

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



На правах рукописи

УДК 629.7.05

Иед Каисс

**Формирование системы предупреждения авиационных происшествий при
энергичном маневрировании спортивного самолёта по результатам
имитационного летного эксперимента**

Специальность 05.07.09 –

Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов

Диссертация

на соискание ученой степени кандидата технических наук

Научный руководитель:
доктор технических наук,
Масленникова Галина Евгеньевна

Москва – 2020

Оглавление

ВВЕДЕНИЕ.....	5
ГЛАВА 1. Анализ причин и статистики авиационных происшествий со спортивными самолетами и ошибок пилотирования	13
1.1. Анализ статистики авиационных происшествий на спортивных самолётах.....	13
1.2. Требования норм летной годности к безопасности выполнения фигур пилотажа на спортивных самолетах	18
1.3. Влияние ошибок пилотирования на безопасность полетов.....	19
1.4. Выводы по главе 1.....	21
ГЛАВА 2. Обзор существующих систем предупреждения	22
2.1. Обзор основных систем предупреждения об опасном режиме	22
2.2. Обзор систем предупреждения для самолетов авиации общего назначения	24
2.2. Выводы по главе 2.....	28
ГЛАВА 3. Численное моделирование.....	29
3.1. Расчет аэродинамических характеристик самолета Як-55М	30
3.1.1. Выбор прототипа, основные тактико-технические, массовые, габаритные и аэродинамические характеристики	30
3.1.2. Основные геометрические характеристики самолёта.....	32
3.1.3. Расчет аэродинамических характеристик.....	32
3.2. Нелинейной модели движения с шестью степенями свободы.....	40
3.2.1. Система координат.....	41
3.2.2. Уравнения движения с шестью степенями свободы	41
3.2.3. Аэродинамический модуль	42

3.2.4. Модуль вычисления ускорения свободного падения и параметров атмосферы	44
3.2.5. Динамика двигателя и модуль силы тяги	45
3.3. Верификация и сопоставление нелинейной имитационной модели 6-DOF с данными имитатора полета	46
3.3.1. Проверка динамики короткопериодического возмущенного движения (Short Period)	47
3.3.2. Подтверждение соответствия изменения параметров в длиннопериодическом (фугоидном) движении	49
3.4. Исследование влияния ошибок пилотирования на изменение траекторных параметров при выполнении пикирования на самолёте Як-55М	51
3.5. Выводы по главе 3.....	53
ГЛАВА 4. Экспериментальное моделирование ошибок пилотирования на симуляторе	54
4.1 Исследование оценки вероятности ошибок пилотирования при выполнении манёвров.....	54
4.1.1. Исследование оценки вероятности ошибок пилотирования при выполнении пикирования	55
4.1.2. Исследование оценки вероятности ошибок пилотирования при выполнении переворота	56
4.2. Исследование влияния ошибок пилотирования на изменение траекторных параметров при выполнении переворота на самолёте Як-55М	58
4.3. Характерные ошибки при выполнении переворота	61
4.4. Выводы по главе 4.....	62
ГЛАВА 5. Концепция системы предупреждения	63

5.1. Получение исходных данных для обучения и тестирования искусственной нейронной сети, описывающей зависимость между ошибками пилотирования и их последствиями	65
5.2. Формирование нейронной сети, отвечающей решаемой задаче.....	67
5.3. Принцип работы модели системы предупреждения опасных ситуаций при маневрировании спортивного самолета	72
5.4. Сигналы, используемые для уведомления летчика о допустимости предпринимаемого маневра	73
5.5. Принципы работы системы предупреждения пилота об опасных ситуациях при возникновении ошибок пилотажа	75
5.6. Количественная оценка результатов по улучшению безопасности маневрирования.....	77
5.7. Выводы по главе 5.....	81
Заключение	83
Список сокращений и условных обозначений.....	86
Список литературы	90

