 20-х годов 20 столетия до современного периода. БЛА на этой диаграмме сгруппированы по степени расширения их функциональной самостоятельности. Из рис. 1.1 видно, что функциональные возможности современных БЛА сопоставимы с возможностями пилотируемых ЛА, что

делает возможным их использование для решения разнообразных целевых задач, в том числе, для задач перехвата воздушных целей. Кроме того, важным качеством БЛА является отсутствие экипажа, что позволяет совершать маневры с перегрузками недопустимыми пилотируемым ЛА. Последнее особенно важно в условиях воздушного боя.

Рассмотрим современное состояние боевой беспилотной авиации РФ и США.

### 1.1.1. Вклад РФ в разработку БЛА.

В настоящее время на вооружении Военно-воздушных сил имеются различные беспилотные комплексы первого поколения, решающие только разведывательные задачи в тактической и оперативной глубине. За время их эксплуатации в ВВС накоплен большой опыт, позволяющий сделать следующий шаг. В процессе перехода Военно-воздушных сил к новому облику запланирован ряд интенсивных мероприятий по созданию качественно новой беспилотной авиационной техники, которая начнет поступать в войска с 2011 года и будет способна решать не только разведывательные, но и целый ряд других боевых задач, выполняемых в настоящее время пилотируемой армейской, фронтовой и Дальней авиацией [17].

В таблице 1.2 приведён основной качественный состав современной российской беспилотной авиации, представленный по возрастанию взлётной массы восемью классами.

*Таблица 1.2 Состав БЛА РФ*

№ п.п.	Класс	Состав	Взлётная масса, кг	Дальность действия, км
1	Мини- и микро-БЛА ближнего радиуса действия	«БРАТ», «Гамаюн-3», Инспектор 101, Инспектор-201, Инспектор 301, «Иркут-2М», «Истра-10», «Локоп», Т23, Т25, «Элерон», «Элерон-3», ZALA 421-08, ZALA 421-11, ZALA 421-12	До 5	До 25...40
2	Лёгкие БЛА малого радиуса действия	БЛА-05, БЛА-07, БЛА-08, «Гамаюн-10», «ГрАНТ», «Иркут-10», Т92 «Лотос», Т10, Т21, Т24, Т90(Т90-11), «Типчак», «Элерон-10», ZALA 421-04	От 5 до 50	10...70

3	Лёгкие БЛА среднего радиуса действия	«Дозор -2», «Дозор -4», «Пчела», Т92М «Чибис», ZALA 421-09	50...100	70...150(250)
4	Средние БЛА	«Беркут», «Бином», E22M «Берга», «Иркут-200», «ЛА-225 «Комар», М850 «Астра», Т04	100...300	150...1000
5	Средние-тяжёлые БЛА	«Аист» («Юлия»), «Данэм», «Дань-Барук», «Дозор-3», «Колибри»	300-500	70...300
6	Тяжёлые БЛА среднего радиуса действия	«Иркут-850», «Нарт» (А-03), Ту-243 «Рейс-Д», «Ту-300»	Более 500	70...300
7	Тяжёлые БЛА большой продолжительности полёта	«Беспилотные авиационные системы Сухого(БасС)» «Зонд-1», «Зонд-2», «Зонд-3М»,	Более 1500	Около 1500
8	Беспилотные боевые самолёты (ББС)	Проекты «Прорыв У», «Скат»	Более 500	Около 1500

Первый класс БЛА стал появляться в начале 2000-х годов и был предназначен для оперативного индивидуального использования на коротких дальностях.

С конца первого десятилетия 21 века наиболее востребованной и самой распространённой категорией БЛА становятся аппараты самолётного типа средней весовой категории, относящиеся к БЛА тактического класса. Согласно классификации Ассоциации беспилотных систем, UVS International - это БЛА малого радиуса действия (SR, Short Range) 30 - 70 км и массой 50 - 250 кг, а также БЛА среднего радиуса действия (MR, Medium Range) – 70 - 200 км и массой 150 - 500 кг. Эта категория БЛА частично пересекается с 3, 4 и 5 классами БЛА, представленными в таблице 2, что можно проиллюстрировать данными таблицы 1.3, содержащей технические характеристики соответствующих БЛА [18].

*Таблица 1.3 Технические характеристики некоторых БЛА*

БЛА \ Характеристики	«Тиачак»/Береговой вариант	«Дозор-85» («Дозор-4»)	БЛА-08	«Дозор-100» («Дозор-5»)	«Строй-П» + «Пчела-1Т»	«Иркут-200»
Взлётная масса, кг	60 / 70	85	90	95	138	200
Масса полезной нагрузки, кг	14,5	12,5 -32	15	15-32	15	50
Длина, м	2,4	2,6	2,7	3,0	2,87	4,53
Размах крыльев, м	3,4	4,6	4,1	5,4	3,25	5,34

Высота полёта, м	200-3000 / 200-1000	4000	200-4500	4500	100-2500	500-5000
Радиус действия, км	40-70	450	до 120	600	60	до 200
Скорость полёта, км/ч	90-200	80-150	80-180	120-150	120-180	140-210
Продолжительность полёта, ч	2 / 4	8	8	10	2	12

В последнее время в мире ведутся активные работы по созданию перспективных БЛА 6 - 8 классов, имеющих возможность нести на борту оружие и предназначенных для ударов по наземным и надводным стационарным и подвижным целям в условиях сильного противодействия сил ПВО противника. К отечественным разработкам этого класса следует отнести проекты БЛА «Скат» (КБ МиГ и КБ «Сухого»), «Прорыв» (КБ Яковлева), «Прорыв-R» (КБ Яковлева). В проекте «Скат» используются идеи, заложенные в замысел самолёта пятого поколения, создаваемого по программе Т-50 – многофункционального реактивного истребителя, - в котором применяется технология обеспечения малой видимости. Самолёт будет оснащён передовой электронной аппаратурой, включая радиолокационную установку с активной электронно-сканирующей антенной.

#### 1.1.2. Вклад США в разработку БЛА.

Оценивая современное качественное состояние той отрасли авиационной и оборонной промышленности США, которая занята разработкой и производством БЛА гражданского и военного назначения, отметим, что в ней занято 46 американских компаний и научно-исследовательских организаций, таких, как NASA, DARPA и Naval Research Lab, что в 4,5 раза больше числа оборонных предприятий Израиля, занятых разработкой и производством БЛА. США занимают первое место в мире по объёму производства БЛА.

Качественный состав беспилотной авиации США насчитывает 143 видов БЛА, что почти в три раза превышает аналогичный показатель беспилотной авиации Израиля. Выделим из этих 143 видов БЛА ударные. К ним относятся MQ-1 Predator, MQ-9 Reaper (ранее назывался Predator B), Unmanned Combat Aircraft System – Carrier Demonstration (UCAS-D), RQ-5A Hunter, MQ-5B Hunter, RQ-7B Shadow 200 TUAS, Shadow 600, Switchblade, Hermes 450, Predator C Avenger, Lethal Miniature Aerial Munition System, Falcon HTV-2, UCLASS, VARIOUS, MQ-8B FireScout, MQ-8C FireScout, Battlehawk, MQ-1C Grey Eagle. Таким образом, *ударные* БЛА составляют около 13% от общего качественного состава беспилотного воздушного флота США.

Следует отметить важную роль оценки текущего состояния, перспектив разработки и применения БЛА, которая периодически (примерно раз в 2 года) проводится военным руководством США (Начальник штаба ВВС, Начальник штаба Армии, Командующий Корпуса морской пехоты, Командующий ВМС, Директор Управления перспективных исследовательских проектов министерства обороны (МО) США (DARPA), Директор геокосмического разведывательного управления) в форме несекретных документов Программно-целевого планирования развития авиационных беспилотных систем (Unmanned Aircraft Systems Roadmap, 2005 – 2030) и Программно-целевого планирования развития беспилотных систем в целом (Unmanned Systems Roadmap, 2007 – 2032).

Этими документами подчёркивается, что в ближайшие 25 - 30 лет МО США должно сосредоточить внимание на основных направлениях научно-исследовательских работ и промышленных разработок по созданию средств разведки, наблюдения и рекогносцировки (Intelligence, Surveillance, Reconnaissance (ISR)), средств подавления системы ПВО противника (Suppression of Enemy Air Defenses (SEAD)), (например, уничтожение РЛО), средств уничтожения системы ПВО противника

(Destruction of Enemy Air Defense(DEAD)), средств электронной борьбы (Electronic Attack(EA)), ударных средств подавления ВМС противника, средств минирования. В документах каждое из этих направлений подвергается анализу для выявления наиболее экономически эффективных путей решения возникающих специфических проблем, характерных для каждого направления. Выявляется приоритетный тип БЛА, наиболее подходящий для выполнения той или иной боевой задачи.

При этом широко используется опыт применения БЛА в военных компаниях США и НАТО в Ираке, Югославии и Афганистане. Результаты анализа позволяют выработать характерные системные требования как к самим БЛА, так и к организации их боевого применения, либо индивидуального, либо в составе смешанной группировки с участием пилотируемой авиации, с учётом степени защищённости объектов противника средствами ПВО [19].

Итак, сказанное выше подтверждает, что боевые беспилотные летательные аппараты играют одну из важнейших ролей в развитии военных отраслей различных стран. Кроме этого, БЛА интегрируются в системы вооружения армий мира, как самостоятельные единицы, так и эффективное дополнение к пилотируемым комплексам. К настоящему моменту в наибольшей степени разработаны методы и алгоритмы управления БЛА для решения задач разведки и обнаружения целей в условиях ПВО, нанесения ударов по наземным объектам. Внедрение искусственного интеллекта в БЛА позволит расширить область их применения для более эффективного решения поставленных задач, а также даст возможность принимать самостоятельные решения в экстремальных ситуациях. Возможность использования БЛА в качестве истребителей-перехватчиков также обсуждается специалистами, однако существующие БЛА не удовлетворяют требованиям, предъявляемым к ЛА такого типа.

Поэтому далее будут рассмотрены современные разработки, позволяющие использовать современные БЛА в качестве перехватчиков.

## 1.2. Существующие проекты в области создания беспилотных перехватчиков

В настоящее время для перехвата воздушных целей требуется создавать сверхманевренные летательные аппараты, которые способны изменять положение строительных осей в пространстве без изменения направления полета, совершать управляемый полет с углами атаки до  $60^\circ \dots 90^\circ$  без сваливания в штопор, выполняя роль воздушного тормоза, а также, в которых за счет развитой механизации крыла, специальных органов управления подъемной и боковой силами и применения высокоэнергетических двигателей с управляемым вектором тяги возможно выполнение маневров с существенно более сложными пространственными эволюциями.

Потенциально в тактическом плане сверхманевренность позволяет существенно улучшить такие системные показатели [20]: боевую эффективность [21] и живучесть самолета [22]. Результаты проведенных в Германии и США системных исследований [23] и испытаний на полунатурном моделирующем комплексе показали, что сверхманевренный самолет эффективнее обычного в ближнем воздушном бою не менее, чем в два раза. Эти потенциальные преимущества сверхманевренных ЛА могут быть реализованы лишь при адекватной динамичности информационно-управляющей системы и оружия, динамические свойства которых к настоящему времени являются реальными ограничителями боевых возможностей сверхманевренных ЛА [24]. Стремление иметь самолет, реализующий большие значения угловой скорости, чем истребитель противника, объясняется возможностью первым занять позицию для применения оружия [25].

Наибольшими возможностями по реализации всех преимуществ сверхманевренности обладают БЛА, в частности, беспилотные самолеты-истребители. Создание БЛА, предназначенного для завоевания господства в воздухе, является одной из перспективных задач ближайшего будущего.

Область их применения составляет:

- использование в ситуациях повышенной опасности, связанных с преодолением зон ПВО, противодействием гиперзвуковым летательным аппаратам и самолетам противника с лучшими летно-техническими показателями и средствами поражения;
- использование в качестве ударных групп при перехвате хорошо защищенных ЛА;
- использование как средства доставки сверхвысокочастотного оружия функционального поражения в боевые порядки противника.

Отсутствие летчика на борту позволяет увеличить маневренность БЛА с помощью использования жестких вариантов управления аэродинамическими силами, а также диапазон допустимых перегрузок и скоростей. [26-27]

Факторы, влияющие на улучшение боевой эффективности и живучести самолета:

- существенное увеличение зон применения оружия;
- уменьшение времени выхода в зоны тактического превосходства и атаки;
- повышение собственной безопасности, в том числе и за счет выполнения существенно более эффективных маневров уклонения от управляемых средств поражения [28];
- возможность влияния на информационные способности радиоэлектронных систем за счет траекторного управления наблюдением [29].

Анализ тактико-технических характеристик (ТТХ) зарубежных ЛА показывает, что диапазон скоростей ожидаемых целей достигает тысячи метров в секунду у гиперзвуковых ЛА. Следовательно, беспилотный самолет-перехватчик должен осуществлять наведение в широком диапазоне скоростей целей.

Работы по теме беспилотных истребителей-штурмовиков уже идут в ряде ведущих стран мира. Например, в 2010 году американское агентство DARPA сообщило, что данная организация уже завершает создание новых БЛА-истребителей (проект «Перегрин – Киллер БЛА»). Подобные БЛА способны «решать задачи по уничтожению себе подобных – других БЛА различного назначения». Задачей подобного БЛА является поиск и уничтожение БЛА противника при патрулировании обозначенного района. Необходимо отметить тот факт, что подобный летательный аппарат обладает повышенной прочностью, оснащен *GPS* и имеет недорогую стоимость в производстве. [30].

Еще один проект - беспилотный истребитель с искусственным интеллектом, создаваемый в настоящее время в рамках партнерства американской компании Boeing и Министерства обороны Австралии. Результатом этого сотрудничества станет создание демонстрационного образца, который будет использоваться для развития новой беспилотной платформы Boeing. По заявлениям, БЛА создается для работы в паре с перспективными истребителями пятого поколения. Также благодаря внедрению искусственного интеллекта беспилотный истребитель будет способен совершать автономный полет. Помимо функций истребителя, он способен вести разведку и радиоэлектронное противодействие. Стоимость такого беспилотного истребителя меньше, чем пилотируемых истребителей. В перспективе он должен стать защитой для пилотируемого аппарата [31].

В патенте [32] дано описание БЛА, предназначенного для перехвата и поражения воздушных целей. Он представляет собой летательный аппарат вертикального взлета и посадки, выполненный по аэродинамической схеме «утка», содержащий: фюзеляж; трапециевидное крыло с размещенными на нем двумя винтовыми двигателями с тянущими воздушными винтами; переднее цельноповоротное горизонтальное оперение и два киля с поворотными рулями направления. В фюзеляже находится полезная нагрузка, представляющая собой стрелковый комплекс, размещенный вдоль оси, проходящей через центр масс летательного аппарата, за счет чего обеспечивается устойчивое движение в процессе наведения и стрельбы.

Что касается нашей страны, попытки создания перспективного разведывательного БЛА велись еще в 1980-х годах. Однако, к началу XXI века российская оборонная промышленность в данной области отстала от ведущих зарубежных стран на целое поколение. Одним из самых перспективных проектов стал БЛА типа «Скат», разработчиком которого являлась компания РСК «МиГ». Представленный аппарат выполнен по схеме «летающее крыло» без хвостового оперения. Несущий корпус аппарата представляет собой треугольник с углом стреловидности по передним кромкам около  $54^\circ$ , аналогичную стреловидность имеют выполненные с нулевым сужением консоли крыла со срезанными под  $90^\circ$  к передней и задней кромкам законцовками. Основные летно-технические характеристики данного БЛА (таблица 1.4):

*Таблица 1.4. ЛТХ БЛА проекта АО «РСК МиГ»*

Длина	10.25 м
Размах крыла	11.5 м
Высота	2.7 м
Максимальная взлетная масса	10000 кг

Максимальная скорость полета у земли	800 км/ч
Максимальное число М	0.8
Практический потолок	12000 м
Дальность полета	4000 км

Следующим шагом в области создания беспилотного истребителя-перехватчика стала разработка РСК «МиГ» авиационного комплекса дальнего перехвата крылатых ракет в интересах повышения эффективности противодействия массированному глобальному удару дозвуковыми крылатыми ракетами и беспилотными летательными аппаратами противника.

БЛА-перехватчик должен был удовлетворять следующим требованиям:

- он должен быть скоростными;
- он должен обладать большой дальностью полета;
- он должен обладать собственными средствами обнаружения и сопровождения воздушных целей, а также вооружением;
- стоимость БЛА-перехватчика должна быть предельно низкой, чтобы иметь возможность изготовить их в большом количестве.

Несмотря на кажущуюся противоречивость перечисленных требований, возможно техническое решение, предоставляемое современным уровнем технологий. Скоростной летательный аппарат, обладающий большой дальностью полета, может быть выполнен по аэродинамической схеме «летающее крыло», одной из разновидностей которой является модная в последнее время схема Blended Wing Body (крыло, плавно переходящее в фюзеляж), по которой изготовлены прототипы ударных БЛА: X-47В (США), nEUROn (Франция, Италия, Швеция), Taranis (Великобритания). Правда, чрезмерная увлеченность разработчиков перечисленных аппаратов малозаметностью (отсутствие вертикального оперения) привела к потере маневренных возможностей, созданных БЛА. Учитывая свойство «летающих

крыльев», АО «РСК МиГ» разработало компромиссный вариант аэродинамической схемы. Следует отметить особо, что летательные аппараты, выполненные по схеме «летающее крыло», достаточно сложны с точки зрения системы управления полетом. Итак, АО «РСК МиГ» была создана летающая модель по компромиссному варианту аэродинамической схемы «летающее крыло», успешно демонстрирующая в летных испытаниях автономный полет по маршруту [33].

Подводя итог вышесказанному можно сказать, что в настоящее время специалистами предпринимаются попытки использования БЛА в качестве истребителей перехватчиков. Однако, практическая реализация такой возможности осложняется отсутствием конструктивных алгоритмов управления такими БЛА.

Таким образом, имеются все необходимые технические предпосылки для создания БЛА-перехватчика, что указывает на актуальность исследования и оптимизации алгоритмов управления траекторией его движения в интересах перехвата воздушной цели. Поэтому, в следующем разделе будут рассмотрено современное состояние исследований в области разработки методов и алгоритмов наведения БЛА.

### 1.3. Современное состояние исследований в области разработки методов и алгоритмов управления беспилотных летательных аппаратов.

Основная боевая задача системы наведения истребительной авиации – поражение воздушных целей – выполняется в несколько этапов, в течение которых решаются более частные задачи:

- Полет в район цели;
- Вывод истребителя в зону применения оружия;
- Применение оружия;
- Выход из атаки.

Система наведения на воздушную цель должна обеспечивать вывод БЛА в область пространства, из которой возможно обнаружение и захват перехватываемых целей теми или иными бортовыми системами БЛА, или в область применения оружия. В общем случае эта система должна осуществлять наведение на высокоскоростные, высокоманевренные ЛА с учетом специфики работы бортовых РЛС и наводимого БЛА.

В диссертационной работе будет рассмотрен этап вывода истребителя в зону применения оружия, который заканчивается подготовкой ракет к пуску. Этот этап достаточно часто называют ближним наведением (самонаведением).

Определим задачи, решаемые системами на этапе ближнего наведения:

- Анализ обстановки, выбор и формирование алгоритма наилучшего метода (закона) наведения;
- Управление режимами работы всех датчиков информации, которые используются в процессе реализации выбранного метода наведения;
- Корректировка траектории истребителя по курсу и тангажу в процессе наведения;
- Формирование команды целеуказания оружию и разрешенные зоны его применения
- Проверка оружия (ракеты) и подготовка его к применению.

Используемые методы самонаведения самолетов должны обеспечивать работоспособность системы наведения при переходе от этапа командного наведения к самонаведению и учитывать вид оружия, особенности его применения и наведения.

В настоящее время существует большое число разнотипных алгоритмов преследования объектов. В общем случае, при наведении на цель, которая не маневрирует, траектория истребителя может быть криволинейной. Форма и кривизна этой траектории определяется методом приведения. Значение

минимальных радиусов кривизны траектории, на которые должен быть рассчитан истребитель, зависит, прежде всего, от выбранного метода наведения.

При выборе траектории полета истребителя стоит стремиться к снижению ее кривизны. Это требование определяется следующим фактором: чем ближе форма траектории к прямой линии, тем короче длина пути к цели.

Метод наведения или другими словами закон формирования необходимой фазовой траектории, которая позволит уничтожить цель, должен обеспечивать:

- минимум времени наведения;
- максимальную дальность действия радиотехнической системы управления;
- минимальные расходы энергии управляющих сигналов;
- минимальные перегрузки;
- практическую реализуемость.

Практическая реализуемость – это возможность формирования оценок всех необходимых фазовых координат относительного и абсолютного движения цели и объекта управления при существующих датчиках информации (измерителях), реальных объемах памяти, быстродействия и разрядности бортовых вычислителей и реальных затратах энергии на управление летательным аппаратом.

Конкретный выбор метода наведения зависит от авиационных средств поражения (АСП), расположенных на ЛА, а также от тактической обстановки. Для того чтобы верно выбрать тот или иной метод наведения необходимо иметь четкое представление о сущности, недостатках и достоинствах каждого из методов [34].

Рассмотрим классические методы наведения.

**Метод погони.** Этот метод ещё называют чистым преследованием, преследованием по кривой погони. Методом погони называется метод наведения, при котором в процессе полета ракеты вектор ее скорости совпадает с линией ракета-цель. При методе погони, преследователь приближается к цели сзади и кривая погони характеризуется большой кривизной, при любых начальных условиях. Таким образом, даже в условиях отсутствия каких-либо маневров со стороны цели, это приводит к низкой точности преследования, что является недостатком метода.

Недостатки метода:

1. С точки зрения пилотирования - это наиболее трудновыполнимый метод, так как курс и крен истребителя все время меняются вплоть до значений, превышающих допустимые.

2. Метод не обеспечивает выход на цель в кратчайшее время по кратчайшему расстоянию, так как траектория истребителя является криволинейной.

3. Метод применяется, когда скорость истребителя больше скорости воздушной цели, так как истребитель выводится в заднюю полусферу воздушной цели.

4. Метод не обеспечивает выход истребителя на цель под заданным углом встречи и не обеспечивает безопасность от столкновения самолетов в воздухе, так как встреча истребителя с целью происходит в одной точке.

5. При движении на встречнопересекающихся курсах по мере приближения ракеты к цели резко возрастает ее скорость поворота. Так, при отношении скоростей  $V_p/V_{ц} = 2$ , даже при не маневрирующей цели, для осуществления такого резкого поворота требуется управляющая сила, в 40—60 раз большая, чем вес ракеты. Таковую нагрузку не в состоянии выдержать корпус ракеты, и она в этом случае просто сломалась бы. Но в действительности управляющая сила, создаваемая рулями ракеты, обычно в

несколько раз меньше из-за малой площади рулей. Следовательно, может наступить такой момент, когда руль ракеты отклонится до упора, но величина возникающей при этом максимальной управляющей силы окажется недостаточной для требуемого изменения направления движения.

Начиная с этого момента, ракета станет двигаться по окружности минимального радиуса, которая соответствует предельной управляющей силе. Наведение ракеты прекратится, поскольку она не будет успевать разворачиваться за целью. Поэтому данный метод, несмотря на его кажущуюся простоту, практически не применяется для перехвата воздушных целей.

**Метод постоянного угла упреждения.** Это метод наведения, при котором программный курсовой угол преследователя равен некоторой фиксированной величине  $\alpha_0$ . Величина  $\alpha_0$  должна подчиняться условию  $\frac{V_u}{V_c} \sin(\alpha_0) < 1$ , в противном случае преследователь начнет описывать вокруг цели бесконечную спираль, так её и не достигнув. Однако, для использования подобного метода необходимо иметь информацию о пеленге цели для того чтобы выбрать корректный угол упреждения.

**Метод параллельного сближения.** Данный метод подразумевает преследование, при котором линия визирования на протяжении всего времени смещается параллельно самой себе. Частным случаем является вариант, когда цель движется равномерно и прямолинейно. В этом случае траектория преследователя является прямой. При маневрах цели, когда цель получает ускорение, для сохранения условия параллельности линии визирования, ускорение преследователя будет совпадать с нормальным ускорением цели. Это является достоинством данного метода. К недостаткам метода можно отнести большое количество требуемой информации: курсовой угол цели, скорость.

## **Теория оптимального управления.**

Использование теории оптимального управления в решении задач наведения является важной составляющей, часто используемой на практике, например, в частном случае преследования цели, движущейся под острым углом к встречному курсу. В этом случае классические алгоритмы наведения теряют свою работоспособность. С помощью данной теории можно получить алгоритмы, которые решают задачу преследования высоко маневрирующих целей. Однако, основным недостатком алгоритмов, полученных с помощью теории оптимального управления является их большая сложность в реализации при сложных траекториях преследуемой цели.

Исходя из этого, можно приходим к следующему выводу: чем выше и сильнее запрос к точности и условиям наведения, тем сложнее должен быть алгоритм. В то же время, чем сложнее алгоритм наведения, чем больше ему требуется информации, тем меньшую помехоустойчивость он обеспечивает, и тем больше ужесточаются требования к точности измерений.

В настоящее время прогресс вычислительной техники достигается увеличением быстродействия вычислительных средств и уменьшением их физических размеров. Исходя из этого, сегодня, разработчики отдают предпочтение сложным и более точным алгоритмам, а не простым и менее точным. Поскольку время выполнения таких алгоритмов невелико, то нет необходимости поступаться точностью решения задачи наведения ради скорости вычислений.

Как было сказано выше, в данной работе будет рассмотрен этап вывода БЛА в зону применения оружия. Исходя из этого, рассмотрим возможность применения ракет класса «воздух-воздух».

Ракеты класса «воздух-воздух» применяются на завершающем этапе воздушного боя, который слагается из маневра в сторону цели, прицеливания

и пуска ракет. В качестве цели могут рассматриваться все типы ЛА: самолеты, вертолеты, крылатые и нестратегические баллистические ракеты, БЛА и воздухоплавательные средства различного назначения.