ВВЕДЕНИЕ

Актуальность темы исследования. Соревнования по высшему пилотажу проводят на самолётах с высокими аэродинамическими и пилотажными качествами. Ярким примером летательных аппаратов (ЛА) такого класса является одноместный самолёт Як-55М. Соревнования на таких спортивных самолётах (СпС) проводятся на специальных аэродромах, соответствующих правилам Международной авиационной федерации (ФАИ). Комплексы пилотажа состояются с использованием списка фигур из системы Арести [1,2], за исключением дисциплины «фристайл». Выполнение манёвров пилотажа в зоне пилотирования размером 1000 x 1000 м, предписываемой правилами соревнований, сопровождается повышенной вероятностью авиационных происшествий. По статистике каждый год происходит в среднем 25 происшествий на соревнованиях и авиашоу различного уровня [3]. Исследование авиационных инцидентов и происшествий показывает, что их основной причиной является потеря управления при выполнении фигур высшего пилотажа [4–6]. При этом в действующих Нормах летной годности отсутствуют четкие требования и критерии безопасности выполнения фигур пилотажа на СпС, следовательно, повышенный уровень риска в авиаспорте требует разработки специальных мер по увеличению безопасности полётов.

Для сравнения следует сказать, что в гражданской авиации (ГА) для обеспечения безопасности полёта опасные режимы выявляют заранее при помощи специальных инструментальных средств, входящих в автоматическую бортовую систему управления самолётом (АБСУ) [7–9]. Данная система предусматривает выполнение всех сложных навигационных расчетов, включая точную оценку местоположения самолета по информации, собранной из навигационных датчиков, а также прогноз поведения других участников воздушного движения с целью предотвращения столкновений с землёй и с другими летательными аппаратами. В АБСУ входят автоматы, обеспечивающие ограничение значений некоторых

заданных величин, характеризующих полёт. Примером такой системы может служить система предупреждения столкновения с землей (СПСЗ) [10–13], основанная на измерениях высоты полета за счет использования информации точных навигационных вычислителей, цифровых аэронавигационных баз данных и цифрового рельефа подстилающей поверхности, а также связи с системами ГЛОНАСС или GPS [7–9]. Однако система управления СпС характеризуется, как правило, предельной простотой и не дополняется возможностью автоматического управления [14–17]. Таким образом, единственным способом повышения безопасности пилотажа СпС является отработка мышечных навыков у пилотов путем разработки системы предупреждения, не основанной на автоматическом уходе с опасной высоты, а содержащей только предупреждение об уровне вероятности возникновения опасной ситуации и возможности перехода этой ситуации в катастрофическую. В силу приведенных выше соображений исследования, направленные на создание модели систем предупреждения для тренажерной подготовки пилотов к выполнению нисходящих маневров, являются **актуальными**.

В связи с тем, что для СпС ранее не разрабатывались системы предупреждения о возникающих опасностях при выполнении фигур высшего пилотажа, требуется разработать концепцию такой системы, основывающейся на маневрах уклонения. Для этого, в первую очередь, нужно провести исследование диапазона безопасных значений скорости, высоты и перегрузки во время маневров на СпС при выполнении различных фигур пилотажа из списка Арести [1].

В настоящее время ведущие самолетостроительные фирмы мира для исследования динамики полёта широко используют компьютерное моделирование. Применительно к рассматриваемой задаче, перспективной для исследования изменения траектории самолётов при выполнении манёвров является математическая модель пространственного движения с 6 степенями свободы 6-DOF в Matlab [18]. Платформа 6-DOF способна имитировать любые управляемые перемещения исследуемых объектов в пространстве и обеспечить максимальную

свободу движений при маневрировании [19,20]. Кроме того, значительное распространение в последнее время получили расчетные методы, основанные на применении искусственных нейронных сетей (НС). Это обусловлено способностью НС обучаться аппроксимировать функции и экстраполировать их значения, разделять множество данных о динамике ЛА на классы и отбирать наиболее информативные признаки, несущие в себе наиболее полную информацию о безопасности полёта. Немаловажно также, что указанные вычисления НС легко поддаются распараллеливанию и могут выполняться в условиях ограниченной информации [21–23]. Исследования математических моделей движения ЛА, основанных на нейросетевых принципах работы, показывают, что применение данного математического инструмента может расширить решаемый класс задач динамики движения СпС в условиях выполнения ими фигур высшего пилотажа [24–26].