Атака с применением всеракурсных ракет чаще всего выполняется в переднюю полусферу (ППС) и характеризуется скоротечностью, обусловленной большой скоростью сближения. Атака с применением оружия малой дальности чаще всего выполняется по интенсивно маневрирующей цели в заднюю полусферу (ЗПС).

Анализ наиболее важных показателей основных зарубежных и отечественных ракет рассматриваемого класса [35] показывает, что все они, в основном, имеют комбинированные системы наведения, что обеспечивает большую автономность и, в свою очередь, повышает живучесть истребителя, так как позволяет ему совершать маневры уклонения, уходить из опасной зоны или атаковать другие цели.

Несмотря на большой интерес в России и за рубежом к комплексам с беспилотными летательными аппаратами, их реализации осложняется отсутствием конструктивных, практически реализуемых алгоритмов управления. Исследования по разработке конструктивных, допускающих бортовую реализацию алгоритмов управления траекторией беспилотного истребителя активно ведутся в настоящее время.

В 2016 году АО «Концерн ВЕГА» предприняли попытку разработки и исследования алгоритмов траекторного управления беспилотным самолетом истребителем с авиационным комплексом радиолокационного дозора и наведения (АК РЛДН) при командном наведении и самонаведении на высокоскоростные высокоманевренные пилотируемые цели. Полученный алгоритм наведения является нестационарной разновидностью метода последовательных упреждений [36] и отличается от него наличием переменных коэффициентов, учитывающих в требуемом законе наведения

веса ошибок управления по пеленгу. Однако, при этом предполагается необходимость наличия помехозащищенной командной радиолинии, обеспечивающей непрерывный информационный контакт с самолетом ДРЛОУ.

Еще одним примером может служить патент АО «Концерн воздушно-космической обороны «Алмаз-Антей», в котором наведение БЛА на воздушную цель выполняет оператор на основе изображения, поступающего на наземный командный пункт с борта БЛА-перехватчика [32].

В частности, в [37] рассмотрена задача управления группой БЛА, участвующими в отражении воздушного налета. Однако, решение задачи базируется на использовании в качестве входной информации проекций ускорения цели, получение которых с необходимой точностью в реальных условиях сопряжено со значительными трудностями

В монографии [38] описан алгоритм управления для решения задачи управления БЛА-истребителями, которые применяются для перехвата и уничтожения целей на дальних рубежах (ударных, разведывательных и др.). В данной задаче осуществляется ее решение как задачи преследования традиционными для наведения ЗУР методами без учета того факта, что противник стремится достичь позиционного преимущества

Анализ состояния, тенденций развития и особенностей применения истребительной авиации позволяет сделать следующие выводы:

- существующие методы наведения и алгоритмы их информационного обеспечения, используемые в серийных системах наведения современных самолетов, не удовлетворяют требованиям ведения боя с сверхманевренными летательными аппаратами и не позволяют использовать все преимущества сверхманевренных беспилотников-истребителей;

- повышение маневренных свойств воздушных целей делает целесообразным применение перехватчиков уже на дальних дистанциях;
- необходимость учета маневренных свойств целей и перехватчика как в алгоритмах траекторного управления, так и в алгоритмах информационного обеспечения;

Все существующие подходы к разработке алгоритмов управления траекторией БЛА-перехватчика объединяет то, что они не учитывают объективно игровой характер задачи перехвата воздушной цели и основаны на применении БЛА-перехватчика, как зенитной ракеты. Однако, в реальных условиях дуэли, противники всегда стремятся занять тактически выгодное положение, учитывая динамические возможности и АСП, находящиеся на ЛА

Учитывая преимущества и недостатки классических методов наведения и в связи с отмеченными особенностями разработки систем наведения нового поколения и отсутствием таких систем для БЛА-перехватчиков, для решения задачи диссертационной работы будут использоваться новые методы, основанные на теории оптимального управления и теории дифференциальных игр.

В данной главе проведен анализ современного состояния развития БЛА и их применение, а также рассмотрен вопрос об использовании БЛА в качестве перехватчиков воздушных целей. Кроме того, рассмотрены существующие методы и алгоритмы наведения БЛА, что позволяет перейти к описанию технической постановки задачи и непосредственной разработке алгоритма управления.

## Глава 2. Синтез гарантирующего алгоритма управления траекторией движения БЛА-перехватчика в процессе боевого маневрирования.

В главе 1 было рассмотрено современное состояние развития боевых и разведывательно-ударных БЛА и состояние исследований в области разработки методов и алгоритмов наведения беспилотных летательных аппаратов. Показано, что БЛА могут использоваться для выполнения различных целевых задач.

Одной из таких задач является разработка своеобразного автопилота, который осуществляет автоматическое управление траекторией самолета в процессе боевого маневрирования. Подобный автопилот может быть реализован на борту беспилотных ЛА, участвующих в операции перехвата воздушных целей индивидуально или в составе группы. Ниже представлен один из возможных подходов к разработке подобного автопилота на основе гарантирующих методов оптимального управления.

### 2.1 Техническая постановка задачи

В настоящее время динамические возможности современных и перспективных БЛА позволяют рассматривать их в качестве эффективного средства перехвата воздушных целей. Подобное направление использования беспилотных авиационных систем также рассматривается в современной литературе. Однако, практическая реализация этого направления ограничивается отсутствием конструктивных методов и алгоритмов управления БЛА в операциях перехвата воздушных целей. Техническая постановка задачи в данном контексте предполагает описание сценария ведения боевых действий между двумя летательными аппаратами, которые выполняют операцию перехвата.

Итак, для перехвата целей противника в данной задаче будем использовать упомянутый в разделе 1.2 БЛА-перехватчик, разрабатываемый в настоящее время АО «РСК МиГ» со следующими характеристиками, представленными в таблице 2.1.

*Таблица 2.1. ЛТХ БЛА, разрабатываемого АО РСК МиГ*

Общие характеристики полноразмерного БЛА	
Длина	5,1 м
Размах	6,0 м
Высота	1,45 м (на шасси), 1,1 м (с убраннным шасси)
Ширина центроплана	3,17 м
Масса пустого	1200 кг
Максимальная взлетная масса	2000 кг
Двигатель	36МТ
Тяга	450 кгс
Летные характеристики	
Максимальная скорость	900 км/ч
Крейсерская скорость	540 км/ч
Потолок	8000 м
Время нахождения в воздухе	4+ ч
Дальность полета	2500+ км
Нормальная перегрузка (max)	4,5g

Бортовое радиоэлектронное оборудование:

- Многофункциональная радиолокационная станция (МФРЛС);
- Радиолокатор бокового обзора (РЛБО);
- Оптическая локационная станция (ОЛС).

Дальность обнаружения целей МФРЛС:

- с ЭПР порядка 0,01 м<sup>2</sup>: 17-20 км;
- с ЭПР порядка 0,1 м<sup>2</sup>: 25-27 км;

В качестве прототипа самолета противника выберем ударный БЛА серийного производства в США MQ-9 Reaper. Его технические характеристики представлены в таблице 2.2.

Таблица 2.2 ЛТХ БЛА MQ-9 Reaper

Пользователи	ВВС и ВМС		
Производитель	General Atomics Aeronautical Systems, Inc.		
Комплектация	Поставлено в войска 11, запланировано 73		
Состояние программы	Выполнение по приоритету заявок на поставку		
<b>Технические характеристики</b>			
<b>MQ-9A</b>			
Длина, м	11	Размах крыльев, м	20
Взлётная масса, кг	4767	Масса полезной нагрузки, кг	1702*
Масса топлива, кг	1816	Тип топлива	Авиационный керосин для реактивного двигателя (JP)
Двигательная установка	Honeywell TPE 331-10Y	Мощность на валу ДУ, л.с.	900
Линия передачи данных	За пределами прямой видимости	Используемые диапазоны частот	(Ku-band)
	В зоне прямой видимости		Диапазон частот гражданского радиовещания (США)(C-band)
*До суммарной массы 1362 кг ( внешнее расположение на узлах подвески на крыле), при суммарной массе 340 кг ( во внутреннем оружейном отсеке)			
<b>Эксплуатационные данные</b>			
Длительность полёта, ч	Более 24 без внешней подвески, 4-20 с внешней подвеской	Максимальная скорость, км/ч	426
		Скорость патрулирования, км/ч	222
Максимальная высота полёта, м	15240	Радиус действия, км	3065
Взлёт	С ВПП	Посадка	На ВПП
Датчики	Электронно-оптические и инфракрасные(EO/IR), лазерный дальномер, лазерный целеуказатель	Модели датчиков	MTS-B
	Для РЛС с синтезированной антенной решёткой (SAR), для указателя движущихся целей(MTI)		AN/DAS-1
Нормальная перегрузка (max)	3.5g		

Итак, в данном сценарии противники будут преследовать противоположные цели, что приводит к игровой задаче. Игровой подход

используется обычно там, где управление динамическим объектом осуществляется двумя сторонами (игроками, противниками), преследующими строго антагонистические цели. Решение поставленной игровой задачи основывается на применении линейной математической модели с линейно-квадратическим показателем качества.

В процессе выполнения поставленной игровой задачи необходимо решить ряд задач:

- выбор времени боевого маневрирования на основе выбранного критерия оптимальности;
- учет ограничений на управление конфликтующих самолетов;
- оценка эффективности полученного решения игровой задачи.

Итогом решения поставленной игровой задачи является выведение БЛА в такую область пространства относительно самолета противника, в которой собственный БЛА имеет большую эффективность при последующей ракетной атаке [39].

## 2.2. Математическая постановка задачи

В задаче рассматривается вариант «дуэли», т.е. в процессе боевого маневрирования участвуют два самолета – собственный (БЛА, участвующий в задаче перехвата воздушной цели) и ударно-разведывательный БЛА противника. Введем следующие обозначения:  $\mathbf{a}$  – собственный атакующий самолет,  $\mathbf{b}$  – самолет противника (рис. 2.1).

Математическая постановка задачи опирается на то, что конфликтующие ЛА, участвующие в воздушном бою, представлены в виде материальных точек. Вектор состояния представляет собой 6-компонентный вектор (три координаты  $(X, Y, Z)$ , которые задают пространственное положение в стартовой системе координат и три составляющих вектора скорости  $(V_x, V_y, V_z)$ ).

Дальнейшее описание предполагает, что между конфликтующими самолетами существует постоянный информационный контакт (каждому из противников в любой момент времени известна информация о его текущем состоянии в шестимерном пространстве, а также о положении и скорости противника).

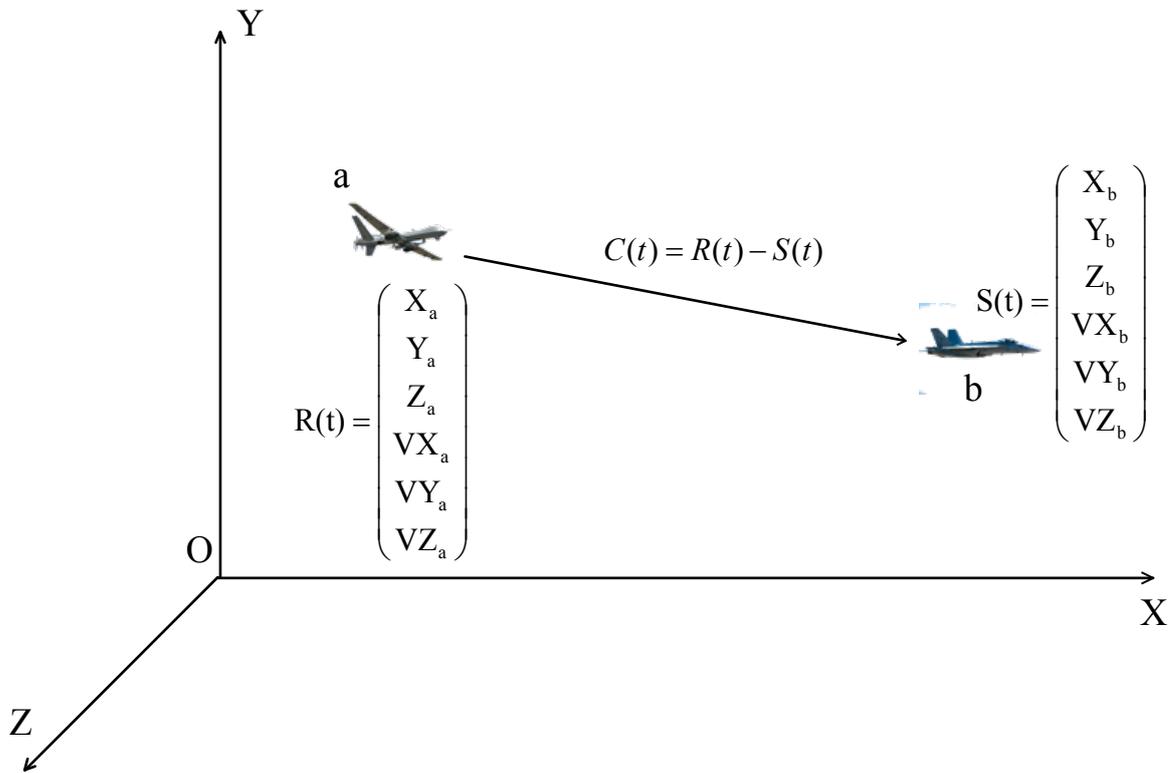


Рис. 2.1. Текущее положение собственного самолета и самолета противника

Учитывая это, применительно к данной ситуации, введем следующие обозначения (рис. 2.1):

$$R(t) = \begin{pmatrix} X_a \\ Y_a \\ Z_a \\ VX_a \\ VY_a \\ VZ_a \end{pmatrix} - \text{вектор текущего состояния собственного БЛА } a \text{ в инерциальной}$$

системе координат  $OXYZ$ .

$$S(t) = \begin{pmatrix} X_b \\ Y_b \\ Z_b \\ VX_b \\ VY_b \\ VZ_b \end{pmatrix} \quad \text{вектор текущего состояния самолета противника } b \text{ в}$$

инерциальной системе координат  $OXYZ$ .

$$C(t) = R(t) - S(t) = \begin{pmatrix} X_a - X_b \\ Y_a - Y_b \\ Z_a - Z_b \\ VX_a - VX_b \\ VY_a - VY_b \\ VZ_a - VZ_b \end{pmatrix} \quad \text{- вектор, характеризующий текущее относительное}$$

состояние собственного самолета  $a$  и самолета противника  $b$ . Задаёт в шестимерном пространстве относительных параметров состояния противодействующих самолетов точку с координатами, определяемыми соответствующими компонентами вектора  $C(t)$ .

Далее введем  $C^I$  – вектор, задающий желаемое (требуемое) состояние собственного самолета, относительно самолета противника на момент  $T$  завершения боевого маневрирования, при котором он занимает тактически выгодное положение относительно самолета противника с точки зрения преимущества в последующей ракетной атаке (рис. 2.2).

Этот вектор фиксирует в пространстве относительных параметров точку, которая является «идеальной» с точки зрения желаемого состояния собственного самолета относительно самолета противника.

$$C^I = R(T) - S(T) = \begin{pmatrix} X_a(T) - X_b(T) \\ Y_a(T) - Y_b(T) \\ Z_a(T) - Z_b(T) \\ VX_a(T) - VX_b(T) \\ VY_a(T) - VY_b(T) \\ VZ_a(T) - VZ_b(T) \end{pmatrix} \quad (2.1)$$

Следовательно, цель управления собственным самолетом  $a$  может быть представлена следующим выражением:

$$C(T) = (R(T) - S(T)) \rightarrow C^1, \quad (2.2)$$

где  $T$  – продолжительность процесса боевого маневрирования.

Аналогичным образом запишем выражение для цели управления самолетом противника  $b$  в процессе боевого маневрирования:

$$C(T) = (R(T) - S(T)) \rightarrow C^2, \quad (2.3)$$

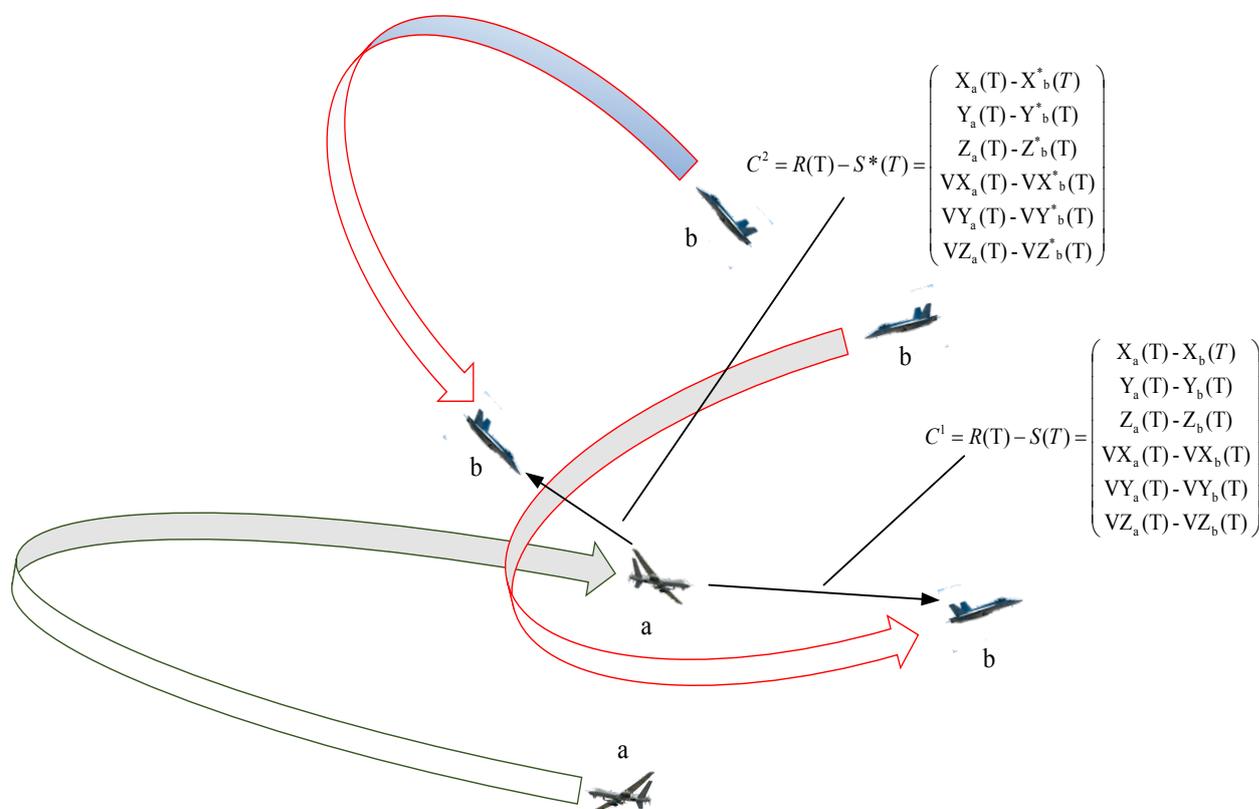


Рис. 2.2. Представление векторов  $C^1$  и  $C^2$

где  $C^2$  – вектор, задающий конечное состояние собственного самолета  $a$  относительно самолета противника  $b$ , при котором самолет противника получает тактическое преимущество в последующей ракетной атаке. Однако, точка, задаваемая компонентами вектора  $C^2$ , является «недопустимой» с точки зрения интересов управления собственным самолетом.

$$C^2 = R(T) - S^*(T) = \begin{pmatrix} X_a(T) - X_b^*(T) \\ Y_a(T) - Y_b^*(T) \\ Z_a(T) - Z_b^*(T) \\ VX_a(T) - VX_b^*(T) \\ VY_a(T) - VY_b^*(T) \\ VZ_a(T) - VZ_b^*(T) \end{pmatrix} \quad (2.4)$$

На рис. 2.3 проиллюстрировано нахождение «идеальной» и «недопустимой» точек в пространстве относительных состояний.

Компоненты векторов  $C^1$ ,  $C^2$  выбираются на этапе предполетного планирования, учитывая тип летательного аппарата противника и собственного самолета, характеристик их ракетного вооружения, средств обнаружения и их динамических возможностей.

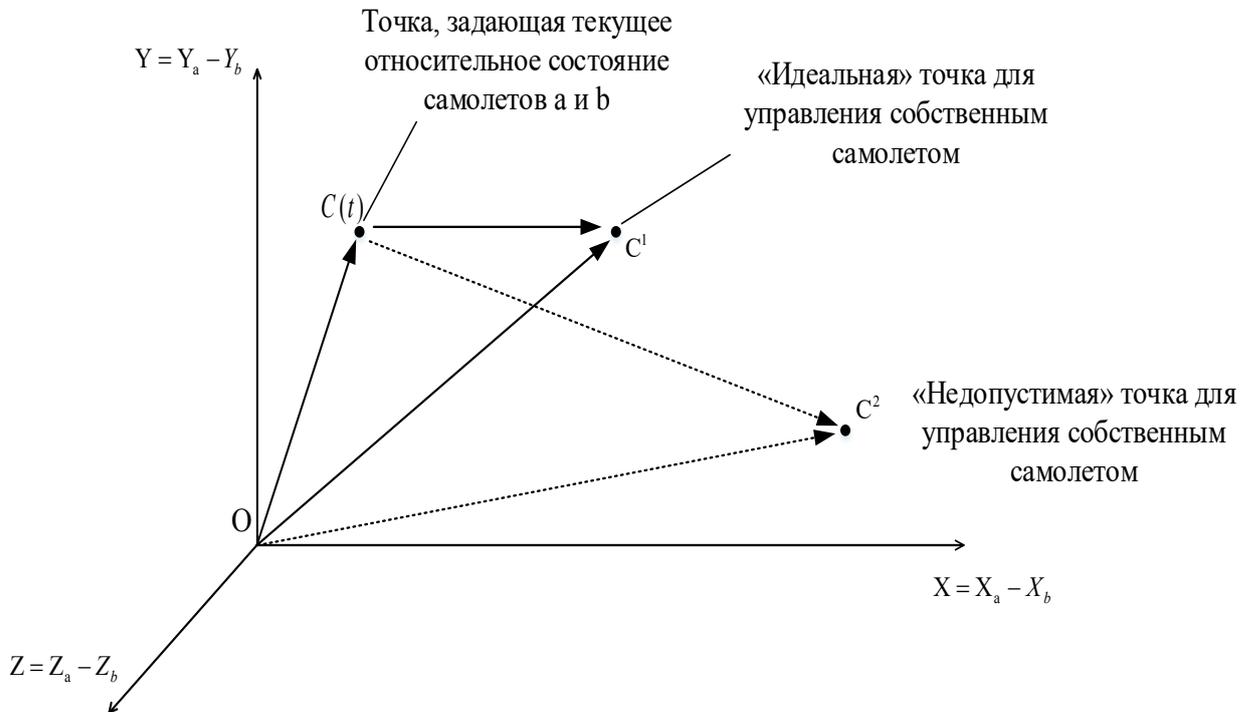


Рис. 2.3. Представление «идеальной» и «недопустимой» точек в пространстве относительных состояний

Например, при использовании управляемых ракет (УР) ближнего боя с инфракрасной головкой самонаведения (ГСН) «идеальной» является точка, соответствующая максимальной дальности пуска УР. При этом, превышение скорости атакующего самолета относительно цели составляет 200-300 км/ч,

что обеспечивает достаточное время для стрельбы с контролем результата, а превышение над целью равно 5-10°. Этот факт объясняется сложностью атаки с горизонтального полета, так как на полет летательного аппарата и выпущенной управляемой ракеты влияет спутная струя преследуемой цели. Наилучшими условиями применения пушечного вооружения по маневрирующей цели типа истребитель являются дальность 250-350 м, скорость сближения 150 км/ч.

В рамках рассматриваемой постановки задачи управление маневрированием собственного самолета должно быть организовано таким образом, чтобы на интервале  $[0, T]$  обеспечить перевод текущей точки  $C(t)$  в «идеальную» точку  $C^1$ . С точки зрения интересов противника целью боевого маневрирования является перевод текущей точки  $C(t)$  в точку  $C^2$ . Следовательно, приходим к игровой задаче, в которой игроки преследуют антагонистические цели.

Введем обозначения, которые будем использовать в дальнейшем. В качестве вектора управления собственным самолетом будем рассматривать трехмерный вектор  $U$ , компонентами которого являются ускорения по соответствующим осям инерциальной системы координат:

$$U = \begin{pmatrix} u_1 = a_{Xa} \\ u_2 = a_{Ya} \\ u_3 = a_{Za} \end{pmatrix} \quad (2.5)$$

Предполагается, что на управление наложены ограничения в виде неравенств:

$$\begin{pmatrix} a_{Xa \min} \leq a_{Xa} \leq a_{Xa \max} \\ a_{Ya \min} \leq a_{Ya} \leq a_{Ya \max} \\ a_{Za \min} \leq a_{Za} \leq a_{Za \max} \end{pmatrix}.$$

Вектор управления самолетом противника  $V$  имеет аналогичную структуру

$$V = \begin{pmatrix} v_1 = a_{xb} \\ v_2 = a_{yb} \\ v_3 = a_{zb} \end{pmatrix} \quad (2.6)$$

и подчиняется ограничениям:

$$\begin{pmatrix} a_{xb \min} \leq a_{xb} \leq a_{xb \max} \\ a_{yb \min} \leq a_{yb} \leq a_{yb \max} \\ a_{zb \min} \leq a_{zb} \leq a_{zb \max} \end{pmatrix}.$$

Далее запишем модель, описывающую динамику изменения относительного состояния конфликтующих самолетов в процессе их боевого маневрирования:

$$\frac{dC(t)}{dt} = AC(t) + BU(t) + DV(t), \quad (2.7)$$

где:

$C(t)$  – ранее введенный вектор размера  $6 \times 1$ , характеризующий текущее относительное состояние самолетов  $a$  и  $b$ ;

$A$  – постоянная матрица коэффициентов размера  $6 \times 6$  со следующими компонентами:

$$A = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}; \quad (2.8)$$

$B$  – постоянная матрица коэффициентов размера  $6 \times 3$ , имеющая компоненты:

$$B = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}. \quad (2.9)$$

$D$  – постоянная матрица коэффициентов со следующими компонентами:

$$D = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ -1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{pmatrix}. \quad (2.10)$$

В дальнейшем составляющие ускорений собственного самолета в инерциальной системе координат, используя матрицу направляющих косинусов, связывающую инерциальную и связанную системы координат, могут быть пересчитаны в компоненты ускорений в связанной системе координат, а, значит, в составляющие перегрузок по связанным осям, на основе которых и будут формироваться команды управления в процессе боевого маневрирования.

Необходимо учитывать тот факт, что при реальных условиях воздушной дуэли на параметры относительного движения противоборствующих игроков накладываются естественные ограничения вида:

$$C_{i\min} \leq C_i \leq C_{i\max}, i = \overline{1,6}, \quad (2.11)$$

где  $C_{i\min}$ ,  $C_{i\max}$  определяются на основе характеристик бортового радиоэлектронного оборудования, которое обеспечивает получение информации о текущих параметрах движения противника, а также на основе динамических характеристик летательных аппаратов.

Аналогичные ограничения накладываются на управления:

$$u_{i\min} \leq u_i \leq u_{i\max}, v_{i\min} \leq v_i \leq v_{i\max} \quad i = \overline{1,2,3}.$$

Учитывая наличие таких ограничений, на основе линейного преобразования (2.12) осуществляется переход к нормированным аналогам физических параметров относительного движения конфликтующих ЛА.

$$\tilde{C}_i(t) = \frac{C_i(t) - \frac{1}{2}(C_{i\min} + C_{i\max})}{\frac{1}{2}(C_{i\max} - C_{i\min})}, i = \overline{1,6}. \quad (2.12)$$

Преобразование (2.12) отображает параллелепипед, описываемый системой неравенств (2.11) в куб  $-1 \leq C_i \leq 1, i = \overline{1,6}$ . В векторном виде его можно представить как

$$\tilde{C}(t) = \Phi^C C(t) - \Gamma^C, \quad (2.13)$$

где  $\Phi^C$  - постоянная диагональная матрица (6×6) с элементами:

$$\Phi_{ii}^C = \frac{2}{C_{i\max} - C_{i\min}}, i = \overline{1,6},$$

$\Gamma^C$  - постоянный вектор (6×1) с компонентами:

$$\Gamma_i^C = \frac{C_{i\min} + C_{i\max}}{C_{i\max} - C_{i\min}}, i = \overline{1,6}.$$

Аналогичным образом осуществляется переход к нормированным векторам управления  $\tilde{U}(t), \tilde{V}(t)$ , компоненты которых удовлетворяют условиям  $-1 \leq \tilde{u}_i \leq 1, -1 \leq \tilde{v}_i \leq 1, i = \overline{1,3}$ .

$$\tilde{U}(t) = \Phi^U U(t) - \Gamma^U, \tilde{V}(t) = \Phi^V V(t) - \Gamma^V, \quad (2.14)$$

где  $\Phi^U, \Phi^V$  - постоянные диагональные матрицы (3×3) с элементами:

$$\Phi_{ii}^U = \frac{2}{u_{i\max} - u_{i\min}}, \Phi_{ii}^V = \frac{2}{v_{i\max} - v_{i\min}}, i = \overline{1,3},$$

$\Gamma^U, \Gamma^V$  - постоянные векторы (3×1) с элементами:

$$\Gamma_i^U = \frac{u_{i\min} + u_{i\max}}{u_{i\max} - u_{i\min}}, \Gamma_i^V = \frac{v_{i\min} + v_{i\max}}{v_{i\max} - v_{i\min}}, i = \overline{1,3}.$$

Учитывая переход к векторам  $\tilde{C}(t), \tilde{U}(t), \tilde{V}(t)$  модель (2.7) принимает вид:

$$\frac{d\tilde{C}(t)}{dt} = \tilde{A}\tilde{C}(t) + \tilde{B}\tilde{U}(t) + \tilde{D}\tilde{V}(t) + \tilde{H}, \quad (2.15)$$

$$\tilde{A} = \Phi^C A(\Phi^C)^{-1}, \tilde{B} = \Phi^C B(\Phi^U)^{-1}, \tilde{D} = \Phi^C D(\Phi^V)^{-1}, \tilde{H} = \Phi^C (A\Gamma^C + B(\Phi^U)^{-1}\Gamma^U + D(\Phi^V)^{-1}\Gamma^V).$$

Модель (2.15) можно упростить, если ограничения на параметры относительного движения БЛА-перехватчика и цели, а также на управления задавать в виде условий:  $|C_i| \leq C_{i \max}, i = \overline{1,6}; |u_i| \leq u_{i \max}, i = 1,2,3; |v_i| \leq v_{i \max}, i = 1,2,3$ . В этом случае векторы  $\Gamma^C, \Gamma^U, \Gamma^V$  становятся нулевыми и приведенная выше модель, описывающая изменение во времени нормированных параметров относительного движения БЛА-перехватчика и цели, принимает вид, аналогичный (2.7):

$$\frac{d\tilde{C}(t)}{dt} = \tilde{A}\tilde{C}(t) + \tilde{B}\tilde{U}(t) + \tilde{D}\tilde{V}(t). \quad (2.16)$$

При этом выражения для диагональных элементов матриц  $\Phi^C, \Phi^U, \Phi^V$ , участвующих в вычислении коэффициентов  $\tilde{A}, \tilde{B}, \tilde{D}$ , также упрощаются:

$$\Phi_{ii}^C = \frac{1}{C_{i \max}}, i = \overline{1,6}; \Phi_{jj}^U = \frac{1}{u_{j \max}}, \Phi_{jj}^V = \frac{1}{v_{j \max}}, j = 1,2,3$$

Таким образом, нормированные вектора, которые задают требуемые положения (с точки зрения эффективного применения авиационных средств поражения) на момент завершения боевого маневрирования будут рассчитываться на основе следующих соотношений:

$$\tilde{C}^1 = \Phi^C C^1 \quad \tilde{C}^2 = \Phi^C C^2.$$

Учитывая выражение (2.16), исходная игровая задача сохраняет свое содержание:

первый игрок (БЛА - перехватчик) на временном отрезке  $[0, T]$  за счет выбора управления  $\tilde{U}(t)$  стремится перевести систему (2.16) из начального

состояния  $\tilde{C}(0)$  в требуемое состояние  $\tilde{C}^1$  при минимальных затратах на управление;

второй игрок (самолет противника) на временном отрезке  $[0, T]$  за счет выбора управления  $\tilde{V}(t)$  стремится перевести систему (2.16) из начального состояния  $\tilde{C}(0)$  в требуемое состояние  $\tilde{C}^2$  при минимальных затратах на управление.

Учитывая интересы игроков, в качестве критерия в рассматриваемой игровой задаче управления линейной динамической системой (2.16) предлагается использовать следующий критерий:

$$J(\tilde{U}, \tilde{V}) = \int_0^T (\tilde{U}^T(t) Q \tilde{U}(t) - \tilde{V}^T(t) W \tilde{V}(t)) dt + (\tilde{C}(T) - \tilde{C}^1)^T G^1 (\tilde{C}(T) - \tilde{C}^1) - (\tilde{C}(T) - \tilde{C}^2)^T G^2 (\tilde{C}(T) - \tilde{C}^2) \quad (2.17)$$

Использование в качестве критерия оптимальности интегрально-терминального критерия обусловлено необходимостью учета, во-первых, ограничений на управления (за счет соответственного выбора матриц  $Q$ ,  $W$  в интегральной составляющей критерия) и, во-вторых, необходимостью обеспечения требуемых (с точки зрения интересов противоборствующих игроков) терминальных условий.

$Q$ ,  $W$  - положительно-определенные матрицы, предполагаемые заданными. Конкретные компоненты указанных матриц определяются на этапе предполетного планирования с учетом обеспечения ограничений на управление.

$G^1$  – диагональная матрица  $b \times b$ , определяющая веса компонент вектора состояния и показывающая насколько сильно должны выполняться требования на соответствующие компоненты вектора состояния собственного БЛА для приведения в требуемое положение на момент завершения боевого маневрирования.

Весовая матрица  $G^2$  имеет аналогичный смысл для самолета-противника. Конкретные значения компонент этих матриц преимущественно зависят от типов АСП, расположенных на противоборствующих самолетах. За счет выбора элементов матриц  $G^1$ ,  $G^2$  достигается адаптация алгоритмов траекторного управления самолетами, участвующими в воздушной дуэли с учетом особенностей располагаемых на них средств поражения.

### 2.3. Синтез управления траекторией БЛА-перехватчика на основе решения игровой задачи при заданной продолжительности процесса сближения

С учетом естественных ограничений и критерия (2.17) оптимальным, с точки зрения интересов БЛА-перехватчика, является управление  $\tilde{U}^1$ , которое при наихудшем варианте действий самолета-противника  $\tilde{V}^1$  обеспечивает минимум вышеприведенного критерия:

$$J(\tilde{U}^1, \tilde{V}^1) = \min_{\tilde{U}} \max_{\tilde{V}} J(\tilde{U}, \tilde{V}) \quad (2.18)$$

Минимум критерия  $J(\tilde{U}, \tilde{V})$  по управлению  $\tilde{U}$  будет достигаться, если при минимальных затратах на управление:

$$\int_0^T \tilde{U}^T(t) Q \tilde{U}(t) \rightarrow \min ,$$

обеспечивается перевод системы в окрестность состояния  $\tilde{C}^1$ :

$$(\tilde{C}(T) - \tilde{C}^1)^T G^1 (\tilde{C}(T) - \tilde{C}^1) \rightarrow \min .$$

С точки зрения интересов противника оптимальным решением  $\tilde{U}^2, \tilde{V}^2$  игровой задачи (2.16) - (2.17) является такое, при котором выполняется условие:

$$J(\tilde{U}^2, \tilde{V}^2) = \max_{\tilde{V}} \min_{\tilde{U}} J(\tilde{U}, \tilde{V}) \quad (2.19)$$

Действительно, максимум критерия  $J(\tilde{U}, \tilde{V})$  по управлению  $\tilde{V}$  будет достигаться, если:

$$\int_0^T \tilde{V}^T(t) W \tilde{V}(t) \rightarrow \min ,$$

что соответствует минимуму расходов на управление вторым игроком, и

$$(\tilde{C}(T) - \tilde{C}^2)^T G^2 (\tilde{C}(T) - \tilde{C}^2) \rightarrow \min ,$$

что обеспечивает перевод системы в окрестность состояния  $\tilde{C}^2$ , наиболее выгодного с точки зрения интересов противника.

Учитывая критерий (2.17) получаем следующее: собственный БЛА-перехватчик стремится минимизировать критерий, а самолет противника – максимизировать. В тоже время, необходимо учитывать, что каждый из противников действует наиболее неблагоприятным образом.

В общем случае  $J(U^1, V^1) \neq J(U^2, V^2)$ , что указывает на отсутствие седловой точки. Это значит, что не существует однозначного решения  $\tilde{U}^*, \tilde{V}^*$ , оптимального с точки зрения интересов обоих игроков, отклоняться от которого не выгодно ни одному из них.

Анализ литературных источников показал, что для линейных систем вида (2.16) с квадратичным критерием (2.17) всегда существует седловая точка, то есть такая точка отклоняться от которой не выгодно ни одному из игроков [40-41]:

$$J(\tilde{U}^*, \tilde{V}^*) = \min_{\tilde{U}} \max_{\tilde{V}} J(\tilde{U}, \tilde{V}) = \max_{\tilde{V}} \min_{\tilde{U}} J(\tilde{U}, \tilde{V}) \quad (2.20)$$

Следующим шагом определим седловую точку, исходя из [40], для поставленной задачи

$$J(\tilde{U}, \tilde{V}) = \int_0^T (\tilde{U}^T(t) Q \tilde{U}(t) - \tilde{V}^T(t) W \tilde{V}(t)) dt + \tilde{C}^T(T) (G^1 - G^2) \tilde{C}(T) + 2\tilde{C}^T(T) (G^2 \tilde{C}^2 - G^1 \tilde{C}^1) + \tilde{C}^{1T} G^1 \tilde{C}^1 - \tilde{C}^{2T} G^2 \tilde{C}^2 \quad (2.21)$$

Поскольку векторы  $\tilde{C}^1$ ,  $\tilde{C}^2$  и матрицы  $G^1$ ,  $G^2$  предполагаются заданными, то есть не зависят от управлений  $\tilde{U}, \tilde{V}$ , компоненты  $\tilde{C}^{1T} G^1 \tilde{C}^1$  и  $\tilde{C}^{2T} G^2 \tilde{C}^2$  могут быть исключены из выражения для критерия. Таким образом, критерий оптимальности принимает следующий вид:

$$J(\tilde{U}, \tilde{V}) = \int_0^T (\tilde{U}^T(t) Q \tilde{U}(t) - \tilde{V}^T(t) W \tilde{V}(t)) dt + \tilde{C}^T(T) (G^1 - G^2) \tilde{C}(T) + 2\tilde{C}^T(T) (G^2 \tilde{C}^2 - G^1 \tilde{C}^1) \quad (2.22)$$

Учитывая это, получаем игровую задачу синтеза оптимального управления линейной динамической системой (2.16) с линейно-квадратичным критерием (2.22). В [40] приведено решение этой задачи на основе метода динамического программирования Беллмана при условии, что время боевого маневрирования  $T$  задано. Это решение задается следующими соотношениями:

$$\begin{aligned} \tilde{U}^*(\tilde{C}, t) &= -Q^{-1} B^T (P\tilde{C} + q), \\ \tilde{V}^*(\tilde{C}, t) &= -W^{-1} D^T (P\tilde{C} + q). \end{aligned} \quad (2.23)$$

Соотношения (2.23) позволяют для любого момента времени  $t$  определить управление  $\tilde{U}^*(t)$  траекторией БЛА-перехватчика в зависимости от его текущего состояния относительно самолета противника, задаваемого вектором  $\tilde{C}(t)$ , при условии, что противник, преследуя собственные интересы, будет совершать наилучший для себя маневр с учетом управления  $\tilde{V}^*(t)$ . Матрица  $P=P(t)$  размера  $(6 \times 6)$  и вектор  $q=q(t)$  размера  $(6 \times 1)$ , присутствующие в (2.29) определяются в результате решения дифференциальных уравнений вида:

$$\begin{aligned} \dot{P} &= -P\tilde{A} - \tilde{A}^T P + P(\tilde{B}Q^{-1}\tilde{B}^T + \tilde{D}W^{-1}\tilde{D}^T)P, & P(T) &= G^1 - G^2, \\ \dot{q} &= ((\tilde{B}Q^{-1}\tilde{B}^T + \tilde{D}W^{-1}\tilde{D}^T)P - \tilde{A})^T q, & q(T) &= G^2 \tilde{C}^2 - G^1 \tilde{C}^1. \end{aligned} \quad (2.24)$$

Отметим тот факт, что в дифференциальных уравнениях (2.24) присутствуют постоянные матрицы  $\tilde{A}, \tilde{B}, \tilde{D}, Q, W$ , находящиеся в модели (2.16) и в выражении квадратичного критерия (2.17). Таким образом, зависимости  $P(t), q(t)$  рассчитываются перед началом работы алгоритма для любого момента времени  $t \in [0, T]$  и входят в алгоритм как известные функции.

Однако, стоит еще раз подчеркнуть то, что полученное решение приведено для заданной продолжительности времени боевого маневрирования. Учитывая обстоятельство, что в реальных условиях это время нельзя внести в алгоритм заранее в следующем разделе будет описана возможность выбора продолжительности боевого маневрирования.

#### 2.4. Исследование условий существования седловой точки в задаче гарантирующего управления траекторией БЛА-перехватчика в ситуации, когда продолжительность процесса сближения не задана

Приведенные выше соотношения (2.23) - (2.24) получены в предположении о том, что продолжительность процесса сближения каким-то образом задана и равна  $T=T^*$ . В этом случае, как указывалось выше, сформулированная игровая задача имеет седловую точку:

$$J(\tilde{U}^*, \tilde{V}^*, T^*) = \min_U \max_V J(\tilde{U}, \tilde{V}, T^*) = \max_V \min_U J(\tilde{U}, \tilde{V}, T^*) \quad (2.25)$$

Иными словами, полученное оптимальное управление предполагает, что противоборствующие самолеты выбирают управление, исходя из одной и той же продолжительности процесса сближения  $T^*$ . Учитывая условия реального воздушного боя, проблема заключается в том, что продолжительность процесса боевого маневрирования неизвестна и должна каким-то образом рассчитываться.

На основании вышесказанного, проанализируем изменение значения критерия  $J(\tilde{U}^*, \tilde{V}^*)$ , которое рассчитано для оптимальных законов управления

$\tilde{U}^*, \tilde{V}^*$ , учитывая тот факт, что реальная продолжительность процесса боевого маневрирования будет отличной от расчетной, для которой, исходя из условия существования седловой точки, рассчитаны оптимальные стратегии игроков. Наряду с этим будем считать, что время боевого маневрирования ограничено на отрезке  $T \in [T_{\min}, T_{\max}]$ .  $T_{\min}$  - определяется из условия наискорейшего сближения конфликтующих самолетов путем выполнения разворота на противника и дальнейшего движения на встречных курсах [39].  $T_{\max}$  - максимальная продолжительность боевого маневрирования, которая определяется запасами топлива, которыми располагают противники к текущему моменту времени.

Итак, получаем следующую задачу: зная минимальную и максимальную продолжительность процесса боевого маневрирования противоборствующих самолетов, а также начальный вектор состояния  $\tilde{C}(0)$ , необходимо оценить поведение производной квадратичного критерия для каждого конечного момента времени  $T^*$ . Расчет производится от максимального до минимального значения времени с шагом 5 секунд.

Разложим критериальную функцию  $J(u^*, v^*, T)$  в ряд в окрестности расчетного значения  $T^*$ :

$$\delta J = J(\tilde{U}^*, \tilde{V}^*, T) - J(\tilde{U}^*, \tilde{V}^*, T^*) = \frac{\partial J(\tilde{U}^*, \tilde{V}^*, T^*)}{\partial T} \Big|_{T=T^*} (T - T^*). \quad (2.26)$$

Допустим, что  $T > T^*$ , т.е. фактическая продолжительность процесса маневрирования превышает расчетную. Рассмотрим ситуации:

1.  $J(u^*, v^*, T) < J(u^*, v^*, T^*)$ .

Это значит, что увеличение времени  $T$  боевого маневрирования относительно расчетного  $T^*$  отвечает интересам первого игрока, поскольку сопровождается уменьшением критерия, к минимизации которого он стремится.

Если это так, то в качестве расчетного времени  $T^*$  следует выбирать минимально допустимое  $T^* = T_{\min}$ . В этом случае второй игрок может увеличить продолжительность процесса боевого маневрирования относительно расчетного, что неминуемо приведет к уменьшению значения критерия, а это противоречит его интересам.

$$2. J(u^*, v^*, T) > J(u^*, v^*, T^*).$$

В этом случае увеличение времени  $T$  боевого маневрирования относительно расчетного  $T^*$  отвечает интересам противника, целью которого является максимизация критерия. В этом случае в качестве расчетного времени  $T^*$  следует выбирать максимально допустимое  $T^* = T_{\max}$ . Такой выбор делает невозможным использование противником маневра, продолжительность которого превышает  $T^*$ .

Теперь допустим, что  $T < T^*$ , т.е. продолжительность процесса маневрирования, предполагаемая противником меньше расчетной продолжительности  $T^*$ . Вновь рассмотрим две ситуации.

$$1. J(u^*, v^*, T) < J(u^*, v^*, T^*).$$

Это значит, что уменьшение времени боевого маневрирования  $T$  относительно расчетного  $T^*$  отвечает интересам первого игрока, так как сопровождается уменьшением значения критерия, минимизация которого является целью его действий.

В этом случае в качестве расчетной продолжительности процесса маневрирования  $T^*$  следует выбрать максимально допустимое  $T^* = T_{\max}$ . Противник может осуществить маневрирование, исходя из его продолжительности  $T < T^*$ , но при этом неминуемо будут нарушены его интересы.

$$2. J(u^*, v^*, T) > J(u^*, v^*, T^*).$$

В этом случае уменьшение продолжительности маневрирования  $T$  относительно расчетного  $T^*$  отвечает интересам противника, поскольку

сопровождается увеличением значения критерия, максимизация которого и составляет цель его действий. В этом случае в качестве расчетного времени следует выбирать минимально допустимое время  $T^* = T_{\min}$ , что сделает невозможным отклонение от него в сторону уменьшения.

Таким образом, для того, чтобы в рассматриваемых случаях существовала седловая точка, необходимо в качестве расчетного времени продолжительности боевого маневрирования в зависимости от ситуации выбирать минимально допустимое  $T^* = T_{\min}$  или максимально допустимое  $T^* = T_{\max}$  время.

Анализ поведения зависимости  $J(\tilde{U}^*, \tilde{V}^*, T)$ , описываемой выражением (2.22), как функции времени  $T$ , проведенный для различных практически значимых комбинаций значений матриц  $Q, W, G^1, G^2$  и векторов  $\tilde{C}^1, \tilde{C}^2$  показал, что существует не более одного экстремума этой зависимости на интервале  $[T_{\min}, T_{\max}]$ .

На рис. 2.4 - 2.6 в качестве примера приведены зависимости квадратичного критерия в случае выбора 100 различных начальных состояний  $\tilde{C}(\theta)$  при различных комбинациях матриц  $Q, W, G^1, G^2$ .

$$T_{\min} = 100c \quad T_{\max} = 500c$$

$$Q = \begin{pmatrix} 0.5 & 0 & 0 \\ 0 & 0.5 & 0 \\ 0 & 0 & 0.5 \end{pmatrix} \quad W = \begin{pmatrix} 0.1 & 0 & 0 \\ 0 & 0.1 & 0 \\ 0 & 0 & 0.1 \end{pmatrix} \quad G^1 = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0.6 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0.5 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0.5 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0.5 \end{pmatrix} \quad G^2 = \begin{pmatrix} 0.9 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.9 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0.5 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0.4 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0.4 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0.4 \end{pmatrix}$$

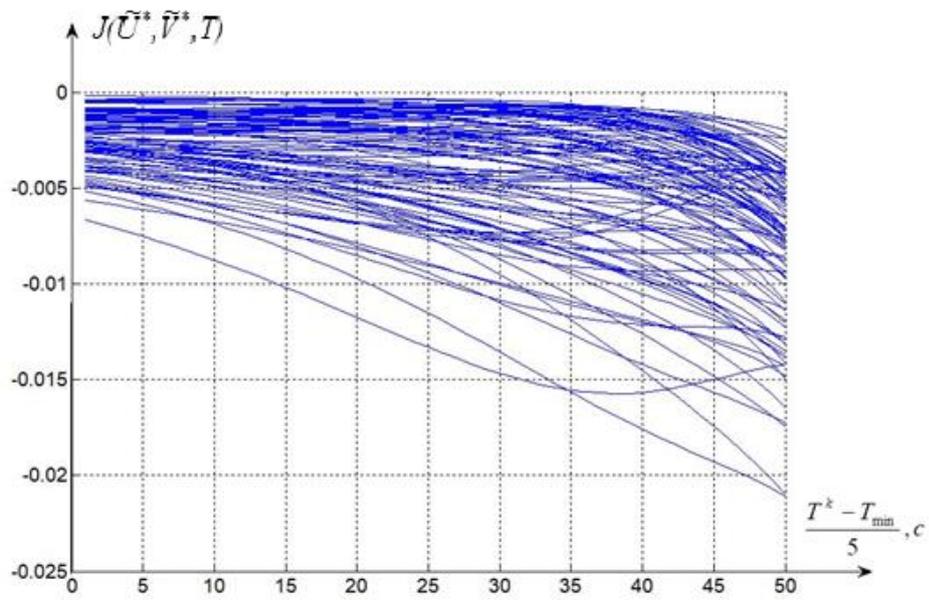


Рис. 2.4. Реализации поведения квадратичного критерия  $J(\tilde{U}^*, \tilde{V}^*, T)$

$$Q = \begin{pmatrix} 50 & 0 & 0 \\ 0 & 50 & 0 \\ 0 & 0 & 50 \end{pmatrix}, W = \begin{pmatrix} 100 & 0 & 0 \\ 0 & 100 & 0 \\ 0 & 0 & 100 \end{pmatrix}, G^1 = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0.6 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0.5 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0.5 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0.5 \end{pmatrix}, G^2 = \begin{pmatrix} 0.6 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.6 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0.3 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0.2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0.2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0.2 \end{pmatrix}$$

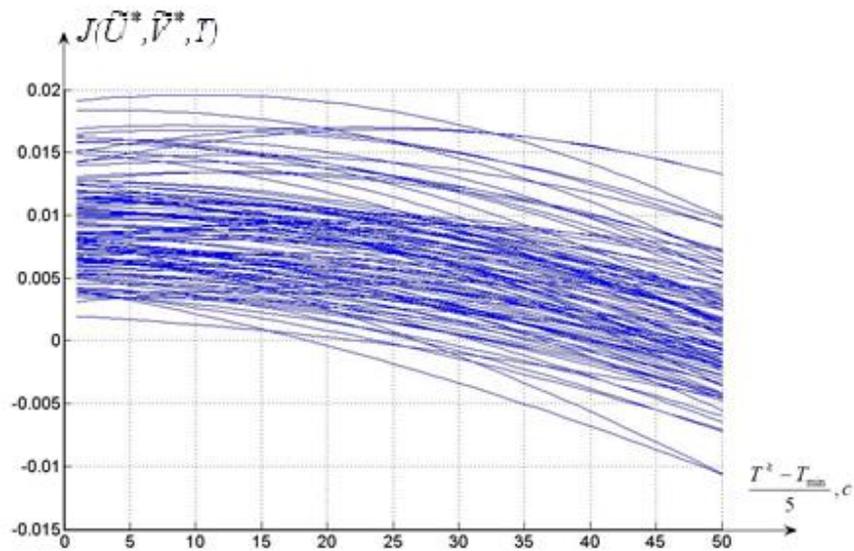


Рис. 2.5. Реализации поведения квадратичного критерия  $J(\tilde{U}^*, \tilde{V}^*, T)$

$$Q = \begin{pmatrix} 10 & 0 & 0 \\ 0 & 10 & 0 \\ 0 & 0 & 10 \end{pmatrix}, W = \begin{pmatrix} 5 & 0 & 0 \\ 0 & 5 & 0 \\ 0 & 0 & 5 \end{pmatrix}, G^1 = \begin{pmatrix} 0.5 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.5 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0.5 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0.5 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0.5 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0.5 \end{pmatrix}, G^2 = \begin{pmatrix} 0.2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.2 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0.2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0.2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0.2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0.2 \end{pmatrix}$$

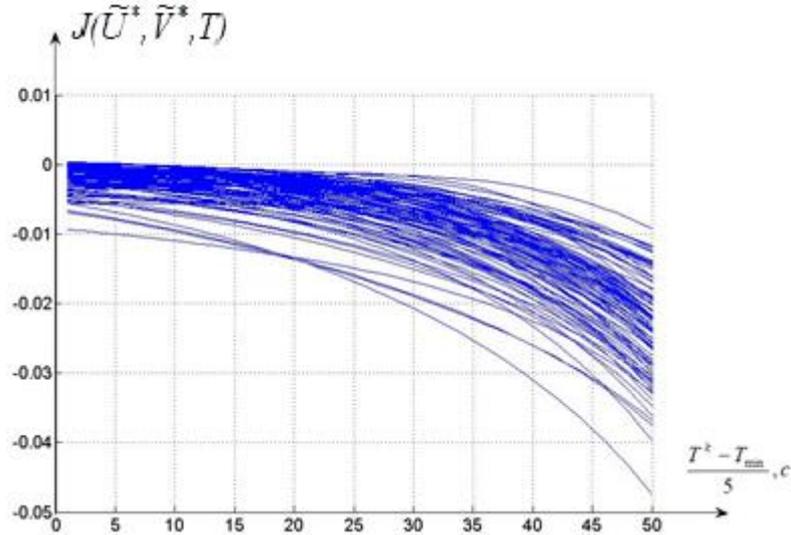


Рис. 2.6. Реализации поведения квадратичного критерия  $J(\tilde{U}^*, \tilde{V}^*, T)$

Как следует из рис. 2.4 - 2.6, производная квадратичного критерия имеет вид монотонно убывающей функции, либо функции, имеющей один экстремум. Учитывая это, в дальнейшем анализе ограничимся учетом двух ситуаций, представляющих практический интерес. Предположим, что на интервале  $[T_{\min}, T_{\max}]$  существует значение  $T = T_0$ , такое, что (рис. 2.7 (а))

$$\left. \frac{\partial J(\tilde{U}^*, \tilde{V}^*, T)}{\partial T} \right|_{T=T_0} = 0 \quad (2.27)$$

В этом случае, с учетом (2.26), отклонение продолжительности процесса сближения  $T$  от  $T_0$  не приведет к существенному изменению вариации критерия. Иными словами, если в качестве расчетной продолжительности процесса сближения  $T^*$  в рассматриваемой игровой задаче использовать  $T_0$ , то стратегии  $\tilde{U}^*, \tilde{V}^*$  по прежнему образуют седловую точку.