Степень разработанности темы исследования. Вопросами, связанными с системами предупреждения для самолётов, занимаются различные организации, в частности, ИКАО [27], Международная ассоциация воздушного транспорта, Федеральное управление гражданской авиации США [28], NASA Langley Research Center, NASA Armstrong Flight Research Center. В России работы внесли существенный вклад в решении проблемных вопросов безопасности полетов ГосНИИ ГА, МАИ, ГЦБПВТ, МГТУ ГА, а также труды исследователей в области развития безопасности полетов, таких как В.В. Воробьев, Г.Н. Гипич, Mark A. Skoog, А.Г. Гузий, С. Howell, Б.В. Зубков, Е.А. Куклев, James L. Less.

В части создания и использования нейросетевых алгоритмов для решения различных прикладных проблем существует обширная литература. Что касается создания искусственных нейронных сетей различных видов, а также алгоритмов их обучения, следует отметить значительный вклад таких ученых, как Ф. Розенблатт, Б.

Уидроу, С. Гроссберг, Дж. Андерсон, Т. Кохонен, Дж. Хопфилд, Д. Румельхарт, Дж. Хинтон, С. Хайкин, А.И. Галушкин, В.Л. Дунин-Барковский, А.Н. Горбань. Значительный вклад в решение прикладных проблем с использованием нейросетевых средств внесли такие исследователи как К.М. Бишоп, П. Вербос, Ф.Л. Льюис, Л.А. Станкевич, В.Д. Кошур, А.Н. Васильев, Д.А. Тархов, А.Ю. Дорогов, Н.Г. Макаренко, Д.В. Прохоров. Применение этих средств для решения задач, связанных моделированием, идентификацией и управлением движением летательных аппаратов рассматривается в работах Ю.И. Нечаева и Ю.В. Тюменцева. Однако задачи обеспечения безопасности полета ЛА в упомянутой выше трактовке в работах перечисленных исследователей не рассматривались.

Цель работы состоит в разработке модели системы предупреждения о возникновении опасной ситуации при выполнении нисходящих маневров для улучшения качества тренажерной подготовки пилотов и для решения вопроса целесообразности использования такой системы непосредственно на борту самолета.

Для достижения поставленной цели были решены следующие **задачи**:

- изучены и освоены методы моделирования динамики полёта спортивных самолётов;
- изучены возможные ошибки пилотирования СпС и их влияние на изменение траектории манёвра;
- разработана нейросетевая модель, позволяющего рассчитать безопасные высоты пилотажа спортивного самолета.
- проведен модельный эксперимент по выполнению манёвра уклонения на спортивном самолёте при наиболее вероятных ошибках пилотирования;
- разработана концепция работы устройства предупреждения о необходимости прекращения маневра для подготовки летчика-спортсмена.

Объектом исследования является модель спортивного самолета, не оборудованного автоматической системой управления, предназначенного для участия в соревнованиях и авиашоу путем выполнения различных пилотажных фигур, в том числе на низких высотах и малых скоростях полета.

Научная новизна проведенного исследования состоит в том, что предложен подход к контролю маневрирования при выполнении фигур высшего пилотажа применительно к спортивному самолету, нацеленный на повышение безопасности полета. Методика этого контроля основана на поиске закономерностей между ошибками пилотирования и их последствиями, которые могут приводить к возникновению критических ситуаций в полете при выполнении конкретных маневров различного вида. Соотношение, описывающее такого рода закономерности, является нелинейной функцией нескольких переменных, которую строится на основе неполных и неточных исходных данных, полученных экспериментальным путем. Реализация полученной закономерности осуществлена в виде нейросетевой модели. На этой основе разработан метод вычисления комплекса безопасных манёвров уклонения СпС при заданном пилотажном комплексе, составленном на основе фигур из списка Арести. Этот метод основан на расчете диапазона допустимых высот и скоростей выполнения маневра с учётом возможных ошибок пилотирования и вероятности их возникновения.

Разработана концепция работы устройства предупреждения для подготовки летчика-спортсмена о необходимости прекращения выполняемого маневра и совершения манёвра уклонения.

Теоретическая и практическая значимость работы состоит в том, что для совершенствования тренажерной подготовки пилота к выполнению пилотажа на спортивном самолете предложено использовать разработанную автором концепцию предупреждающего устройства для предотвращения возникновения аварийных ситуаций. В рамках этой концепции разработана нейросетевая модель, связывающая

ошибки пилотирования и их последствия, которые могут приводить к возникновению критических ситуаций в полете. Предложенная концепция может послужить основой для разработки соответствующих устройств, устанавливаемых на самолеты рассматриваемого класса, что обеспечит для них повышение безопасности полета при выполнении фигур пилотажа.