Допустим теперь, что всюду на интервале  $[T_{\min}, T_{\max}]$

$$\left. \frac{\partial J(\tilde{U}^*, \tilde{V}^*, T)}{\partial T} \right|_{T=T_0} \neq 0.$$

Это значит (рис. 2.7(б)), что зависимость  $J(\tilde{U}^*, \tilde{V}^*, T)$  является возрастающей или убывающей функцией времени  $T$ . Проанализируем, как в этом случае изменится значение критерия, рассчитанное для оптимальных законов управления  $\tilde{U}^*, \tilde{V}^*$ , рассчитываемых на основе (2.23) из условия существования седловой точки, если фактическая продолжительность процесса сближения будет отличаться от расчетной  $T^*$ .

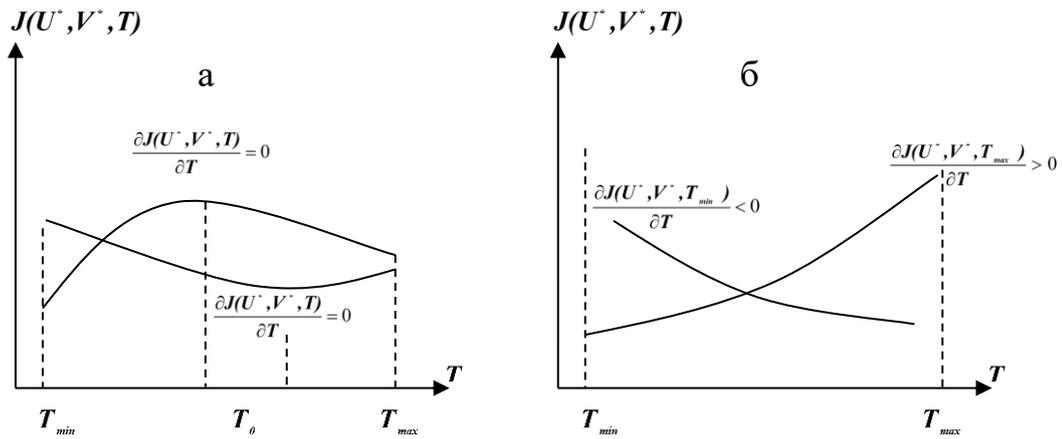


Рис. 2.7. Варианты поведения зависимости  $J(\tilde{U}^*, \tilde{V}^*, T)$

Таким образом, если всюду на интервале  $[T_{min}, T_{max}]$

$$\frac{\partial J(\tilde{U}^*, \tilde{V}^*, T^0)}{\partial T} \neq 0,$$

для того, чтобы в рассматриваемой игровой задаче существовала седловая точка, необходимо в качестве расчетной продолжительности процесса сближения с целью  $T^*$  в зависимости от ситуации выбрать либо минимально-допустимое  $T^* = T_{min}$ , либо максимально-допустимое  $T^* = T_{max}$ .

Следующая задача заключается в получении формализованного правила, позволяющего в зависимости от текущего состояния БЛА-перехватчика относительно цели  $\tilde{C}(t)$  выбирать расчетную продолжительность процесса сближения  $T^*$ , для которой рассчитываются оптимальные законы управления конфликтующими самолетами, из двух альтернатив:  $T^* = T_{min}$ ,  $T^* = T_{max}$ .

Из этого следует, что расчетную продолжительность боевого маневрирования  $T^*$  следует выбирать при условии, что любое отклонение от которой сопровождается отрицательной вариацией критерия  $\delta J = J(\tilde{U}^*, \tilde{V}^*, T) - J(\tilde{U}^*, \tilde{V}^*, T^*) \leq 0$ . При этом, не выполняются требования противника, который пытается максимизировать критерий оптимальности.

Этому требованию отвечает следующее правило выбора расчетной продолжительности процесса сближения:

$$T^* = \begin{cases} T_{\min}, \frac{\partial J(\tilde{U}^*, \tilde{V}^*, T)}{\partial T} \Big|_{T=T_{\min}} < 0; \\ T_{\max}, \frac{\partial J(\tilde{U}^*, \tilde{V}^*, T)}{\partial T} \Big|_{T=T_{\max}} > 0 \end{cases} \quad (2.28)$$

Эти условия очевидным образом следуют из того, что  $T - T_{\min} > 0 \forall T \in [T_{\min}, T_{\max}]$ ,  $T - T_{\max} < 0 \forall T \in [T_{\min}, T_{\max}]$ .

Суммируя приведенные выше рассуждения, приходим к следующему правилу для выбора расчетной продолжительности процесса сближения БЛА с целью  $T^*$ , при которой в рассматриваемой игровой задаче имеет место седловая точка:

$$T^* = \begin{cases} T_0, \frac{\partial J(\tilde{U}^*, \tilde{V}^*, T)}{\partial T} \Big|_{T=T_0} = 0 \\ T_{\min}, \frac{\partial J(\tilde{U}^*, \tilde{V}^*, T)}{\partial T} \neq 0 \forall T \in [T_{\min}, T_{\max}], \frac{\partial J(\tilde{U}^*, \tilde{V}^*, T)}{\partial T} \Big|_{T=T_{\min}} < 0; \\ T_{\max}, \frac{\partial J(\tilde{U}^*, \tilde{V}^*, T)}{\partial T} \neq 0 \forall T \in [T_{\min}, T_{\max}], \frac{\partial J(\tilde{U}^*, \tilde{V}^*, T)}{\partial T} \Big|_{T=T_{\max}} > 0 \end{cases} \quad (2.29)$$

Используя правило дифференцирования интеграла с переменным верхним пределом, вычислим производную критериальной функции, присутствующей в (2.29):

$$\begin{aligned} \frac{\partial J(\tilde{U}^*, \tilde{V}^*, T)}{\partial T} = & \tilde{U}^*(T) Q \tilde{U}^*(T) - \tilde{V}^{*T}(T) W \tilde{V}^*(T) + \\ & 2 \{ \tilde{C}^T(T) (G^1 - G^2) + (G^2 \tilde{C}^2 - G^1 \tilde{C}^1) \} (\tilde{A} \tilde{C}(T) + \tilde{B} \tilde{U}^*(T) + \tilde{D} \tilde{V}^*(T)) \end{aligned} \quad (2.30)$$

Таким образом, синтез законов оптимального управления конфликтующими самолетами в рассматриваемой задаче предполагает следующую последовательность действий:

- 1) продолжительность процесса сближения  $T$  на интервале  $[T_{\min}, T_{\max}]$  варьируется с некоторым шагом  $\delta T : T^k = T_{\min} + k\delta T, k = 0, 1, 2, \dots$
- 2) для каждого фиксированного значения продолжительности  $T^k$  с учетом начального относительного состояния участников дуэли  $\tilde{C}(0)$  путем интегрирования на интервале  $[0, T^k]$  модели (2.16), в которой оптимальные управления рассчитываются с помощью (2.22), определяются зависимости  $\tilde{U}^*(t), \tilde{V}^*(t), \tilde{C}(t)$ , в том числе и для конечного момента времени  $t = T^k$ ;
- 3) полученные таким образом конечные векторы  $\tilde{U}^*(T^k), \tilde{V}^*(T^k), \tilde{C}(T^k)$  используются в (2.30) для вычисления производной  $\frac{\partial J(\tilde{U}^*, \tilde{V}^*, T^k)}{\partial T}$ . Если при этом имеет место равенство  $\frac{\partial J(\tilde{U}^*, \tilde{V}^*, T^k)}{\partial T} = 0$  продолжительность  $T^k$  принимается в качестве расчетной  $T^* = T^k$ ;
- 4) если на интервале  $[T_{\min}, T_{\max}]$  всюду  $\frac{\partial J(\tilde{U}^*, \tilde{V}^*, T^k)}{\partial T} \neq 0$ , расчетная продолжительность процесса сближения  $T^*$  выбирается на основе проверки условий (2.29). Учитывая это, продолжительность процесса боевого маневрирования  $T^*$  используется для расчета управлений  $\tilde{U}^*(\tilde{C}(t)), \tilde{V}^*(\tilde{C}(t))$ , соответствующих текущему относительному состоянию участников дуэли  $\tilde{C}(t)$ .

В дальнейшем нормированные векторы оптимальных управлений  $\tilde{U}^*, \tilde{V}^*$  пересчитываются в векторы  $U^*, V^*$ , компонентами которых являются командные ускорения по осям стартовой системы координат. В дальнейшем ускорения, содержащиеся в векторе  $U^*$ , с использованием матрицы направляющих косинусов пересчитываются в компоненты

ускорений БЛА-перехватчика в связанной системе координат, а значит, в составляющие командных перегрузок по связанным осям, обеспечивающие возможность его маневрирования.

## 2.5. Результаты моделирования процесса гарантирующего управления траекторией БЛА траекторией БЛА

Началом решения поставленной задачи, т.е. началом построения алгоритма управления, является появление визуального контакта между конфликтующими сторонами. Соответственно, в начале построения алгоритма фиксируются составляющие начальных положений и скоростей по осям стартовой инерциальной системы координат собственного БЛА и самолета противника (вектора  $\bar{R}$  и  $\bar{S}$  соответственно).

Определим конечные состояния, в которые необходимо прийти конфликтующим самолетам, т.е. зададим «идеальные» точки благоприятные для последующей ракетной атаки. В разделе 1.2 был рассмотрен вопрос о ведении ближнего маневренного воздушного боя, а также приведены некоторые цифры, с помощью которых задаются значения для «идеальных» точек противников  $C^1$ ,  $C^2$ . Учитывая то, что противник преследует противоположные интересы, его «идеальная» точка будет содержать те же компоненты, кроме первой, взятой с обратным знаком. После указания начальных условий, с помощью выражений (2.12) - (2.14) нормируются все необходимые параметры.

Однако, необходимо учитывать знак первой компоненты  $C^1(1,1)$  «идеальной» точки в зависимости от направления курса противоборствующих самолетов. Для того, чтобы выбрать знак данной компоненты необходимо построить плоскость, проходящую через точку начального состояния самолета противника, и перпендикулярную вектору скорости собственного самолета.

$$R_4 * x + R_5 * y + R_6 * z - R_4 * S_1 - R_5 * S_2 - R_6 * S_3$$

После построения плоскости нужно найти угол  $\varphi$  между данной плоскостью и вектором скорости самолета противника. Для этого необходимо знать вектор нормали плоскости:

$$\bar{n} = (R_4, R_5, R_6)$$

$$\varphi = a \sin \frac{R_4 * S_4 + R_5 * S_5 + R_6 * S_6}{\sqrt{R_4^2 + R_5^2 + R_6^2} * \sqrt{S_4^2 + S_5^2 + S_6^2}} \quad (2.31)$$

Если  $\varphi > 0^\circ$  и  $S(4,1) > 0$  или  $\varphi < 0^\circ$  и  $S(4,1) > 0$ , то собственный БЛА предпринимает маневр, представленный на рис. 2.8 и компонента  $C^l(1,1)$  имеет отрицательный знак. Если  $\varphi > 0^\circ$  и  $S(4,1) < 0$  или  $\varphi < 0^\circ$  и  $S(4,1) < 0$ , то собственный БЛА осуществляет маневр, представленный на рис. 2.9 и компонента  $C^l(1,1)$  имеет положительный знак.

Зная начальные состояния противников, получаем вектор  $\tilde{C}$  в начальный момент времени  $t=0$ .

$$C(0) = R - S;$$

$$\tilde{C}(0) = FS * C(0) - GS;$$

Далее необходимо задать матрицы  $Q$ ,  $W$ ,  $G^1$ ,  $G^2$ , присутствующие в критерии оптимальности (2.22).

Еще раз подчеркнем, что элементы матриц  $G^1$ ,  $G^2$  определяют веса компонент вектора  $\tilde{C}(t)$  с точки зрения выполнения требований к конечному состоянию противоборствующих ЛА.

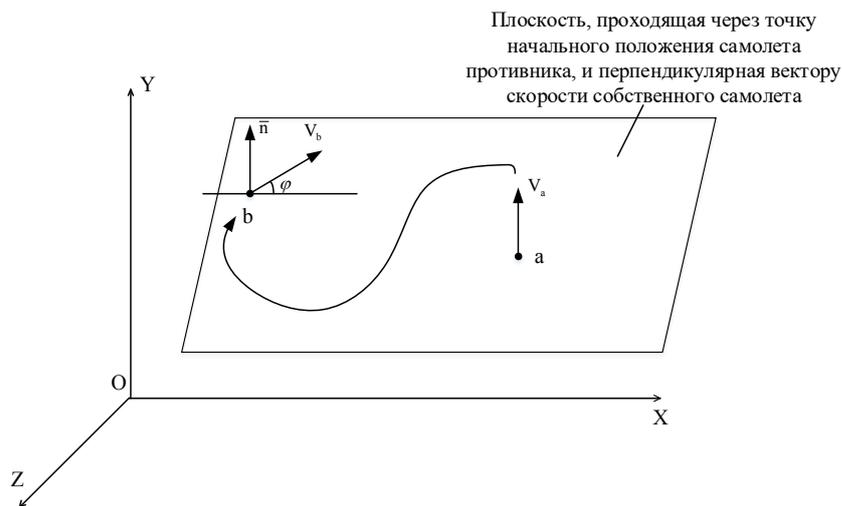


Рис. 2.8. Маневр собственного БЛА при  $\varphi > 0^\circ$  и  $S(4,1) > 0$

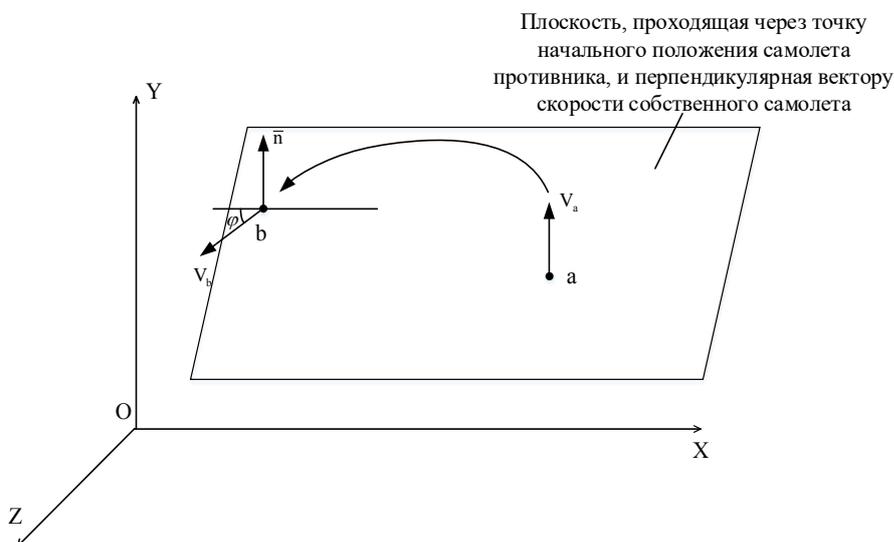


Рис. 2.9. Маневр собственного БЛА при  $\varphi < 0^\circ$  и  $S(4,1) < 0$

Следующим шагом решения поставленной задачи является поиск матрицы  $P(t)$  и вектора  $q(t)$  в каждый момент времени  $t$  из дифференциальных уравнений (2.24). Так как нам известны матрица  $P(T)$  и вектор  $q(T)$ , в момент окончания боевого маневрирования конфликтующих самолетов, то для их нахождения необходимо проинтегрировать дифференциальные уравнения (2.24) в обратном времени (с отрицательным шагом). Для этого воспользуемся методом Рунге-Кутты 4-го порядка:

$$\dot{\bar{y}} = \bar{f}(\bar{y}, \bar{u}, t),$$

где  $\bar{y}$  - вектор фазовых переменных;  $\bar{u}$  - вектор управления;  $t$  – текущее время.

$$\begin{aligned}
\bar{y}_{i+1} &= \bar{y}_i + \frac{1}{6}(\bar{f}_i + 2^* \bar{f}_{i+\frac{1}{2}} + 2^* \bar{f}_{i+\frac{1}{2}}^* + \bar{f}_{i+1})h; \\
\bar{f}_i &= \bar{f}(\bar{y}_i, \bar{u}_i, t_i); \\
\bar{f}_{i+\frac{1}{2}} &= \bar{f}(\bar{y}_i + \frac{1}{2}h^* \bar{f}_i, \bar{u}_{i+\frac{1}{2}}, t_i + \frac{1}{2}h); \\
\bar{f}_{i+\frac{1}{2}}^* &= \bar{f}(\bar{y}_i + \frac{1}{2}h^* \bar{f}_{i+\frac{1}{2}}, \bar{u}_{i+\frac{1}{2}}, t_i + \frac{1}{2}h); \\
\bar{f}_{i+1} &= \bar{f}(\bar{y}_i + h^* \bar{f}_{i+\frac{1}{2}}^*, \bar{u}_{i+1}, t_i + h).
\end{aligned} \tag{2.32}$$

Применительно к текущей задаче получаем следующие выражения для матрицы  $P$ :

$$\begin{aligned}
\bar{f}_i &= -P_i^* \tilde{A} - \tilde{A}^T P_i + P_i^* (\tilde{B}^*(Q^{-1})^* \tilde{B}^T + \tilde{D}^*(W^{-1})^* \tilde{D}^T) P_i; \\
\bar{f}_{i+\frac{1}{2}} &= -(P_i - \frac{h}{2} \bar{f}_i)^* \tilde{A} - \tilde{A}^T (P_i - \frac{h}{2} \bar{f}_i) + (P_i - \frac{h}{2} \bar{f}_i)^* (\tilde{B}^*(Q^{-1})^* \tilde{B}^T + \tilde{D}^*(W^{-1})^* \tilde{D}^T) (P_i - \frac{h}{2} \bar{f}_i); \\
\bar{f}_{i+\frac{1}{2}}^* &= -(P_i - \frac{h}{2} \bar{f}_{i+\frac{1}{2}})^* \tilde{A} - \tilde{A}^T (P_i - \frac{h}{2} \bar{f}_{i+\frac{1}{2}}) + (P_i - \frac{h}{2} \bar{f}_{i+\frac{1}{2}})^* (\tilde{B}^*(Q^{-1})^* \tilde{B}^T + \tilde{D}^*(W^{-1})^* \tilde{D}^T) (P_i - \frac{h}{2} \bar{f}_{i+\frac{1}{2}}^*); \\
\bar{f}_{i+1} &= -(P_i - h \bar{f}_{i+\frac{1}{2}}^*)^* \tilde{A} - \tilde{A}^T (P_i - h \bar{f}_{i+\frac{1}{2}}^*) + (P_i - h \bar{f}_{i+\frac{1}{2}}^*)^* (\tilde{B}^*(Q^{-1})^* \tilde{B}^T + \tilde{D}^*(W^{-1})^* \tilde{D}^T) (P_i - h \bar{f}_{i+\frac{1}{2}}^*);
\end{aligned}$$

и вектора  $q$ :

$$\begin{aligned}
\bar{f}1_i &= ((\tilde{B}^*(Q^{-1})^* \tilde{B}^T + \tilde{D}^*(W^{-1})^* \tilde{D}^T) P_i - \tilde{A})^T q_i; \\
\bar{f}1_{i+\frac{1}{2}} &= ((\tilde{B}^*(Q^{-1})^* \tilde{B}^T + \tilde{D}^*(W^{-1})^* \tilde{D}^T) (P_i - \frac{h}{2} \bar{f}_i) - \tilde{A})^T (q_i - \frac{h}{2} \bar{f}1_i); \\
\bar{f}1_{i+\frac{1}{2}}^* &= ((\tilde{B}^*(Q^{-1})^* \tilde{B}^T + \tilde{D}^*(W^{-1})^* \tilde{D}^T) (P_i - \frac{h}{2} \bar{f}_{i+\frac{1}{2}}) - \tilde{A})^T (q_i - \frac{h}{2} \bar{f}1_{i+\frac{1}{2}}^*); \\
\bar{f}1_{i+1} &= ((\tilde{B}^*(Q^{-1})^* \tilde{B}^T + \tilde{D}^*(W^{-1})^* \tilde{D}^T) (P_i - h \bar{f}_{i+\frac{1}{2}}^*) - \tilde{A})^T (q_i - h \bar{f}1_{i+\frac{1}{2}}^*);
\end{aligned}$$

Данные выражения позволяют найти значения матрицы  $P$  и вектора  $q$  для каждого момента времени  $t$ , которые входят в алгоритм в качестве известных функций.

После нахождения матрицы  $P$  и вектора  $q$  для каждого момента времени  $t$ , необходимо найти начальные значения векторов управления  $\tilde{U}$  и  $\tilde{V}$  для собственного БЛА и самолета противника соответственно в момент времени  $t = 0$ . С помощью соотношений (2.23) получаем следующее:

$$\begin{aligned}
\tilde{U}(0) &= -Q^{-1} B^T (P(0) \tilde{C}(0) + q(0)), \\
\tilde{V}(0) &= -W^{-1} D^T (P(0) \tilde{C}(0) + q(0)).
\end{aligned} \tag{2.33}$$

Зная значения управлений  $\tilde{U}(\theta)$  и  $\tilde{V}(\theta)$ , находим относительные положения конфликтующих самолетов на следующем шаге с помощью модели (2.16), проинтегрировав данное уравнение в прямом времени (с положительным шагом) методом Рунге-Кутты 4-го порядка:

$$\begin{aligned}\overline{f2}_i &= \tilde{A}^* \tilde{C}_i + \tilde{B}^* \tilde{U}_i + \tilde{D}^* \tilde{V}_i; \\ \overline{f2}_{i+\frac{1}{2}} &= \tilde{A}^* (\tilde{C}_i + \frac{h}{2} \overline{f2}_i) + \tilde{B}^* \tilde{U}_i + \tilde{D}^* \tilde{V}_i; \\ \overline{f2}_{i+\frac{1}{2}}^* &= \tilde{A}^* (\tilde{C}_i + \frac{h}{2} \overline{f2}_{i+\frac{1}{2}}) + \tilde{B}^* \tilde{U}_i + \tilde{D}^* \tilde{V}_i; \\ \overline{f2}_{i+1} &= \tilde{A}^* (\tilde{C}_i + h \overline{f2}_{i+\frac{1}{2}}^*) + \tilde{B}^* \tilde{U}_i + \tilde{D}^* \tilde{V}_i;\end{aligned}$$

Получив новое относительное положение  $\tilde{C}(t+h)$ , и, зная рассчитанные ранее матрицу  $P$  и вектор  $q$  получаем новые значения управлений  $\tilde{U}$  и  $\tilde{V}$ , с помощью которых рассчитываем новое относительное положение конфликтующих самолетов. Соответственно, получаем цикл, состоящий из  $T/h$  шагов, в котором рассчитываются все относительные положения ЛА  $\tilde{C}(t)$  и значения управлений  $\tilde{U}(t)$  и  $\tilde{V}(t)$ .

Однако, при моделировании алгоритма с одной «идеальной» и одной «недопустимой» точкой траектории летательных аппаратов получаются нелогичными. Поэтому требуется ввести алгоритм еще по одной «идеальной» и «недопустимой» точке.

Для этого в каждый момент времени рассчитываются расстояния каждого из летательных аппаратов до своих «идеальных» точек:

$$\begin{aligned}d^1 &= (\tilde{C}(T) - \tilde{C}^1)^T G^1 (\tilde{C}(T) - \tilde{C}^1), \\ d^2 &= (\tilde{C}(T) - \tilde{C}^2)^T G^2 (\tilde{C}(T) - \tilde{C}^2).\end{aligned}\tag{2.34}$$

Как только расстояние  $d^1$  до «идеальной» точки собственного БЛА-перехватчика становится больше расстояния  $d^2$ , то «недопустимая» точка становится для собственного самолета «идеальной» и, наоборот, для противника его «идеальная» точка становится для него «недопустимой».

Если «идеальная» и «недопустимая» точки изменились, то необходимо пересчитать все значения матрицы  $P$  и вектора  $q$  для расчета новых значений управлений  $\tilde{U}$ ,  $\tilde{V}$ , а также вектора относительных положений противоборствующих самолетов  $\tilde{C}$ , начиная с момента времени  $T-t$ , где  $T$  – заданная продолжительность боевого маневрирования,  $t$  – время полета, когда расстояние  $d'$  становится больше расстояния  $d^2$ .

Эффективность алгоритма (разд. 2.2-2.5) подтверждается результатами математического моделирования траекторией движения конфликтующих самолетов.

Для проведения моделирования вектор  $C(\theta)$  (вектор относительного начального положения конфликтующих ЛА на момент начала сближения) выбирался случайным образом в пределах заданной области  $W_c = \{C(\theta) : |C_i(\theta)| \leq C_{i_{\max}}(\theta), i = \overline{1,6}\}$ . В качестве значений  $C_{i_{\max}}(\theta), i = \overline{1,3}$ , характеризующих относительное положение БЛА-перехватчика и цели соответственно по координатам  $X, Y, Z$  стартовой системы координат, учитывая требования информационного контакта, принималась максимальная дальность захвата цели бортовой РЛС:

$$C_{1_{\max}}(\theta) = 20 \text{ км};$$

$$C_{2_{\max}}(\theta) = 7,5 \text{ км};$$

$$C_{3_{\max}}(\theta) = 2,5 \text{ км}$$

Компоненты  $C_{i_{\max}}(\theta), i = \overline{4,6}$ , определяют максимально-допустимые скорости сближения БЛА-перехватчика и цели, которые принимались равными.

$$C_{4_{\max}}(\theta) = 900 \text{ км/ч}$$

$$C_{5_{\max}}(\theta) = 300 \text{ км/ч}$$

$$C_{6_{\max}}(\theta) = 100 \text{ км/ч}$$

Эффективность гарантирующего управления оценивалась по тому тактическому преимуществу, которое приобретает БЛА-перехватчик после завершения его вывода в зону применения АСП. Для этого в момент завершения процесса сближения  $T$  рассчитывались расстояния  $d_1(T), d_2(T)$ , в соответствии с (2.34), характеризующие в пространстве нормированных относительных координат близость каждого из конфликтующих самолетов до соответствующей ему «идеальной» точки, перемещение в которую обеспечивает ему тактическое преимущество с точки зрения последующего применения средств поражения. Эти расстояния представляют собой терминальные компоненты критерия (2.22):

Как указывалось в разд. 2.2, вектор  $\tilde{C}^1$  в (2.34) задает в пространстве нормированных относительных координат «идеальную» точку для БЛА-перехватчика с учетом возможностей располагаемых на нем АСП.

Предполагалось, что БЛА-перехватчик оснащен управляемой ракетой (УР) ближнего боя с тепловой ГСН, а самолет противника УР с полуактивной радиолокационной ГСН.

Учитывая это, компоненты векторов  $C^1, C^2$  принимались равными:

$$C^1 = \begin{pmatrix} 3900 \text{ м} \\ 1500 \text{ м} \\ 0 \text{ м} \\ 250 \text{ км/ч} \\ 0 \text{ км/ч} \\ 0 \text{ км/ч} \end{pmatrix}, C^2 = \begin{pmatrix} -6150 \text{ м} \\ -2500 \text{ м} \\ 0 \text{ м} \\ -300 \text{ км/ч} \\ 0 \text{ км/ч} \\ 0 \text{ км/ч} \end{pmatrix};$$

На основе векторов  $C^1, C^2$  рассчитывались их нормированные аналоги  $\tilde{C}^1, \tilde{C}^2$ , которые в дальнейшем использованы в (2.34). Весовые матрицы  $G^1, G^2$  в (2.34) принимались равными:

$$\mathbf{G}^1 = \begin{pmatrix} 0.424 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.8 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0.96 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0.6 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0.866 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0.9 \end{pmatrix}, \mathbf{G}^2 = \begin{pmatrix} 0.112 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.366 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0.4 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0.44 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0.446 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0.475 \end{pmatrix}.$$

Учитывая выражение (2.34) неравенство  $d_1(\mathbf{T}) < d_2(\mathbf{T})$  показывает, что собственный БЛА приобретает тактическое преимущество с точки зрения использования АСП, расположенных на нем, так как его конечное относительное состояние в большей степени соответствует условиям эффективного применения оружия.

Для оценки работоспособности полученного алгоритма проведено три серии вычислительных экспериментов. Каждый из них включал в себя моделирование 100 траекторий движения противоборствующих ЛА, соответствующих различным начальным состояниям  $C(\theta)$ , которые выбирались случайным образом.

Во всех случаях ограничения на управления принимались равными:

для БЛА-перехватчика :

$$|a_X| \leq 2g, |a_Y| \leq 4g, |a_Z| \leq 1g;$$

для самолета противника:

$$|a_X| \leq 2g, |a_Y| \leq 4g, |a_Z| \leq 1g.$$

Приведенные выше ограничения приблизительно отображают соотношения маневренных возможностей современных БЛА-перехватчиков. Выполнение этих ограничений достигается за счет выбора матриц  $\mathbf{Q}, \mathbf{W}$ , которые присутствуют в выражении критерия (2.22).

В первой серии БЛА-перехватчик и самолет противника использовали известное решение [40], когда продолжительность процесса боевого маневрирования известна и задана.

На рис. 2.10 показано, что использование разработанного алгоритма при сопоставимых маневренных возможностях противников в 64% случаев обеспечивает позиционное преимущество БЛА-перехватчика с точки зрения последующего использования АСП.

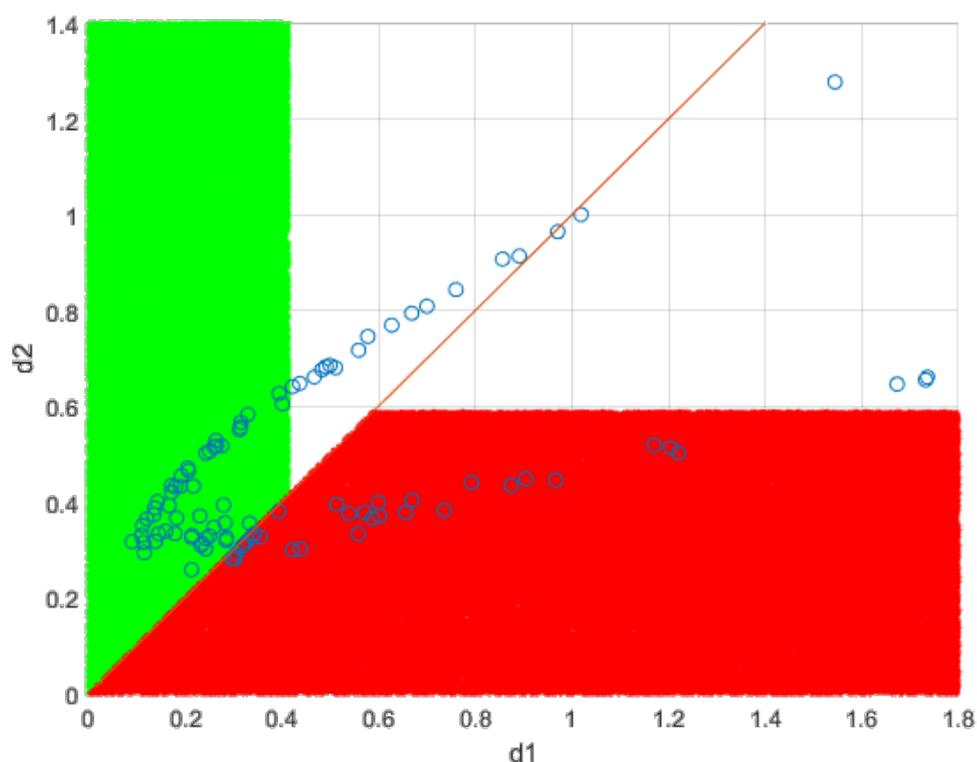


Рис. 2.10. Значения  $d_1(T^*), d_2(T^*)$ , отражающие положение противоборствующих самолетов относительно «идеальных» с учетом их интересов точек для случая, когда продолжительность процесса боевого маневрирования задана

Во второй серии БЛА-перехватчик и самолет противника использовали оптимальные законы управления  $\tilde{U}^*(C), \tilde{V}^*(C)$ , рассчитываемые с помощью (2.23)-(2.24), исходя из продолжительности процесса сближения  $T^*$ , определяемой на основе (2.29) из условий существования седловой точки.

На рис. 2.11 приведены результаты моделирования в плоскости параметров  $d_1(T), d_2(T)$ .

Как следует из рис. 2.11, в наиболее тяжелой ситуации, когда противник придерживается оптимальной в смысле критерия (2.22) стратегии управления, тем не менее, в 81% случаях БЛА-перехватчик приобретал тактическое преимущество по сравнению с самолетом противника, что делает его шансы на победу в воздушной дуэли предпочтительными.

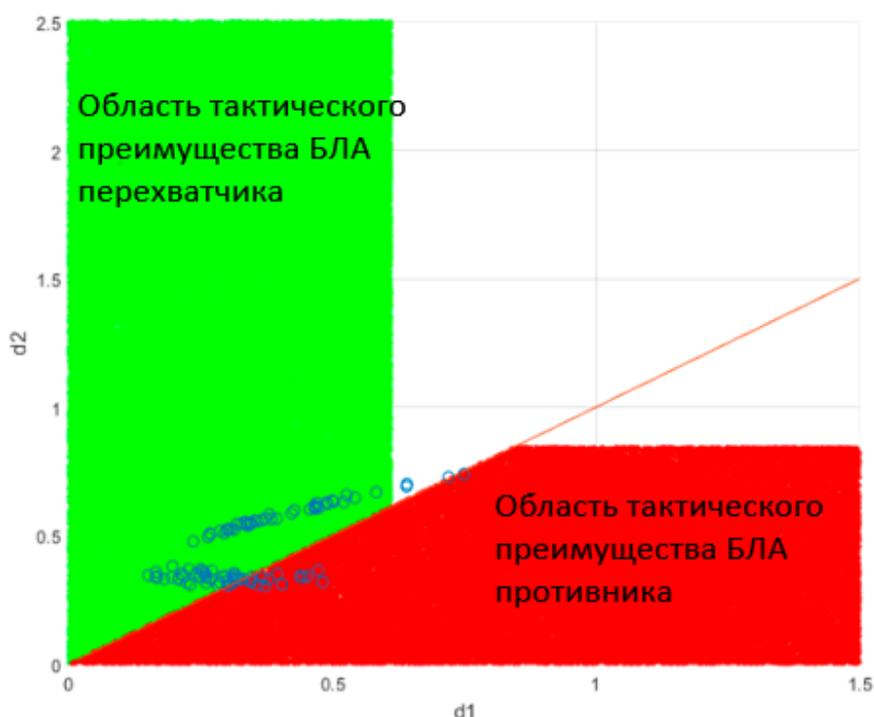


Рис. 2.11. Значения  $d_1(T^*), d_2(T^*)$ , отражающие положение противоборствующих самолетов относительно «идеальных» с учетом их интересов точек для случая, когда оба противника придерживаются оптимальных стратегий управления

В третьей серии экспериментов управление БЛА-перехватчиком  $\tilde{U}^*(C)$  по-прежнему формировалось на основе (2.23) - (2.24) для расчетной продолжительности процесса сближения  $T^*$ , определяемой условиями (2.29).

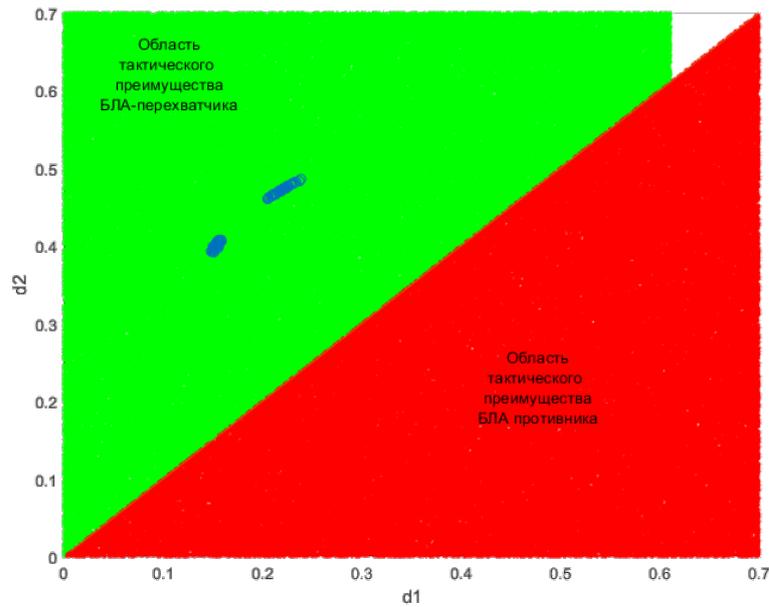


Рис. 2.12. Значения  $d_1(T^*), d_2(T^*)$ , отражающие положение противоборствующих самолетов относительно «идеальных» с учетом их интересов точек для случая, когда противник отклоняется от оптимальной стратегии управления

Вместе с тем, соперник использовал такое управление  $\tilde{V}^*(C)$ , что его продолжительность процесса боевого маневрирования  $T$  являлась отличной от расчетной ( $T \neq T^*$ ). Другими словами, расчетная продолжительность процесса боевого маневрирования собственного БЛА-перехватчика, которая отвечает условиям существования седловой точки и формирующая его управление, отличается от продолжительности процесса сближения, на которую опирается противник, исходя из собственных интересов. Результаты моделирования для третьей серии вычислительных экспериментов приведены на рис. 2.12, где представлены значения  $d_1(T^*), d_2(T^*)$ , отражающие положение противоборствующих самолетов относительно «идеальных», с учетом их интересов, точек.

Из рисунка видно, что любое отклонение соперника от его оптимальной стратегии приводит к тому, что в 100% случаях собственный БЛА-перехватчик получает тактическое преимущество с точки зрения

последующего применения АСП, независимо от начального состояния конфликтующих ЛА.

Таким образом, любое отклонение самолета противника от гарантирующей стратегии управления приводит к тому, что БЛА-перехватчик на этапе его вывода в область применения средств поражения приобретает тактическое преимущество, делающее его шансы в воздушной дуэли предпочтительными.

## 2.6. Оценка влияния авиационных средств поражения на эффективность разработанного алгоритма

Для оценки работоспособности предложенного алгоритма проведено имитационное моделирование, целью которого является оценка того позиционного преимущества, которое приобретает БЛА-перехватчик с учетом его маневренных возможностей и АСП, находящихся на нем.

В процессе моделирования вектор  $C(\theta)$ , который задает относительное начальное состояние БЛА и цели на момент начала сближения, выбирался случайным образом в пределах заданной области

$$W_C = \{C(\theta) : |C_i(\theta)| \leq C_{i_{\max}}(\theta), i = \overline{1,6}\}$$

В качестве значений  $C_{i_{\max}}(\theta), i = \overline{1,3}$ , характеризующих относительное положение БЛА-перехватчика и цели соответственно по координатам  $X, Y, Z$  стартовой системы координат, учитывая требования информационного контакта, принималась максимальная дальность захвата цели бортовой РЛС:

$$C_{1_{\max}}(\theta) = 20 \text{ км};$$

$$C_{2_{\max}}(\theta) = 7,5 \text{ км};$$

$$C_{3_{\max}}(\theta) = 2,5 \text{ км}$$

Компоненты  $C_{i_{\max}}(0), i = \overline{4,6}$ , определяют максимально-допустимые скорости сближения БЛА-перехватчика и цели, которые принимались равными.

$$C_{4_{\max}}(0) = 900 \text{ км/ч}$$

$$C_{5_{\max}}(0) = 300 \text{ км/ч}$$

$$C_{6_{\max}}(0) = 100 \text{ км/ч}$$

Область  $W_C$  использовалась в дальнейшей процедуре нормирования параметров относительного движения БЛА – перехватчика и цели. В работе оценивалось влияние АСП на эффективность полученного бортового алгоритма управления БЛА для трех случаев (АСП БЛА-перехватчика – АСП противника):

1. Авиационная управляемая ракета класса «воздух-воздух» - авиационное артиллерийское оружие

$$C^1 = \begin{pmatrix} 3900 \text{ м} \\ 1500 \text{ м} \\ 0 \text{ м} \\ 250 \text{ км/ч} \\ 0 \text{ км/ч} \\ 0 \text{ км/ч} \end{pmatrix} \quad C^2 = \begin{pmatrix} -200 \text{ м} \\ -100 \text{ м} \\ 0 \text{ м} \\ -150 \text{ км/ч} \\ 0 \text{ км/ч} \\ 0 \text{ км/ч} \end{pmatrix}$$

2. Авиационное артиллерийское оружие – авиационная управляемая ракета класса «воздух-воздух»

$$C^1 = \begin{pmatrix} 200 \text{ м} \\ 100 \text{ м} \\ 0 \text{ м} \\ 150 \text{ км/ч} \\ 0 \text{ км/ч} \\ 0 \text{ км/ч} \end{pmatrix} \quad C^2 = \begin{pmatrix} -6150 \text{ м} \\ -2500 \text{ м} \\ 0 \text{ м} \\ -300 \text{ км/ч} \\ 0 \text{ км/ч} \\ 0 \text{ км/ч} \end{pmatrix}$$

3. Авиационная управляемая ракета класса «воздух-воздух» с тепловой головкой самонаведения (ГСН) - авиационная управляемая ракета класса «воздух-воздух» с полуактивной радиолокационной ГСН.

$$C^1 = \begin{pmatrix} 3900 \text{ м} \\ 1500 \text{ м} \\ 0 \text{ м} \\ 250 \text{ км/ч} \\ 0 \text{ км/ч} \\ 0 \text{ км/ч} \end{pmatrix} \quad C^2 = \begin{pmatrix} -6150 \text{ м} \\ -2500 \text{ м} \\ 0 \text{ м} \\ -300 \text{ км/ч} \\ 0 \text{ км/ч} \\ 0 \text{ км/ч} \end{pmatrix}$$

Эффективность гарантирующего управления оценивалась по тому тактическому преимуществу, которое приобретает БЛА-перехватчик после завершения его вывода в зону применения АСП. Для этого в момент завершения процесса сближения  $T$  рассчитывались расстояния  $d_1(T), d_2(T)$ , характеризующие в пространстве нормированных относительных координат близость каждого из конфликтующих самолетов до соответствующей ему «идеальной» точки (2.34), перемещение в которую обеспечивает ему тактическое преимущество с точки зрения последующего применения средств поражения.

Маневренные возможности БЛА-перехватчика оценивались по следующим тактически значимым показателям [42], рассчитанным в стартовой системе координат:

- приемистость, характеризующая оперативность разгона БЛА до необходимой скорости; влияние проявляется через величину осевого ускорения  $a_x$ ;
- скороподъемность, определяющая маневренность БЛА в вертикальной плоскости; влияние проявляется через величину нормального ускорения  $a_y$ ;

- поворотливость, отражающая способность БЛА выполнять горизонтальные маневры; влияние проявляется через величину бокового ускорения  $az$ .

Для оценки работоспособности полученного алгоритма и оценки влияния АСП на достигаемое позиционное преимущество проведено три серии вычислительных экспериментов (для каждого из случаев расположения АСП на конфликтующих самолетах). Каждый из них включал в себя моделирование 150 траекторий движения противоборствующих ЛА, соответствующих различным начальным состояниям  $C(\theta) \in W_C$ , которые выбирались случайным образом. Во всех случаях ограничения на управления БЛА-перехватчика задавались в виде  $|U_i| \leq U_{i\max}$ ,  $i = \overline{1,3}$ , где  $U_{1\max} = 2g$ ,  $U_{2\max} = 4g$ ,  $U_{3\max} = g$ ,  $g$  – ускорение свободного падения.

В процессе маневрирования противоборствующие БЛА использовали оптимальные законы управления  $\tilde{U}^*(\tilde{C})$ ,  $\tilde{V}^*(\tilde{C})$ , рассчитываемые с помощью формул (2.23) - (2.24), исходя из оптимальной продолжительности процесса сближения  $T^*$ , определяемой условиями существования седловой точки. Прежде всего, исследовалось влияние приемистости атакуемого БЛА на приобретаемое им позиционное преимущество. Для этого в процессе моделирования варьировалось отношение  $U_{1\max}/V_{1\max} = k$ ,  $k = 0,5; 0,75; 1,0; 1,25; 1,5$ .

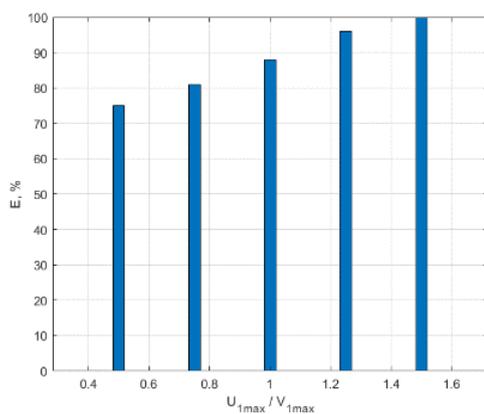
Значение  $k < 1$  указывает на то, что БЛА-перехватчик обладает маневренным преимуществом по показателю приемистости. Значение  $k = 1$  – признак того, что конфликтующие БЛА обладают сопоставимыми маневренными возможностями по данному показателю;  $k > 1$  указывает на маневренное преимущество БЛА-противника. При этом предполагалось, что атакуемый БЛА и БЛА-

перехватчик обладают сопоставимыми маневренными возможностями по скороподъемности и поворотливости, т.е.  $U_{2\max} = V_{2\max}$ ,  $U_{3\max} = V_{3\max}$ .

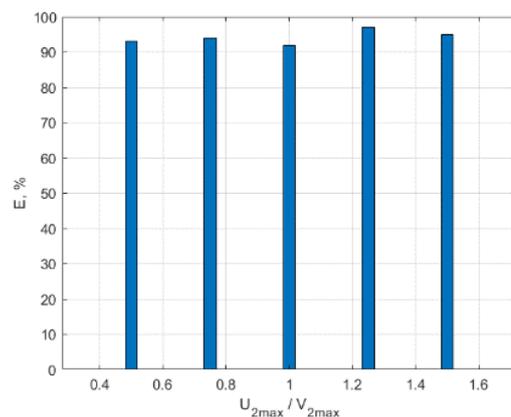
Для каждого фиксированного значения  $U_{1\max}/V_{1\max}$  случайным образом в соответствии с равномерным распределением генерировались реализации  $C^j(\theta) \in W_C$ ,  $j = 1, \dots, 150$ , которые задают относительные начальные значения атакуемого БЛА и БЛА-перехватчика, и рассчитывались траектории  $\tilde{C}^j(\theta)$ ,  $t \in [\theta, T^*]$ ,  $j = 1, \dots, 150$ , отражающие их взаимное положение в процессе маневрирования. Для этого интегрировались уравнения (2.16) с законами управления (2.23) - (2.24). В результате получены реализации

$$d_{1j} = (\tilde{C}^j(T^*) - \tilde{C}^1)^m G^1 (\tilde{C}^j(T^*) - \tilde{C}^1), \quad d_{2j} = (\tilde{C}^j(T^*) - \tilde{C}^2)^m G^2 (\tilde{C}^j(T^*) - \tilde{C}^2),$$

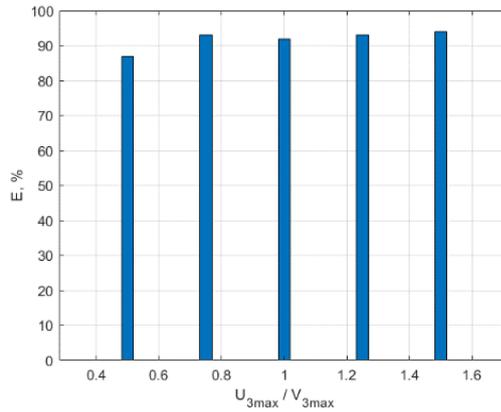
количественно выражающие степень близости конфликтующих БЛА до собственных «идеальных» точек  $\tilde{C}^1, \tilde{C}^2$  в момент завершения процесса маневрирования. Аналогичным образом исследовалось влияние других показателей маневренных возможностей собственного БЛА на его позиционное преимущество.



a)



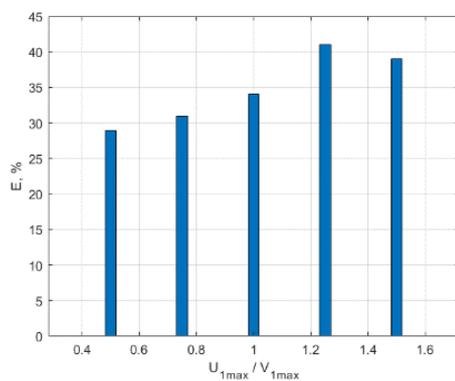
б)



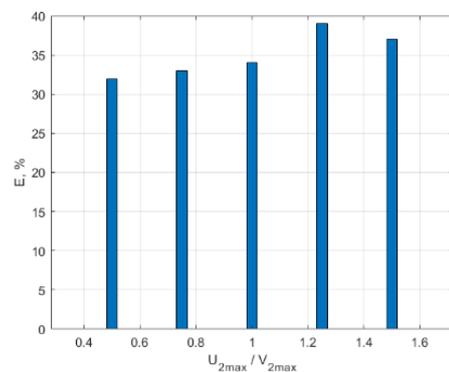
в)

Рис. 2.13. Графики влияния приемистости (а), скороподъемности (б) и поворотливости (в) собственного БЛА по сравнению с БЛА противника на достигаемое им позиционное преимущество для 1 случая расположения АСП на конфликтующих БЛА

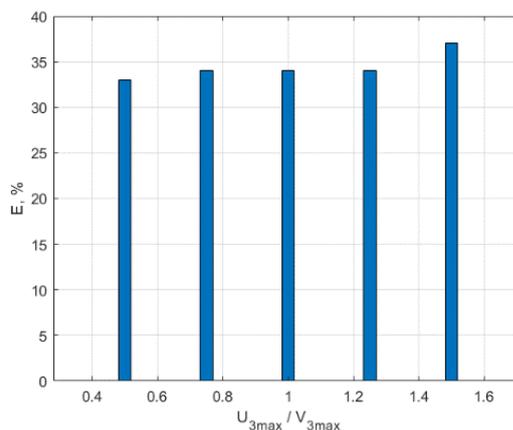
На рис. 2.13 показаны графики влияния приемистости (2.13, а), скороподъемности (2.13, б) и поворотливости (2.13, в) собственного БЛА по сравнению с самолетом противника на достигаемое им позиционное преимущество для первого случая, где  $E$  – эффективность разработанного алгоритма, показывающая процентную долю траекторий, при которых обеспечивается приведение собственного БЛА в зону возможных пусков АСП. Из графиков видно, что в среднем в 89% случаев собственный БЛА получает преимущество в последующей атаке.



а)



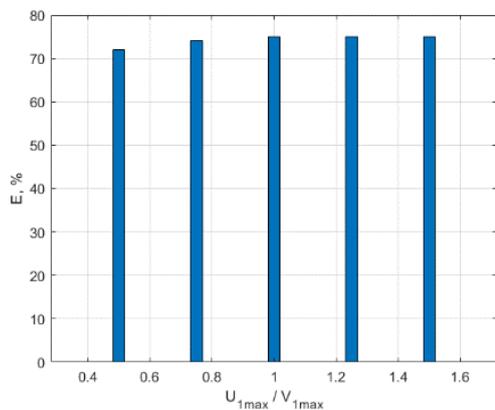
б)



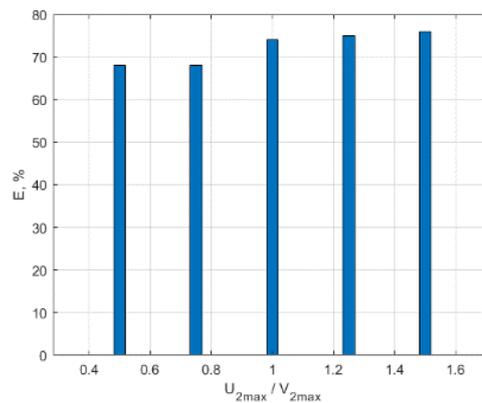
в)

Рис. 2.14. Графики влияния приемистости (а), скороподъемности (б) и поворотливости (в) собственного БЛА по сравнению с БЛА противника на достигаемое им позиционное преимущество для 2 случая расположения АСП на конфликтующих БЛА

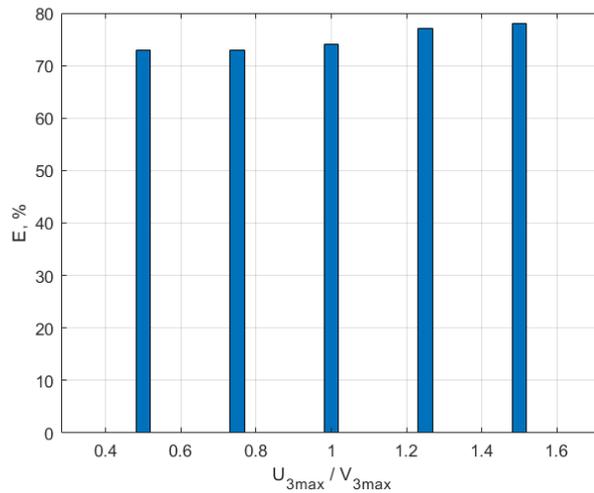
Рис. 2.14 иллюстрирует графики влияния приемистости (2.14, а), скороподъемности (2.14, б) и поворотливости (2.14, в) собственного БЛА по сравнению с самолетом противника на достигаемое им позиционное преимущество для второго случая (авиационное артиллерийское оружие – авиационная управляемая ракета класса «воздух-воздух»). Анализируя графики, можно сделать вывод о том, что в 34% случаях БЛА-перехватчик получает преимущество для атаки.



а)



б)



в)

Рис. 2.15. Графики влияния приемистости (а), скороподъемности (б) и поворотливости (в) собственного БЛА по сравнению с БЛА противника на достигаемое им позиционное преимущество для 3 случая расположения АСП на конфликтующих БЛА

На рис. 2.15 продемонстрированы графики влияния приемистости (2.15, а), скороподъемности (2.15, б) и поворотливости (2.15, в) собственного БЛА по сравнению с самолетом противника на достигаемое им позиционное преимущество для третьего случая (авиационная управляемая ракета класса «воздух-воздух» с тепловой головкой самонаведения (ГСН) - авиационная управляемая ракета класса «воздух-воздух» с полуактивной радиолокационной ГСН). Как следует из рис. 2.15, в среднем в 73% реализаций собственный БЛА получает тактическое преимущество.

Для случая номер 3 была найдена максимальная эффективность алгоритма с помощью ортогонального центрального композиционного плана Бокса для трех факторов  $U_1, U_2, U_3$ . [43-44]. Матрица ортогонального ЦКП Бокса в общем виде представлена в таблице 2.3.

Таблица 2.3. Матрица ортогонального ЦКП Бокса для трёх факторов

№ опыта	$x_0$	$x_1$	$x_2$	$x_3$	$x_1x_2$	$x_1x_3$	$x_2x_3$	$x_1x_2x_3$	$x_1^2$	$x_2^2$	$x_3^2$	$y_n$
1	+	-	-	-	+	+	+	-	+	+	+	$y_1$
2	+	+	-	-	-	-	+	+	+	+	+	$y_2$
3	+	-	+	-	-	+	-	+	+	+	+	$y_3$
4	+	+	+	-	+	-	-	-	+	+	+	$y_4$
5	+	-	-	+	+	-	-	+	+	+	+	$y_5$
6	+	+	-	+	-	+	-	-	+	+	+	$y_6$
7	+	-	+	+	-	-	+	-	+	+	+	$y_7$
8	+	+	+	+	+	+	+	+	+	+	+	$y_8$
9	+	$-\alpha$	0	0	0	0	0	0	$\alpha^2$	0	0	$y_9$
10	+	$\alpha$	0	0	0	0	0	0	$\alpha^2$	0	0	$y_{10}$
11	+	0	$-\alpha$	0	0	0	0	0	0	$\alpha^2$	0	$y_{11}$
12	+	0	$\alpha$	0	0	0	0	0	0	$\alpha^2$	0	$y_{12}$
13	+	0	0	$-\alpha$	0	0	0	0	0	0	$\alpha^2$	$y_{13}$
14	+	0	0	$\alpha$	0	0	0	0	0	0	$\alpha^2$	$y_{14}$
15	+	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	$y_{15}$

Ядром плана является полный факторный эксперимент  $2^3$  (1-8 опыты). В результате проведенного моделирования получены следующие результаты, представленные в таблице 2.4.

Таблица 2.4. Матрица значений ортогонального ЦКП Бокса для трех факторов

№ опыта	$x_0$	$x_1$	$x_2$	$x_3$	$x_1x_2$	$x_1x_3$	$x_2x_3$	$x_1x_2x_3$	$x_4'$	$x_5'$	$x_6'$	$y_i$
1	+	-	-	-	+	+	+	-	0.27	0.27	0.27	0.7933
2	+	+	-	-	-	-	+	+	0.27	0.27	0.27	0.6533
3	+	-	+	-	-	+	-	+	0.27	0.27	0.27	0.82
4	+	+	+	-	+	-	-	-	0.27	0.27	0.27	0.72
5	+	-	-	+	+	-	-	+	0.27	0.27	0.27	0.78
6	+	+	-	+	-	+	-	-	0.27	0.27	0.27	0.6866
7	+	-	+	+	-	-	+	-	0.27	0.27	0.27	0.7266
8	+	+	+	+	+	+	+	+	0.27	0.27	0.27	0.6666
9	+	-1.215	0	0	0	0	0	0	0.75	-0.73	-0.73	0.7266
10	+	+1.215	0	0	0	0	0	0	0.75	-0.73	-0.73	0.6933
11	+	0	-1.215	0	0	0	0	0	-0.73	0.75	-0.73	0.6866
12	+	0	+1.215	0	0	0	0	0	-0.73	0.75	-0.73	0.72
13	+	0	0	-1.215	0	0	0	0	-0.73	-0.73	0.75	0.7
14	+	0	0	+1.215	0	0	0	0	-0.73	-0.73	0.75	0.72
15	+	0	0	0	0	0	0	0	-0.73	-0.73	-0.73	0.7533

Здесь  $x_4' = (x_1^2 - c)$ ;  $x_5' = (x_2^2 - c)$ ;  $x_6' = (x_3^2 - c)$ .

На основе таблицы 2.4 были получены следующие значения коэффициентов функции отклика при кодированных и натуральных значениях факторов, представленные в таблице 2.5 и 2.6.

Таблица 2.5. Значения коэффициентов функции отклика при кодированных значениях факторов

$b_0$	$b_1$	$b_2$	$b_3$
0.72308	-0.028923967	0.004038733	-0.00683
$b_{12}$	$b_{13}$	$b_{23}$	$b_{123}$
0.0048933	0.0057733	-0.01112	-0.00044
$b_4$	$b_5$	$b_6$	
0.0020084	0.000696133	0.002018267	

Здесь  $b_4 = b_{11}$ ,  $b_5 = b_{22}$ ,  $b_6 = b_{33}$ .

Функция отклика:

$$y = 0.72308 - 0.028923967x_1 + 0.004038733x_2 - 0.00683x_3 + 0.0048933x_1x_2 + 0.0057733x_1x_3 - 0.01112x_2x_3 - 0.00044x_1x_2x_3 + 0.002008(x_1^2 - 0.73) + 0.000696(x_2^2 - 0.73) + 0.002018(x_3^2 - 0.73)$$

Таблица 2.6. Значения коэффициентов функции отклика при натуральных значениях факторов

$B_0$	$B_1$	$B_2$	$B_3$
0.94297808933	-0.18939567	0.01633633	-0.0345312
$B_{12}$	$B_{13}$	$B_{23}$	$B_{123}$
0.0133067	0.060267	-0.03744	-0.00352
$B_4$	$B_5$	$B_6$	
0.0080336	0.000696134	0.032292267	

Функция отклика:

$$y = 0.942978 - 0.18939567x_1 + 0.01633633x_2 - 0.0345312x_3 + 0.0133067x_1x_2 + 0.060267x_1x_3 - 0.0374x_2x_3 - 0.0035x_1x_2x_3 + 0.0080336x_1^2 + 0.000696134x_2^2 + 0.032292267x_3^2$$

Нахождение глобального максимума функции отклика при натуральных значениях факторов дало следующие значения составляющих ускорений (

$U_{1\max} = 2.59g$ ,  $U_{2\max} = 5.67g$ ,  $U_{3\max} = 1.03g$ ), при которых достигается максимальная эффективность (рис. 2.16) разработанного алгоритма (78 %).

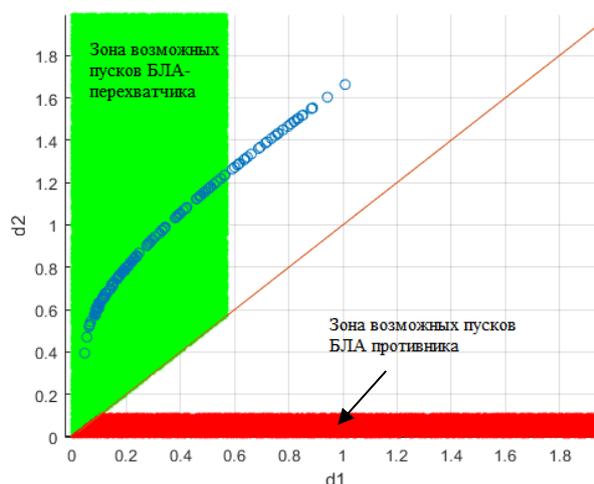


Рис. 2.16 Значения  $d_1(T^*)$ ,  $d_2(T^*)$ , отражающие положение противоборствующих самолетов относительно «идеальных» с учетом их интересов точек для случая ЦКП Бокса.

Анализ зависимостей (см. рис. 2.13, 2.14, 2.15) позволяет утверждать, что использование алгоритма гарантирующего управления, независимо от относительного начального состояния атакуемого БЛА и БЛА-перехватчика при сопоставимости их маневренных возможностей, обеспечивает позиционное преимущество атакующего БЛА в первом и третьем случаях. При этом в наибольшей степени на позиционное преимущество, приобретаемое атакуемым БЛА, оказывает такой тактический показатель, как поворотливость, т.е. способность атакующего БЛА выполнять горизонтальные маневры.

### Глава 3. Минимаксная оптимизация маневров преследования противника в условиях ближнего воздушного боя

В главе 2 был рассмотрен синтез гарантирующего управления траекторией движения БЛА-перехватчика в процессе боевого маневрирования

для случая «дуэли», когда оба противоборствующих БЛА оснащены АСП. Полученное общее решение задачи управления для варианта «дуэли», а также опыт применения пилотируемой и беспилотной авиации позволяют выделить ряд практически значимых частных случаев. Первый из них – задача преследования воздушной цели. Подобная задача возникает тогда, когда в качестве воздушной цели выступает, например, разведывательный БЛА, ориентированный на поиск наземных целей.

Одной из основных задач, которые стоят перед истребительной авиацией, является завоевание и удержание господства в воздухе. Эта задача является одним из условий успешного ведения боевых действий. Ее можно решить путем уничтожения самолетов противника в воздухе. Однако, большую роль играет способность экипажа выполнять боевые задачи во время воздушного боя. Поэтому в настоящее время мировое сообщество активно изучает опыт использования авиации в военных конфликтах. Целью этого изучения является нахождение таких тактических приемов, которые могут обеспечить преимущество в воздушном бою [45-46].

В настоящее время воздушный бой классифицируется как оборонительный и наступательный делится на три вида (рис 3.1) [47].

Активное применение и разработка нового вооружения (например, ракет класса «воздух – воздух»), а также новых средств обнаружения (бортовых радиолокационных станций) способствует обнаружению и поражению противника на больших дистанциях, что непосредственно понижает важность ближнего воздушного боя. При этом, в настоящее время существуют ЛА, которые имеют вооружение для решения боевых задач в условиях ближнего воздушного боя.



Рис. 3.1. Виды воздушного боя и используемого вооружения

По этой причине сохраняет актуальность исследование и оптимизация маневров преследования противника БЛА-перехватчиком в условиях ближнего воздушного боя. При данных условиях, основной целью маневрирования БЛА-перехватчика является осуществление такого маневра относительно противника, при котором повышается эффективность последующего применения АСП [39].

Учитывая специфику ведения ближнего воздушного боя, маневры представляют собой комплекс горизонтальных, вертикальных, а также координированных и форсированных разворотов [48-51]. Сегодня, с учетом накопленного опыта применения боевых ЛА и ведения боевых действий сформулирована эмпирическая формула воздушного боя, которая предполагает использование типовых маневров, обеспечивающих атакующему ЛА позиционное преимущество. К ним относятся "быстрый двойной вираж", "бочка" с последующим отставанием от преследуемого самолета и "медленный двойной вираж".

Кроме того, повышение динамических возможностей БЛА и самолетов истребителей, прогресс боевой авиации, разработка новых видов радиоэлектронного оборудования и АСП, внедрение бортовых средств интеллектуальной поддержки экипажа [52-53] способствует расширению

многообразия наступательных маневров, которые используются в условиях БВБ.

Рассматривая подобные маневры, необходимо учитывать тот факт, что БЛА-перехватчик имеет ограниченные динамические возможности. Кроме этого, необходимо учитывать характеристики АСП и бортового радиоэлектронного оборудования, расположенных на ЛА. Это обуславливает использование соответствующего математического аппарата.

Например, в [54] решается задача траекторного управления БЛА для двух режимов: командного наведения и с использованием аппаратуры самонаведения. При этом, для решения этой задачи привлекается самолет дальнего радиолокационного обнаружения и управления (ДРЛОУ). Учитывая это, конечный результат получен только для варианта маневрирования ЛА и цели в горизонтальной плоскости. При этом предполагается, что в любой момент времени известно поперечное ускорение цели, используемое для экстраполяции её траектории.

В [55] описана задача управления ЛА, которые применяются для перехвата и уничтожения на больших расстояниях ЛА противника. Для того чтобы обнаружить и в дальнейшем сопровождать цель, в состав целевого оборудования ЛА включаются БРЛС, которые определяют текущие значения скорости цели и расстояния до нее в каждый момент времени. Вместе с тем, принцип формирования управления траекторией ЛА основывается на принципах метода параллельного сближения. В [56-57] рассматривается задача наведения беспилотного ЛА на подвижную цель.

Указанные выше работы не учитывают тот факт, что задача перехвата носит игровой характер. В действительности, атакующий ЛА при интенсивном маневрировании стремиться такое конечное положение (конфигурация которого зависит от АСП, расположенных на ЛА), при котором последующая ракетная атака будет более эффективной. В то же время,

действия противника строго противоположны – он осуществляет оборонительный маневр, направленный на уклонение от атаки преследующего его ЛА, чтобы не допустить его вхождение в область возможных атак своего самолета.

Все это указывает на необходимость использования игрового подхода для исследования наступательных маневров БЛА-перехватчика.

### 3.1. Математическая постановка задачи синтеза гарантирующего управления траекторией БЛА в процессе преследования воздушной цели

Самым трудным с позиции управления является фаза вывода ЛА в зону применения АСП. Целью управления на этом этапе является обеспечение такого положения атакующего самолета относительно цели, при котором достигается максимальная эффективность используемых АСП. Математическое описание поставленной задачи аналогично представленному в разделе 2.2 (рис. 2.1, рис. 2.2).

Отметим, что для этой задачи, в отличие от решения, предложенного в [39], нет необходимости получения информации об ускорении преследуемого ЛА, получение оценки которой в условиях реального воздушного боя является сложной задачей.

Для решения задачи преследования введем вектор:

$$C^1 = R^1(T) - S^1(T) = (C_1^1, C_2^1, C_3^1, C_4^1, C_5^1, C_6^1)^T,$$

фиксирующий в пространстве относительных параметров точку, которая является “идеальной” с точки зрения атакующего БЛА, когда он занимает тактически выгодное положение относительно цели, обеспечивающее преимущество в последующей атаке. Следовательно, БЛА-перехватчик, с одной стороны, стремится занять такое конечное состояние на момент завершения боевого маневрирования, при котором точка  $C(T) = R(T) - S(T)$  в

пространстве относительных параметров будет расположена как можно ближе к «идеальной» точке  $C^I$ . С другой стороны, противник реализует маневр уклонения от БЛА-перехватчика. Учитывая это, точка  $C(T)$  должна быть расположена как можно дальше от «идеальной» для перехватчика точки  $C^I$ . Конкретный выбор точки  $C^I$  зависит от типов самолетов, участвующих в воздушном бою, их динамических возможностей, характеристик АСП и радиолокационных средств, располагаемых на самолете-истребителе.

Вектором управления атакующего БЛА является 3-хмерный вектор  $U = (a_{xa}, a_{ya}, a_{za})^T$ , где  $a_{xa}, a_{ya}, a_{za}$  - ускорения по соответствующим осям стартовой системы координат. В дальнейшем составляющие ускорений БЛА-перехватчика в стартовой системе координат на основе матрицы направляющих косинусов могут быть пересчитаны в компоненты ускорений в связанной системе координат, а значит, в составляющие перегрузок по связанным осям, обеспечивающих возможность маневрирования.

Вектор управления самолетом противника имеет аналогичную структуру  $V = (a_{xb}, a_{yb}, a_{zb})^T$ . Продифференцировав компоненты вектора  $C(t)$  по времени, получаем дифференциальное уравнение, которое описывает динамику изменения относительного состояния конфликтующих самолетов в процессе их маневрирования:

$$\frac{dC(t)}{dt} = AC(t) + BU(t) + DV(t), \quad (3.1)$$

$$A = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}, \quad B = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}, \quad D = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ -1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{pmatrix}.$$

Для линейной динамической системы (3.1) имеет место игровая задача с двумя участниками, преследующими разные интересы, описанная в главе 2. Отличием от описанной игровой задачи будет являться то, что противник будет стремиться перевести систему (3.1) в конечное состояние  $C(T)$  с максимальным отклонением от «идеального» для первого игрока состояния  $C^1$  при ограничениях на управление.

Переход к нормированным аналогам физических параметров осуществляется на основе выражений (2.11 – 2.16), описанных в главе 2. В результате преобразований приходим к следующей линейной динамической системе:

$$\frac{d\tilde{C}(t)}{dt} = \tilde{A}\tilde{C}(t) + \tilde{B}\tilde{U}(t) + \tilde{D}\tilde{V}(t) \quad (3.2)$$

Вектор  $C^1$  задает «идеальную» точку в пространстве относительных координат. Принимая во внимание переход к нормированным параметрам относительного движения, компоненты вектора  $C^1$  будут определяться следующим образом:  $\tilde{C}^1 = \Phi^c C^1$

Применительно к динамической системе (3.2) исходная игровая задача сохраняет свое содержание:

первый игрок за счет выбора управления  $\tilde{U}(t)$  стремится перевести систему (3.2) за заданное время  $T$  из начального состояния  $\tilde{C}(0)$  в конечное состояние  $\tilde{C}(T)$  с минимальным отклонением от «идеального» состояния  $\tilde{C}^1$  при ограничениях на управление  $-1 \leq \tilde{u}_i \leq 1, i = 1, 2, 3$ ;

второй игрок за счет выбора управления  $\tilde{V}(t)$  стремится перевести систему (3.2) за заданное время  $T$  из начального состояния  $\tilde{C}(0)$  в конечное состояние  $\tilde{C}(T)$  с максимальным отклонением от «идеального» для первого игрока состояния  $\tilde{C}^1$  при ограничениях на управление  $-1 \leq \tilde{v}_i \leq 1, i = 1, 2, 3$ .

Учитывая интересы игроков, в качестве критерия в рассматриваемой игровой задаче управления линейной динамической системой (3.2) предлагается использовать следующий критерий:

$$J(\tilde{U}, \tilde{V}) = \int_0^T (\tilde{U}^T(t) Q \tilde{U}(t) - \tilde{V}^T(t) W \tilde{V}(t)) dt + (\tilde{C}(T) - \tilde{C}^1)^T G^1 (\tilde{C}(T) - \tilde{C}^1) \quad (3.3)$$

### 3.2. Синтез гарантирующего управления траекторией БЛА-перехватчика в процессе преследования воздушной цели.

С учетом критерия (3.3) оптимальным, с точки зрения интересов атакующего БЛА, является управление  $\tilde{U}^1$ , которое при наихудшем варианте действий самолета-противника  $\tilde{V}^1$  обеспечивает минимум вышеприведенного критерия:

$$J(\tilde{U}^1, \tilde{V}^1) = \min_{\tilde{U}} \max_{\tilde{V}} J(\tilde{U}, \tilde{V}).$$

С точки зрения интересов противника оптимальным решением  $\tilde{U}^2$ ,  $\tilde{V}^2$  игровой задачи (3.2), (3.3) является такое, при котором выполняется условие

$$J(\tilde{U}^2, \tilde{V}^2) = \max_{\tilde{V}} \min_{\tilde{U}} J(\tilde{U}, \tilde{V}).$$

Следовательно, в рамках критерия (3.3) интересы игроков строго противоположны: первый игрок стремится минимизировать критерий, а второй – максимизировать. При этом каждый исходит из того, что противник будет действовать наиболее выгодным для него образом.

$$J(\tilde{U}^*, \tilde{V}^*) = \min_{\tilde{U}} \max_{\tilde{V}} J(\tilde{U}, \tilde{V}) = \max_{\tilde{V}} \min_{\tilde{U}} J(\tilde{U}, \tilde{V}) \quad (3.4)$$

В [40] приведено решение этой задачи на основе метода динамического программирования Беллмана при условии, что продолжительность процесса

сближения конфликтующих самолетов  $T$  задана. Это решение описывается соотношениями

$$\begin{aligned}\tilde{U}^*(C, t) &= -Q^{-1}B^T(P(t)\tilde{C}(t) + q(t)), \\ \tilde{V}^*(C, t) &= -W^{-1}D^T(P(t)\tilde{C}(t) + q(t)).\end{aligned}\quad (3.5)$$

Соотношения (3.5) позволяют для любого момента времени  $t$  найти управление  $\tilde{U}^*$  траекторией БЛА-перехватчика в зависимости от его текущего состояния относительно самолета противника, задаваемого вектором  $\tilde{C}(t)$ , при условии, что противник, преследуя собственные интересы, будет совершать наилучший для себя маневр с учетом управления  $\tilde{V}^*$ . При этом матрица  $P=P(t)$  размера  $(6 \times 6)$  и вектор  $q=q(t)$  размера  $(6 \times 1)$ , присутствующие в (3.5), определяются в результате решения дифференциальных уравнений:

$$\begin{aligned}\dot{P} &= -P\tilde{A}-\tilde{A}^T P + P(\tilde{B}Q^{-1}\tilde{B}^T + \tilde{D}W^{-1}\tilde{D}^T)P, \quad P(T) = G^1, \\ \dot{q} &= ((\tilde{B}Q^{-1}\tilde{B}^T + \tilde{D}W^{-1}\tilde{D}^T)P-\tilde{A})^T q, \quad q(T) = -G^1 C^1.\end{aligned}\quad (3.6)$$

Матрицы  $Q, W$ , присутствующие в выражении для критерия (3.3) формируются таким образом, чтобы для любого момента времени  $t \in [0, T]$  и для любого текущего вектора  $\tilde{C}(t)$ , компоненты которого удовлетворяют условиям  $-1 \leq \tilde{C}_i(t) \leq 1, i = \overline{1, 6}$  выполнялись неравенства:

$$\begin{aligned}-1 &\leq -Q^{-1}B^T(P(t)\tilde{C}(t) + q(t)) \leq 1, \\ -1 &\leq -W^{-1}D^T(P(t)\tilde{C}(t) + q(t)) \leq 1.\end{aligned}$$

После того, как получены нормированные векторы управлений  $\tilde{U}^*, \tilde{V}^*$ , осуществляется их пересчет в векторы  $U^*, V^*$ , компонентами которых являются командные ускорения по осям стартовой системы координат. В дальнейшем ускорения, содержащиеся в векторе  $U^*$ , с использованием матрицы направляющих косинусов пересчитываются в компоненты ускорений атакующего БЛА в связанной системе координат, а значит, в

составляющие командных перегрузок по связанным осям, обеспечивающие возможность его маневрирования.

В следующем разделе представлены результаты моделирования движения БЛА-перехватчика в процессе сближения с маневрирующей воздушной целью.

### 3.3. Исследование влияния маневренных возможностей истребителя на достижение позиционного преимущества в ближнем воздушном бою

Целью имитационного моделирования процесса сближения самолетов, участвующих в воздушном бою, являлась оценка позиционного преимущества, которое приобретает БЛА-перехватчик в зависимости от его маневренных возможностей. В качестве прототипа БЛА-перехватчика использовался БЛА, разрабатываемый АО «РСК МиГ», описанный в главе 2.

В процессе моделирования вектор  $C(\theta)$ , который задает относительное начальное состояние атакующего БЛА и цели на момент начала сближения, выбирался случайным образом в пределах заданной области

$$W_C = \{C(\theta) : |C_i(\theta)| \leq C_{i_{\max}}(\theta), i = \overline{1,6}\}.$$

В качестве значений  $C_{i_{\max}}(\theta), i = \overline{1,3}$ , характеризующих относительное положение перехватчика и цели соответственно по координатам  $X, Y, Z$  стартовой системы координат, учитывая требования информационного контакта, принималась максимальная дальность захвата цели бортовой РЛС

$$(C_{1_{\max}}(\theta) = 20000 \text{ м}, C_{2_{\max}}(\theta) = 7500 \text{ м}, C_{3_{\max}}(\theta) = 2500 \text{ м}). \quad \text{Компоненты}$$

$C_{i_{\max}}(\theta), i = \overline{4,6}$ , определяют максимально-допустимые скорости сближения истребителя и цели, которые, исходя из возможностей современных истребителей, принимались равными

$$C_{4_{\max}}(\theta) = 900 \text{ км/ч}, C_{5_{\max}}(\theta) = 300 \text{ км/ч}, C_{6_{\max}}(\theta) = 100 \text{ км/ч}. \quad \text{Область } W_C$$

использовалась в дальнейшей процедуре нормирования параметров относительного движения перехватчика и цели.

Для оценки позиционного преимущества, которое приобретает БЛА-перехватчик, в момент завершения процесса сближения  $T^*$  рассчитывалось расстояние  $d(T^*)$ , характеризующее в пространстве нормированных относительных координат близость атакующего БЛА до «идеальной» точки  $\tilde{C}^I$ , перемещение в которую обеспечивает ему преимущество с точки зрения последующего применения средств поражения. Это расстояние представляет собой терминальную компоненту критерия (3.3):

$$d(T^*) = (\tilde{C}(T^*) - \tilde{C}^I)^T G^I (\tilde{C}(T^*) - \tilde{C}^I). \quad (3.7)$$

Предполагалось, что атакующий БЛА оснащен управляемой ракетой (УР) ближнего боя типа Р-73 с тепловой ГСН. В этом случае «идеальной» является точка  $C^I$ , соответствующая наилучшим условиям применения УР:  $C_1^1 = 3900\text{м}$ ,  $C_2^1 = 1500\text{м}$ ,  $C_3^1 = 0\text{м}$ ,  $C_4^1 = 200\text{ км/ч}$ ,  $C_5^1 = 0\text{ км/ч}$ ,  $C_6^1 = 0\text{ км/ч}$ . Для вектора  $C^I$  с использованием линейного преобразования  $\tilde{C}^I = \Phi^C C^I$  рассчитывался его нормированный аналог  $\tilde{C}^I$ , который в дальнейшем использован в (3.13). Весовая матрица  $G^I$ , определяющая требования к точности приведения атакующего самолета в идеальную для него точку  $\tilde{C}^I$ , с учетом конфигурации зоны возможных пусков УР типа Р-73 принималась диагональной с элементами:  $G_1^I = 0.62$ ,  $G_2^I = 0.62$ ,  $G_3^I = 1$ ,  $G_4^I = 0.95$ ,  $G_5^I = 0.88$ ,  $G_6^I = 1$ .

Маневренные возможности атакующего БЛА оценивались по следующим тактически значимым показателям, описанным в разделе 2.7 [42]:

- «приемистость»,
- «скороподъемность»
- «поворотливость»

Для исследования влияния тактически значимых показателей маневренности на достижения позиционного преимущества в условиях БВБ проведено 3 серии имитационных экспериментов. Каждая серия включала в себя моделирование 100 траекторий движения противников, соответствующих различным случайно выбираемым начальным состояниям  $C(0) \in W_C$ .

В процессе маневрирования атакующий БЛА и самолет противника использовали оптимальные законы управления  $\tilde{U}^*(\tilde{C}), \tilde{V}^*(\tilde{C})$ , рассчитываемые с помощью (3.5), (3.6), исходя из оптимальной продолжительности процесса сближения  $T^*$ , определяемой условиями существования седловой точки.

Прежде всего исследовалось влияние «приемистости» атакующего самолета-истребителя, на приобретаемое им позиционное преимущество. Для этого в процессе моделирования варьировалось отношение  $u_{1\max}/v_{1\max} = k, k = 0,5; 0,75; 1,0; 1,25; 1,5$ .

Для каждого фиксированного значения  $u_{1\max}/v_{1\max}$  случайным образом в соответствии с равномерным распределением генерировались реализации  $C^j(0) \in W_C, j = 1, \dots, 100$ , которые задают относительное начальное состояние истребителя и цели, и рассчитывались траектории  $\tilde{C}^j(t), t \in [0, T^*], j = 1, \dots, 100$ , отражающие взаимное положение истребителя и цели в процессе маневрирования. Для этого интегрировались уравнения (3.2) с законами управления (3.5), (3.6). В результате были получены реализации  $d_j = (\tilde{C}^j(T^*) - \tilde{C}^1)^T G^1 (\tilde{C}^j(T^*) - \tilde{C}^1)$ , количественно выражающие степень близости самолета-истребителя до «идеальной» точки  $\tilde{C}^1$  в момент завершения процесса маневрирования.

На рис. 3.2(а) приведено распределение значений  $d_j(u_{1\max}/v_{1\max}), j = 1, \dots, 100$ , отражающая влияние «приемистости» атакующего

БЛА по сравнению с самолетом противника на достигаемое им позиционное преимущество в условиях ближнего воздушного боя. Зона возможных пусков определена затемненной областью и соответствует характеристикам УР с тепловой головкой самонаведения. Рис. 3.2(б) содержит зависимость, отражающую процентную долю траекторий, при которых обеспечивается приведение атакующего самолета в зону возможных пусков УР.

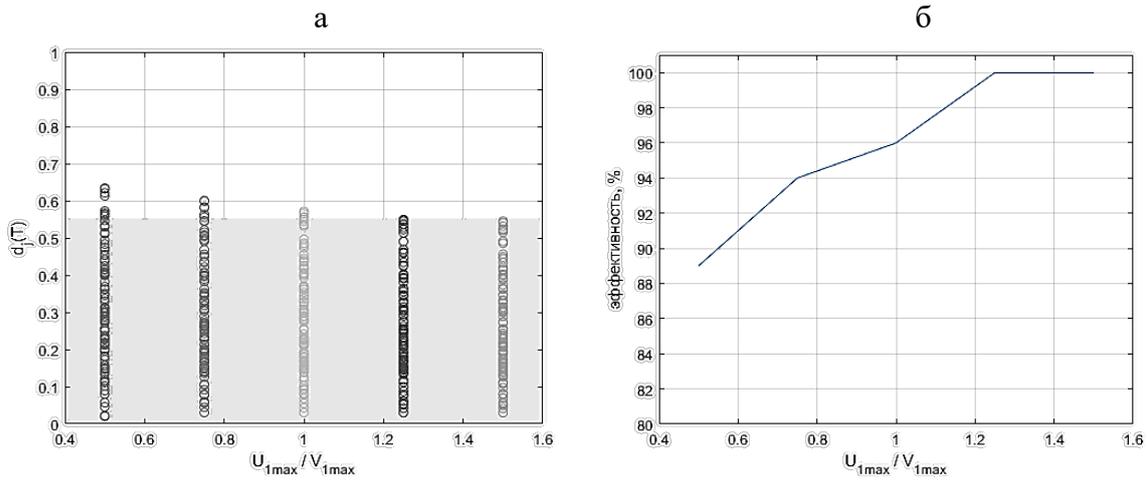


Рис. 3.2. Влияние «приемистости» атакующего БЛА на достигаемое им позиционное преимущество

Аналогичным образом исследовалось влияние других показателей маневренных возможностей атакующего БЛА на его позиционное преимущество. На рис. 3.3(а), 3.3(б) приведено распределение значений  $d_j(\frac{u_{2max}}{v_{2max}}), j = 1, \dots, 100$  и процентная доля траекторий, при которых обеспечивается приведение атакующего самолета в зону возможных пусков УР, иллюстрирующие влияние скороподъемности атакующего самолета по отношению к цели на достигаемое им позиционное преимущество.

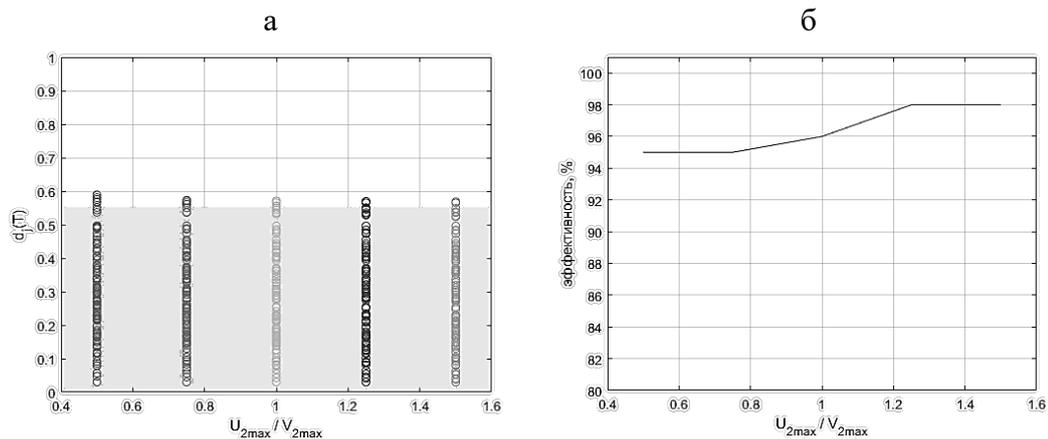


Рис. 3.3 Влияние «скоростной» атакующего БЛА на достигаемое им позиционное преимущество

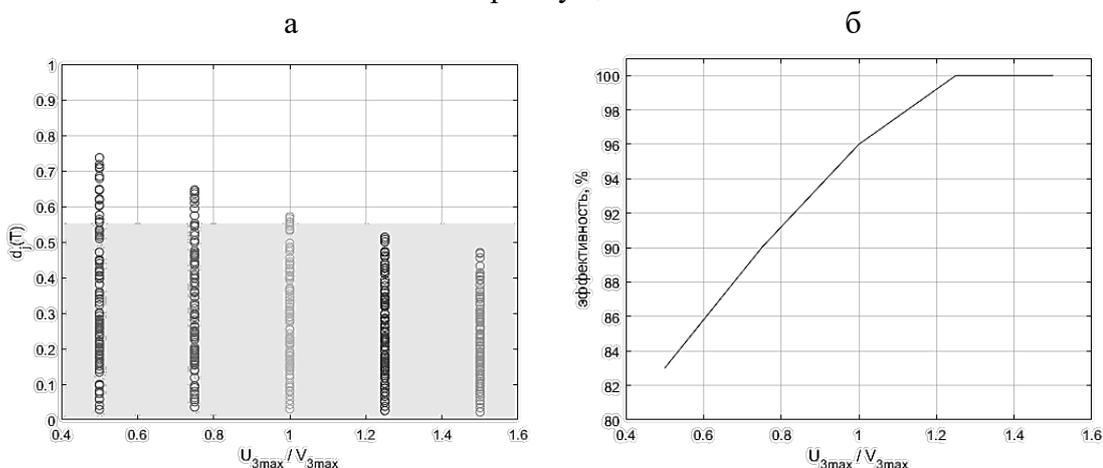


Рис. 3.4. Влияние «поворотливости» атакующего БЛА на достигаемое им позиционное преимущество

Рис. 3.4(а, б) иллюстрируют влияние «поворотливости» атакующего БЛА по отношению к цели на достигаемое им позиционное преимущество в условиях ближнего воздушного боя.

Анализ зависимостей, приведенных на рис. 3.2 - 3.4 позволяет утверждать, что использование описанного алгоритма гарантирующего управления, независимо от относительного начального состояния цели и БЛА-перехватчика, при сопоставимости их маневренных возможностей в 96% случаях обеспечивает приведение атакующего самолета в зону возможных пусков АСП. Заметим, что увеличение значений тактических показателей, отражающих маневренные возможности самолета-истребителя по сравнению с целью, на 30% приводит к тому, что во всех случаях, вне зависимости от

начального положения цели относительно атакующего самолета, обеспечивается его приведение в зону возможных пусков УР с тепловой ГСН.

При этом, в наибольшей степени на позиционное преимущество, приобретаемое самолетом-истребителем в условиях ближнего воздушного боя, оказывает такой тактический показатель как «поворотливость», то есть способность самолета-истребителя выполнять горизонтальные маневры.

## Глава 4. Исследование маневров уклонения беспилотного летательного аппарата от атаки воздушного противника на основе игрового подхода

Еще одним частным случаем представленной в главе 2 задачи синтеза гарантирующего управления траекторией БЛА-перехватчика является выполнение маневра уклонения от воздушного противника. Подобная задача возникает тогда, когда собственный разведывательный БЛА, решающий задачи поиска наземных целей, подвергается атаке воздушного противника.

В настоящее время имеются все необходимые технические предпосылки для создания БЛА-перехватчиков. Данное обстоятельство указывает на актуальность исследования и оптимизации маневров уклонения БЛА, решающего задачи обнаружения и подавления наземных целей, от атаки воздушного противника. В таком случае основная цель маневрирования подобного БЛА – занять такое положение относительно противника, которое снижает позиционное преимущество последнего и ограничивает возможность применения им АСП.

При исследовании подобных маневров необходимо учитывать способность уклоняющегося БЛА выполнять их в условиях ограниченных динамических возможностей, что предполагает использование соответствующего математического аппарата. Например, в литературе [58 - 59] исследованы задачи формирования субоптимальной стратегии уклонения БЛА в условиях неопределенности текущих характеристик движения и будущей стратегии поведения противника. При этом траектория атакующего летательного аппарата должна удовлетворять требованиям оптимальности некоторых заданных функций фазовых переменных в конечный момент времени и условиям прохождения его траектории через заданную терминальную область пространства. В [60] рассмотрено построение

траектории уклонения летательного аппарата от управляемых средств поражения в автоматическом или автоматизированном режимах.

#### 4.1. Математическая постановка задачи синтеза гарантирующего управления траекторией уклонения БЛА от атаки воздушного противника

Рассмотрим задачу уклонения ударно-разведывательного БЛА от атаки воздушного противника (БЛА-перехватчика). Цель управления – обеспечение такого положения атакуемого БЛА относительно противника, при котором снижается эффективность применения противником АСП (стрелкового, пушечного или ракетного вооружения). Математическое описание поставленной задачи аналогично представленному в разделе 2.2 (рис. 2.1, рис. 2.2)

Заметим, что в данном случае у противников, участвующих в воздушном бою, нет необходимости в получении информации о текущем ускорении цели, получение оценки которого с требуемой точностью в реальных условиях остается серьезной проблемой.

Введем вектор  $C^* = R^*(T) - S^*(T) = (C_1^*, C_2^*, C_3^*, C_4^*, C_5^*, C_6^*)^m$ , фиксирующий в пространстве относительных параметров точку, которая является «идеальной» с точки зрения БЛА-перехватчика (противник), когда он занимает тактически выгодное положение относительно цели, обеспечивающее преимущество в последующей атаке. Таким образом, БЛА-перехватчик, реализуя маневр преследования цели, стремится обеспечить такое конечное состояние, при котором точка  $C(t) = R(t) - S(t)$  в пространстве относительных параметров будет расположена как можно ближе к «идеальной» точке  $C^*$ . Атакуемый БЛА, напротив, реализует маневр уклонения, при котором точка  $C(T)$  будет

расположена как можно дальше от «идеальной» для БЛА-перехватчика точки  $C^*$ .

В качестве вектора управления атакуемого БЛА рассмотрим трехмерный вектор, компоненты которого – ускорения по соответствующим осям стартовой системы координат  $U = (a_{xa}, a_{ya}, a_{za})^m$ . В дальнейшем составляющие ускорений атакуемого БЛА в стартовой системе координат на основе матрицы направляющих косинусов могут быть пересчитаны в компоненты ускорений в связанной системе координат, и в конечном итоге, в составляющие перегрузок по связанным осям, обеспечивающих возможность маневрирования.

Вектор управления БЛА-перехватчиком имеет аналогичную структуру  $V = (a_{xb}, a_{yb}, a_{zb})^m$ . Дифференцирование компонент вектора  $C(t)$  приведет к дифференциальному уравнению, описывающему динамику изменения относительного состояния конфликтующих самолетов в процессе их маневрирования:

$$\frac{dC(t)}{dt} = AC(t) + BU(t) + DV(t) \quad (4.1)$$

$$A = \begin{pmatrix} 000100 \\ 000010 \\ 000001 \\ 000000 \\ 000000 \\ 000000 \\ 000000 \end{pmatrix}, \quad B = \begin{pmatrix} 000 \\ 000 \\ 000 \\ 100 \\ 010 \\ 001 \end{pmatrix}, \quad D = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ -1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{pmatrix}.$$

Для линейной динамической системы (4.1) имеет место игровая задача с двумя участниками, преследующими разные интересы, описанная в главе 2. Единственным отличием от описанной в главе 2 задачи будет являться тот факт, что собственный БЛА стремится перевести систему (4.1) в конечное  $C(T)$  с максимальным отклонением от «идеального» для противника состояния  $C^*$  при ограничениях на управление;

Переход к нормированным аналогам физических параметров осуществляется на основе выражений (2.11 – 2.16), описанных в главе 2. В результате преобразований приходим к следующей линейной динамической системе:

$$\frac{d\tilde{C}(t)}{dt} = \tilde{A}\tilde{C}(t) + \tilde{B}\tilde{U}(t) + \tilde{D}\tilde{V}(t) \quad (4.2)$$

Учитывая интересы игроков, в качестве критерия в рассматриваемой игровой задаче управления линейной динамической системой (4.2) используем следующий критерий:

$$J(\tilde{U}, \tilde{V}) = \int_0^T (-\tilde{U}^m(t) Q \tilde{U}(t) + \tilde{V}^m(t) W \tilde{V}(t)) dt + (\tilde{C}(T) - \tilde{C}^*)^m G (\tilde{C}(T) - \tilde{C}^*) \quad (4.3)$$

#### 4.2. Синтез гарантирующего управления траекторией БЛА на этапе уклонения от воздушного противника

С учетом критерия (4.3) оптимальное, с точки зрения атакуемого БЛА, управление  $\tilde{U}^1$ , которое при наихудшем варианте действий самолета-противника  $\tilde{V}^1$  обеспечивает максимум вышеприведенного критерия:

$$J(\tilde{U}^1, \tilde{V}^1) = \max_{\tilde{U}} \min_{\tilde{V}} J(\tilde{U}, \tilde{V}).$$

С точки зрения интересов атакующего БЛА оптимальным решением  $\tilde{U}^2$ ,  $\tilde{V}^2$  игровой задачи является такое, при котором выполняется условие:

$$J(\tilde{U}^2, \tilde{V}^2) = \min_{\tilde{V}} \max_{\tilde{U}} J(\tilde{U}, \tilde{V}).$$

Следовательно, в рамках критерия (4.3) интересы игроков строго противоположны: первый игрок (атакуемый БЛА) стремится максимизировать критерий; второй (БЛА-перехватчик) – минимизировать. При этом каждый исходит из того, что противник будет действовать наиболее выгодным для него образом.

В теории дифференциальных игр доказано [40-41], что для линейной системы (4.2) с квадратичным критерием (4.3), седловая точка всегда

существует, т.е. существует решение, оптимальное с точки зрения интересов обеих конфликтующих сторон:

$$J(\tilde{U}^*, \tilde{V}^*) = \max_{\tilde{U}} \min_{\tilde{V}} J(\tilde{U}, \tilde{V}) = \min_{\tilde{V}} \max_{\tilde{U}} J(\tilde{U}, \tilde{V}).$$

В [40] приведено решение данной задачи на основе метода динамического программирования Беллмана при условии, что продолжительность процесса сближения  $T$  конфликтующих самолетов задана. Такое решение описывается соотношениями:

$$\begin{aligned} \tilde{U}^*(\tilde{C}, t) &= -Q^{-1} B^m (P(t)\tilde{C}(t) + q(t)); \\ \tilde{V}^*(\tilde{C}, t) &= -W^{-1} D^m (P(t)\tilde{C}(t) + q(t)). \end{aligned} \quad (4.4)$$

Соотношения (4.4) позволяют для любого момента времени  $t$  найти управление  $\tilde{U}^*$  траекторией атакуемого БЛА в зависимости от его текущего состояния относительно БЛА-перехватчика, задаваемого вектором  $\tilde{C}(t)$ , при условии, что противник, преследуя собственные интересы, будет совершать наилучший для себя маневр с учетом управления  $\tilde{V}^*$ . При этом матрица  $P = P(t)$  размером  $(6 \times 6)$  и вектор  $q = q(t)$  размером  $(6 \times 1)$ , присутствующие в формуле (4.4), определяются в результате решения дифференциальных уравнений:

$$\begin{aligned} \dot{P} &= -P\tilde{A} - \tilde{A}^m P + P(\tilde{B}Q^{-1}\tilde{B}^m + \tilde{D}W^{-1}\tilde{D}^m)P, \quad P(T) = G; \\ \dot{q} &= ((\tilde{B}Q^{-1}\tilde{B}^m + \tilde{D}W^{-1}\tilde{D}^m)P - \tilde{A})^m q, \quad q(T) = GC^*. \end{aligned} \quad (4.5)$$

Матрицы  $Q, W$ , присутствующие в выражении для критерия (4.3), формируются таким образом, чтобы для любого момента времени  $t \in [0, T]$  и любого текущего вектора  $\tilde{C}(t)$ , компоненты которого удовлетворяют условиям  $-1 \leq \tilde{C}_i(t) \leq 1, i = \overline{1, 6}$ , выполнялись неравенства:

$$\begin{aligned} -1 &\leq -Q^{-1} B^m (P(t)\tilde{C}(t) + q(t)) \leq 1; \\ -1 &\leq -W^{-1} D^m (P(t)\tilde{C}(t) + q(t)) \leq 1. \end{aligned}$$

В главе 2 предложен метод определения оптимальной продолжительности процесса сближения, отвечающий условию

существования седловой точки в рассматриваемой игровой задаче. Здесь определенная расчетная продолжительность процесса сближения  $T^*$  используется для расчета управлений  $\tilde{U}^*(\tilde{C}), \tilde{V}^*(\tilde{C})$ , соответствующих текущему нормированному относительному состоянию  $\tilde{C}(t)$  атакуемого БЛА и БЛА-перехватчика. Далее рассмотрим результаты моделирования движения атакуемого БЛА на этапе уклонения от атаки БЛА-перехватчика.

### 4.3. Оценка позиционного преимущества, приобретаемого атакуемым БЛА

Для оценки работоспособности предложенного алгоритма проведено имитационное моделирование, цель которого – оценка того позиционного преимущества, которое приобретает атакуемый БЛА с учетом его маневренных возможностей. В качестве прототипа БЛА-перехватчика рассмотрен перспективный аппарат [33].

В процессе моделирования вектор  $C(0)$ , который задает относительное начальное состояние атакуемого БЛА и БЛА-перехватчика на момент начала сближения, выбирался случайным образом в пределах заданной области

$$W_C = \{C(0) : |C_i(0)| \leq C_{i_{\max}}(0), \quad i = \overline{1, 6}\}.$$

В качестве значений  $C_{i_{\max}}(0), i = \overline{1, 3}$ , характеризующих относительное положение атакуемого БЛА и БЛА-перехватчика соответственно по координатам  $X, Y, Z$  стартовой системы координат, учитывая требования информационного контакта, принималась максимальная дальность захвата цели бортовой РЛС, км:  $C_{1_{\max}}(0) = 20; C_{2_{\max}}(0) = 7,5; C_{3_{\max}}(0) = 2,5$ . Компоненты  $C_{i_{\max}}(0), i = \overline{4, 6}$ , определяют максимально-допустимые скорости сближения, которые принимались равными, км/ч:  $C_{4_{\max}}(0) = 900; C_{5_{\max}}(0) = 300; C_{6_{\max}}(0) = 100$ .

Область  $W_c$  использовалась в дальнейшей процедуре нормирования параметров относительного движения атакуемого БЛА и БЛА-перехватчика.

Для оценки позиционного преимущества, которое приобретает атакуемый БЛА в момент завершения маневра уклонения  $T$ , рассчитывались расстояния  $d(T^*)$ , характеризующие в пространстве нормированных относительных координат близость до «идеальной» для БЛА-перехватчика точки  $\tilde{C}^*$ , перемещение в которую обеспечивает ему преимущество с точки зрения последующего применения средств поражения. Данное расстояние представляет собой терминальную компоненту критерия (4.3)

$$d(T^*) = (\tilde{C}(T^*) - \tilde{C}^*)^m G (\tilde{C}(T^*) - \tilde{C}^*) \quad (4.6)$$

Предположим, что БЛА-перехватчик в соответствии с [21] оснащен УР ближнего боя с полуактивной радиолокационной головкой самонаведения. В таком случае «идеальной» является точка  $C^*$ , соответствующая наилучшим условиям применения УР:  $C_1^* = -6150 \text{ м}$ ;  $C_2^* = -2500 \text{ м}$ ;  $C_3^* = 0 \text{ м}$ ;  $C_4^* = -300 \text{ км/ч}$ ;  $C_5^* = 0 \text{ км/ч}$ ;  $C_6^* = 0 \text{ км/ч}$ . Для вектора  $C^*$  с использованием линейного преобразования рассчитан его нормированный аналог  $\tilde{C}^*$ , который использован в (4.6). Весовая матрица  $G$ , определяющая требования к точности приведения БЛА-перехватчика в «идеальную» для него точку  $\tilde{C}^*$ , с учетом конфигурации зоны возможных пусков УР принималась диагональной с элементами:  $G_1 = 0,62$ ;  $G_2 = 0,62$ ;  $G_3 = 0,96$ ;  $G_4 = 0,93$ ;  $G_5 = 0,88$ ;  $G_6 = 0,98$ .

Маневренные возможности атакуемого БЛА оценивались по следующим тактически значимым показателям [42], описанных в разделе 2.7 и рассчитанным в стартовой системе координат:

- приемистость
- скороподъемность
- поворотливость

Для исследования влияния тактически значимых показателей маневренности на достижения позиционного преимущества в условиях БВБ проведено 3 серии имитационных экспериментов. Каждая серия включала в себя моделирование 100 траекторий движения противников, соответствующих различным случайно выбираемым начальным состояниям. Во всех случаях ограничения на управления БЛА-перехватчика задавались в виде  $|V_i| \leq V_{i\max}$ ,  $i = \overline{1, 3}$ , где  $V_{1\max} = 2g$ ,  $V_{2\max} = 4g$ ,  $V_{3\max} = g$ ,  $g$  – ускорение свободного падения.

В процессе маневрирования атакуемый БЛА и БЛА-перехватчик использовали оптимальные законы управления  $\tilde{U}^*(\tilde{C})$ ,  $\tilde{V}^*(\tilde{C})$ , рассчитываемые с помощью формул (4.4), (4.5), исходя из оптимальной продолжительности процесса сближения  $T^*$ , определяемой условиями существования седловой точки. Прежде всего исследовалось влияние приемистости атакуемого БЛА на приобретаемое им позиционное преимущество. Для этого в процессе моделирования варьировалось отношение  $U_{I\max}/V_{I\max} = k$ ,  $k = 0,5; 0,75; 1,0; 1,25; 1,5$ .

Для каждого фиксированного значения  $U_{I\max}/V_{I\max}$  случайным образом в соответствии с равномерным распределением генерировались реализации  $C^j(0) \in W_C$ ,  $j = \overline{1, \dots, 100}$ , которые задают относительные начальные значения атакуемого БЛА и БЛА-перехватчика, и рассчитывались траектории  $\tilde{C}^j(t)$ ,  $t \in [0, T^*]$ ,  $j = \overline{1, \dots, 100}$ , отражающие их взаимное положение в процессе маневрирования. Для этого интегрировались уравнения (4.2) с законами управления (4.4), (4.5). В результате получены реализации  $d_j = (\tilde{C}^j(T^*) - \tilde{C}^*)^m G(\tilde{C}^j(T^*) - \tilde{C}^*)$ , количественно выражающие степень близости БЛА-перехватчика до «идеальной» для него точки  $\tilde{C}^*$  в момент завершения процесса маневрирования.

На рис. 4.1 показаны графики влияния приемистости, скороподъемности и поворотливости собственного БЛА по сравнению с самолетом противника на достигаемое им позиционное преимущество, где  $E$  – эффективность разработанного алгоритма. На рис. 4.1(а) приведено распределение значений  $d_j(U_{1max}/V_{1max})$ ,  $j = 1, \dots, 100$ , отражающее влияние приемистости собственного БЛА по сравнению с самолетом противника на достигаемое им позиционное преимущество в условиях ближнего воздушного боя. Граница возможных пусков определена затемненной областью и соответствует характеристикам УР с тепловой головкой самонаведения, размещенных на БЛА-перехватчике. На рис. 4.1(б) показана зависимость, отражающая процентную долю траекторий, при которых обеспечивается приведение собственного БЛА за границу зоны возможных пусков УР самолета противника.

Аналогичным образом исследовалось влияние других показателей маневренных возможностей собственного БЛА на его позиционное преимущество. На рис. 4.1(в, г) приведены соответственно распределение значений  $d_j(U_{2max}/V_{2max})$ ,  $j = 1, \dots, 100$ , и процентная доля траекторий, при которых обеспечивается приведение собственного БЛА за границу зоны возможных пусков УР самолета противника, иллюстрирующие влияние скороподъемности БЛА по отношению к самолету противника на достигаемое им позиционное преимущество в условиях ближнего воздушного боя. Рис. 4.1(д, е) иллюстрирует влияние поворотливости уклоняющегося БЛА по отношению к преследующему самолету противника.

Анализ зависимостей (рис. 4.1) позволяет утверждать, что использование алгоритма гарантирующего управления, независимо от относительного начального состояния атакуемого БЛА и БЛА-перехватчика при сопоставимости их маневренных возможностей, обеспечивает позиционное преимущество атакуемого БЛА. При этом в наибольшей степени на позиционное преимущество, приобретаемое атакуемым БЛА, оказывает

такой тактический показатель, как поворотливость, т.е. способность атакуемого БЛА выполнять горизонтальные маневры. Наименьшую степень влияния на эффективность алгоритма имеет показатель скороподъемности, что в полной мере согласуется с результатами исследований, представленных в [42].

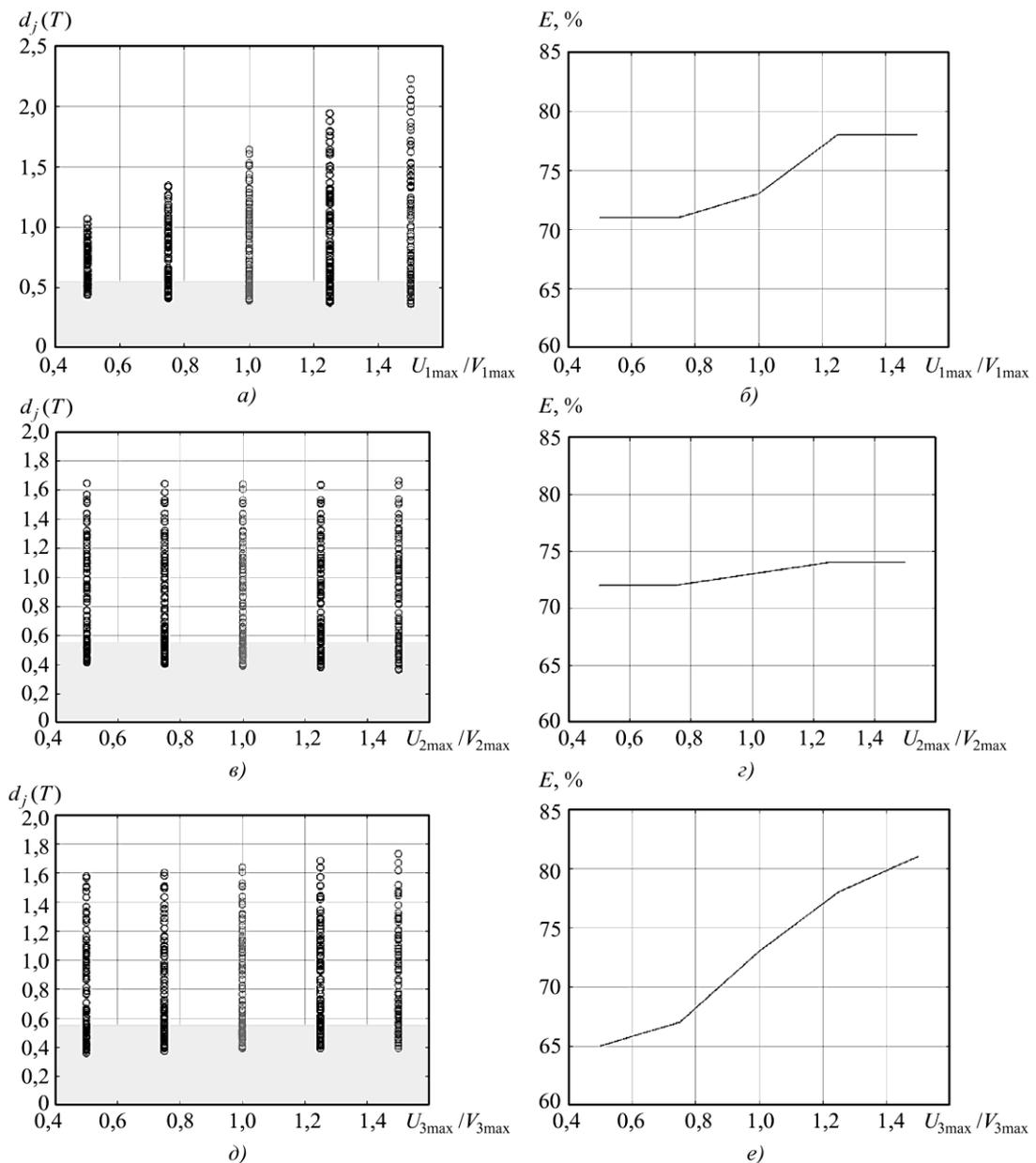


Рис. 4.1. Графики влияния приемистости (а, б), скороподъемности (в, г) и поворотливости (д, е) собственного БЛА по сравнению с самолетом противника на достигаемое им позиционное преимущество:

а, в, д – распределение значений  $d_j(U_{imax}/V_{imax})$ ,  $j = 1, \dots, 100$ ,  $i = 1, \dots, 3$ ;

б, г, е – процентная доля эффективности предложенного алгоритма

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В диссертации решена актуальная научная задача разработки гарантирующего алгоритма управления траекторией БЛА-перехватчика в операции перехвата воздушной цели.

Основные научно-методические и практические результаты работы состоят в следующем:

1. Рассмотрены современные тенденции развития беспилотных ЛА и перспективы их использования в качестве перехватчиков воздушных целей. Проведен анализ существующих подходов к разработке алгоритмов управления траекторией БЛА - перехватчика, а также современного состояния исследований в области перехвата воздушных целей.

2. Сформулированы техническая и математическая постановки задачи синтеза гарантирующего управления траекторией БЛА-перехватчика, основанное на представлении процесса маневрирования игроков, участвующих в воздушной дуэли, в 6-мерном пространстве относительных координат. Предложена структура критерия оптимальности управления.

3. Разработан метод определения расчетной продолжительности процесса сближения противников из условия существования седловой точки в игровой задаче.

4. Разработаны следующие алгоритмы:

- алгоритм гарантирующего управления траекторией БЛА-перехватчика на основе решения игровой задачи при заданной продолжительности процесса сближения, обеспечивающий тактическое преимущество БЛА-перехватчика в условиях воздушной дуэли.
- алгоритм гарантирующего управления траекторией БЛА-перехватчика на основе решения игровой задачи для ситуации, когда

продолжительность процесса сближения не задана и определяется на борту БЛА исходя из минимальной и максимальной продолжительности процесса маневрирования игроков

- алгоритм управления траекторией движения БЛА, обеспечивающий реализацию маневра преследования воздушного противника
- алгоритм управления траекторией движения БЛА, обеспечивающий его уклонение от атаки воздушного противника.

5. Проведено имитационное моделирование процесса боевого маневрирования конфликтующих ЛА, подтверждающее эффективность разработанного алгоритма, решающего задачу управления траекторией БЛА-перехватчика.

## Библиографический список

1. *Н.А. Ляпин, В.Н. Евдокименков, М.Н. Красильщиков.* Гарантирующее управление траекторией беспилотного летательного аппарата при сближении с маневрирующей воздушной целью. Известия РАН. «Теория и системы управления». №5, 2018. с. 42-57.
2. *Н.А. Ляпин, В.Н. Евдокименков, М.Н. Красильщиков.* Исследование маневров уклонения беспилотного летательного аппарата от атаки воздушного противника на основе игрового подхода. «Вестник компьютерных и информационных технологий» №10, 2019. С.21-31
3. *Н.А. Ляпин.* Оценка влияния авиационных средств поражения на эффективность гарантирующего алгоритма управления беспилотным летательным аппаратом в операции перехвата воздушной цели. «Научно-технический вестник Поволжья». № 9, 2020. С. 11-14
4. *Н.А. Ляпин, В.Н. Евдокименков.* «Минимаксная оптимизация маневров преследования противника в условиях ближнего воздушного боя». Электронный журнал «Труды МАИ». № 106 (июль 2019 г.).
5. *Lyapin Nikita Aleksandrovich; Evdokimenkov Veniamin Nikolayevich.* “Assessment of the Air-launched Weapons Impact on the Effectiveness of the Unmanned Aerial Vehicle Control Guaranteeing Algorithm during the Air Target Interception”. [Электронный ресурс]. URL: <https://ieeexplore.ieee.org/document/9243877> (дата обращения: 12.11.2020).
6. *Н.А. Ляпин.* «Разработка гарантирующего алгоритма управления траекторией БЛА-перехватчика». Сборник трудов: 15-я Международная конференция «Авиация и космонавтика» -2016. Тезисы. с. 457-458.
7. *Н.А. Ляпин* «Исследование эффективности гарантирующего алгоритма управления траекторией БЛА-перехватчика». Гагаринские чтения – 2017: XLIII Международная молодежная научная конференция: Сборник

- тезисов докладов: М.; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 2017. С. 979.
8. *Н.А. Ляпин.* «Гарантирующее управление беспилотным летательным аппаратом в операции перехвата воздушной цели». XXII международная конференция «Системный анализ, управление и навигация»: Тезисы докладов.-М.: Изд-во МАИ, 2017.- 228с.: ил. 2-9 июля 2017 г. Евпатория. с.141-143.
9. *Н.А. Ляпин.* «Разработка динамической имитационной модели системы: БЛА-перехватчик – БЛА-противник». Сборник трудов: 16-я Международная конференция «Авиация и космонавтика» -2017. 20-24 ноября 2017 года. Москва. Тезисы. М.: Люксор, 2017. с. 333-335.
- 10.*Н.А. Ляпин.* «Исследование условий существования седловой точки в задаче гарантирующего управления траекторией БЛА-перехватчика». XLIV Международная молодёжная научная конференция. «Гагаринские чтения – 2018». Сборник тезисов докладов. Том 1: М.; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 2018, с. 317.
11. *Н.А. Ляпин.* «Гарантирующее управление траекторией беспилотного летательного аппарата при сближении с маневрирующей воздушной целью». 10-й Всероссийский межотраслевой молодежный конкурс научно-технических работ и проектов «Молодежь и будущее авиации и космонавтики». Аннотации конкурсных работ. Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 2018. с. 215.
12. *В.Н. Евдокименков, М.Н. Красильщиков, Г.Г. Себряков, Н.А. Ляпин.* «Алгоритмы и программно-математическое обеспечение бортовой компоненты распределенной системы интеллектуального управления группой беспилотных летательных аппаратов». Сборник трудов: XII

- Мультиконференция по проблемам управления (МКПУ-2019), Южный федеральный университет.-Ростов-на-Дону; Таганрог: Изд-во Южного федерального университета, 2019, с.141-144.
13. *Н.А. Ляпин.* «Исследование маневров уклонения беспилотного летательного аппарата от атаки воздушного противника на основе игрового подхода». Сборник трудов: 18-я Международная конференция «Авиация и космонавтика» -2019. 18-22 ноября 2019 г. Москва. Тезисы. – Типография «Логотип», 2019. с. 167-168, 469
14. *В.А. Попов, Д.В. Федутин.* Развитие направления миниатюрных беспилотных летательных аппаратов за рубежом. [Электронный ресурс] // Беспилотная авиация. URL: <http://uav.ru/stati.php> (дата обращения: 26.05.20)
15. Современная классификация российских БЛА. [Электронный ресурс] // URL: [http://www.missiles.ru/UAV\\_class.htm](http://www.missiles.ru/UAV_class.htm) (дата обращения: 26.05.20)
16. *А. В. Лопота, А.Б. Николаев.* Современные тенденции развития робототехнических комплексов. Обзор современного развития БПЛА военного и специального назначения // 31-я международная научно-техническая конференция «Экстремальная робототехника», Санкт-Петербург, ГНЦ РФ ЦНИИ РТК.
17. *А.Н. Зелли.* Основные направления развития технической оснащенности авиации ВВС России // Авиация и космонавтика. Сентябрь, 2009 г. С. 1-18.
18. *Е. Ерохин.* Средний класс. Обзор тактических беспилотников. [Электронный ресурс] // Беспилотная авиация. URL: <http://uav.ru/stati.php> (дата обращения: 26.05.20)
19. *Е. Чекунов.* Применение БЛА ВС США в военных конфликтах // Зарубежное военное обозрение. №7, 2010 г. С. 41-50.

20. М.С. Ярлыков, А.С. Богачев. *Авиационные радиоэлектронные комплексы*. М.: ВАТУ. 2000.
21. М.С. Ярлыков, А.С. Богачев, М.А. Миронов. *Боевое применение и эффективность радиоэлектронных комплексов*. М.: ВВИА им. Проф. Н.Е. Жуковского. 1990.
22. В.С. Верба, В.А. Гандурин, В.И. Меркулов. *Живучесть авиационных комплексов радиолокационного дозора и наведения // Информационно измерительные и управляющие системы*. 2008. №3.
23. В.И. Меркулов, В.М. Корчагин, О.Ф. Самарин. *Сверхманевренность и бортовые радиолокационные системы // Радиотехника*. 2002. №5.
24. В.И. Меркулов. *Динамичность авиационных комплексов и бортовых радиоэлектронных систем // Радиотехника*. 2010. №1.
25. В. Кириллов. *Современный воздушный бой // Зарубежное военное обозрение*. 1988. №3.
26. С. М. Белоцерковский, Ю.А. Кочетков, А.А. Красовский, В.В. Новицкий. *Введение в аэроавтоупругость*. М.: Наука, 1980.
27. В.С. Верба. *Авиационные комплексы радиолокационного дозора и наведения. Состояние и тенденции развития*. М.: Радиотехника, 2008.
28. В.И. Меркулов, А.И. Канащенков, В.С. Чернов и др. *Авиационные системы радиоуправления. Т.3. Системы командного радиоуправления. Автономные и комбинированные системы наведения*. М.: Радиотехника. 2004.
29. В.В. Малышев, М.Н. Красильщиков, В.И. Карпов. *Оптимизация наблюдения и управления летательных аппаратов*. М.: Машиностроение. 1989.
30. В. Шенк. *Время беспилотных «камикадзе» [Электронный ресурс] // Военно-промышленный курьер*. URL: <https://vpk-news.ru/articles/4663> (дата обращения: 26.05.20).

31. Корпорация «Боинг» создает беспилотный истребитель с искусственным интеллектом // [Электронный ресурс] URL: <https://topwar.ru/154716-boing-sozdaet-bespilotnyj-istrebitel-s-iskusstvennym-intellektom.html> (дата обращения: 26.05.20)
32. Пат. 113562 Российская Федерация, МКПО 12-07. Беспилотный летательный аппарат-перехватчик // Брусов В. С., Волковой А. С., Друзин С. В., Росляков И. А., Созинов П. А., Трифонов И. В.; заявитель и патентообладатель АО «Концерн воздушно-космической обороны «Алмаз – Антей» (RU). № 2018500709; заявл. 13.02.2018; опубл. 12.03.2019, Бюл. № 3.
33. Проект «Исследования для создания авиационного комплекса дальнего перехвата крылатых ракет» [Электронный ресурс] // ГУНИД Минобороны РФ. URL: <https://dfnc.ru/yandeks-novosti/proekt-issledovaniya-v-obespechenie-sozdaniya-aviatsionnogo-kompleksa-dalnego-perehvata-krylatyh-raket-v-interesah-povysheniya-effektivnosti-protivodejstviya-massirovannomu-udaru-dozvukovymi-krylatymi/> (дата обращения: 26.05.20).
34. *А.Н. Толстиков, Н.Г. Толстиков.* Сравнение алгоритмов преследования объектов // Восточно-Европейский журнал передовых технологий. Том 2, №9, 2012 г. С. 29-31.
35. *Ю.А. Зуенко, С.Е. Коростелев.* Боевые самолеты России. М.: Элакос. 1994. 192 с.
36. *В.И. Меркулов, В.В. Дрогалин.* Авиационные системы радиоуправления. Том 2. 2003.
37. *В.Н. Евдокименков, М.Н. Красильщиков, С.Д. Оркин.* Управление смешанными группами пилотируемых и беспилотных летательных аппаратов в условиях единого информационно-управляющего поля. М.: Изд-во МАИ, 2015. 272 с.

38. В.С. Моисеев. Прикладная теория управления беспилотными летательными аппаратами: монография. Казань: ГБУ «Республиканский центр мониторинга качества образования», 2013.
39. Ю.Е. Тищенко, Б. Е. Федун. Оптимальные моменты пуска ракет и применения помех в дуэльной ситуации самолетов истребителей // Изв. РАН. Теория и системы управления. 2006. № 5. С. 98 – 109.
40. В.А. Бухалев. Основы автоматики и теории управления. Учебник для слушателей и курсантов ВУЗов ВВС. М.: Изд. ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2006.
41. В.В. Малышев. Методы оптимизации в задачах системного анализа и управления : учебное пособие для студентов высших учебных заведений РФ, обучающихся по специальности 160703 "Динамика полета и управление движением летательных аппаратов" направления подготовки дипломированных специалистов 160700 "Гидроаэродинамика и динамика полета" и специальности 230301 "Моделирование и исследование операций в организационно-технических системах" направления подготовки дипломированных специалистов 230300 "Организационно-технические системы". Москва : Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010
42. Краткие теоретические сведения, необходимые для сравнения маневренных возможностей истребителей [Электронный ресурс]. 37 с. URL: [http://aviation-gb7.ru/Compare.files/Su27\\_F15.pdf](http://aviation-gb7.ru/Compare.files/Su27_F15.pdf) (дата обращения: 26.05.2020).
43. Планы для квадратичных моделей [Электронный ресурс]. // Open Library – открытая библиотека учебной информации. URL: [http://oplib.ru/matematika/view/347888\\_plany\\_dlya\\_kvadraticnyh\\_modeley](http://oplib.ru/matematika/view/347888_plany_dlya_kvadraticnyh_modeley) (дата обращения: 26.05.2020).

44. Адлер Ю.П. Планирование эксперимента при поиске оптимальных условий / Ю.П. Адлер, Е.В. Маркова, Ю.В. Грановский – М.: Издательство «Наука», 1976. – 280 с.
45. Пегачкова Е.А., Кондаратцев В.Л. Поиск безопасной возможности эффективного поражения цели // Электронный журнал «Труды МАИ», 2015, №83.
46. Краснов А.М. Управление поражением цели в комплексе авиационного вооружения со случайным изменением структуры // Электронный журнал «Труды МАИ», 2011, № 49.
47. Советская военная энциклопедия. — М., 1990. — Т. 1. С. 612.
48. Shaw, Robert L. Fighter Combat: Tactics and Maneuvering. — Annapolis, MD : Naval Institute Press, 1985. С. 447.
49. Петров В.П. Маневрирование в воздушном бою // Зарубежное военное обозрение, №1, 1985. С 53-57.
50. Булинский В. А. Динамика маневрирования самолета-истребителя в воздушном бою. — М.: Воениздат, 1957. С. 200.
51. Бабич В.К. Воздушный бой (зарождение и развитие).- М.: Воениздат, 1991. С. 15
52. Федунев Б.Е. Проблемы разработки бортовых оперативно-советующих экспертных систем // Изв. РАН, ТиСУ. — 1996. — №5. С 147-159

53. *Федунов Б.Е.* Механизмы вывода в базе знаний бортовых оперативно-советующих экспертных систем // Изв. РАН, ТиСУ. — 2002. — №4. С. 42-52.
54. *В.С. Верба, Б.Г.Татарский.* Комплексы с беспилотными летательными аппаратами. В 2-х ке.: Кн. 2. Робототехнические комплексы на основе БЛА. Монография – М.:Радиотехника. 2016. – 824 с. + 16с. Цв. Ил.
55. *Колесниченко А.В., Федунов Б.Е.* Бортовая интеллектуальная информационная система «Ситуационная осведомленность экипажа боевых самолетов» // Мехатроника, автоматизация, управление, Том 17, № 10, 2016. С. 703-708.
56. *Себряков Г.Г.* Моделирование деятельности человека-оператора в полуавтоматических системах управления динамическими объектами // Мехатроника, автоматизация, управление. 2010. № 4. С. 17-29.
57. *Себряков Г.Г.* Проблемы проектирования полуавтоматических систем наведения летательных аппаратов // Вестник компьютерных и информационных технологий. 2007. № 10. С. 2-8.
58. *Половинчук Н.Я., Иванов С.В., Котельницкая Л.И.* Синтез управления маневром уклонения беспилотного летательного аппарата с учетом терминальных ограничений // Вестник Донского государственного технического университета. 2018. Т. 18, № 2. С. 190 – 200. doi: 10.23947/1992-5980-2018-18-2-190-200

59. Щербань И.В., Иванов С.В. Методика синтеза управления маневром уклонения игрока-союзника в медленном контуре терминальной системы управления // Двойные технологии. 2010. № 1(50). С. 59–64.
60. Горчаков М.А., Луцник А.В., Рубинов В.И. Алгоритмическое обеспечение построения траектории уклонения летательного аппарата от управляемых средств поражения // Вестник Воронежского государственного технического университета. 2018. Т. 14, № 1. С. 15 – 20.