Методология и методы исследования. Для решения поставленных задач в работе использованы методы математического моделирования пространственного движения самолёта, статистический анализ и теория вероятностей, нейросетевое моделирование, теория аэродинамического подобия, а также имитационное моделирование.

Положения, выносимые на защиту:

- Искусственная нейронная сеть, описывающая зависимость между ошибками пилотирования и их последствиями;
- включение вероятностных оценок ошибок пилотирования в систему определения минимальной высоты пилотажа;
- алгоритм вычисления безопасной высоты начала маневра, основанный на нейросетевом представлении соотношения между ошибками пилотирования и их последствиями;
- алгоритм формирования предупреждающего сигнала для выбора маневра уклонения при выполнении энергичного нисходящего маневра;
- методика использования системы предупреждения при тренажерной подготовке летчиков-спортсменов для отработки навыков совершения маневра уклонения.

Степень достоверности и апробация результатов. Достоверность полученных результатов подтверждена сопоставлением результатов численного моделирования с результатами, полученными на стенде-имитаторе.

Апробация. Основные положения и результаты проведенных исследований докладывались и обсуждались на семинарах и конференциях: XLIV и XLV Международных молодёжных научных конференциях «Гагаринские чтения» [29,30]; Актуальные проблемы безопасности полетов, 2018 г [31]; 17-ой и 18-ой международных конференциях «Авиация и космонавтика» [32,33].

По теме диссертации опубликовано четыре статьи, три из них в рецензируемых изданиях, определенных Высшей аттестационной комиссией Министерства науки и высшего образования Российской Федерации, а также одна статья в журнале, индексируемом в базе данных Scopus.

Структура и объем работы. Кандидатская диссертация состоит из введения, пяти глав, заключения и списка использованной литературы, включающем 109 наименования. Диссертация представлена на 100 страницах, она содержит 32 рисунка, 12 таблиц.

Основное содержание работы

В первой главе проводится анализ причин авиационных происшествий (АП) со спортивными самолетами (СПС) и ошибок пилотирования, приводятся требования норм летной годности и показано влияние ошибок пилотирования на безопасность полетов.

Вторая глава посвящена обзору существующих систем предупреждения, которые обеспечивают защиту в основном при наличии систем автоматического управления, и неприменимы для СПС. Система, направленная на увеличение безопасности полетов СПС должна быть основана на выработке навыков выхода из режима на основе предупреждающего сигнала, а уровень предупреждения должен быть непосредственно связан со степенью опасности маневра.

В третьей главе описывается процесс изучения численной модели 6-DOF для анализа движения ЛА с 6 степенями свободы, которая используется в данном

исследовании для уточнения требований к безопасности полетов. Результаты исследований в целом совпадают с данными численного моделирования, что позволяет говорить об адекватности модели, построенной для проведения численного эксперимента, а также для разработки рекомендаций по выполнению манёвра уклонения на спортивном самолёте при изучаемых ошибках пилотирования.

В четвертой главе производится экспериментальное исследование ошибок пилотирования на авиасимуляторе. Для построения системы предупреждения, кроме определения безопасной высоты начала маневра, также необходимо определить вероятностные характеристики ошибок пилотирования. Создание функциональной зависимости, основанной на исследовании изменения высоты в случае ошибок пилотирования с учетом вероятности возникновения этих ошибок, позволит с заранее определенной вероятностью определять безопасную высоту начала маневра.

В пятой главе предложена методика для контроля маневрирования при выполнении фигур высшего пилотажа применительно к спортивному самолету, направленная на повышение безопасности полета при отработке техники пилотирования в процессе тренажерной подготовки. Методика включает в себя модель системы предупреждения, позволяющую отработать при наземной подготовке навыки, способствующие предупреждению попадания в аварийные ситуации при выполнении пилотажа на спортивном самолете. Данная методика основана на связи ошибок пилотирования с безопасностью полета при выполнении ряда маневров, характерных для тренировочных и демонстрационных полетов спортивных самолетов. Эта взаимосвязь была реализована в виде многослойной нейронной сети прямого распространения, позволяющей формировать указания, выдаваемые летчику с помощью аудиосигналов и вибросигнализации через ручку управления самолетом.

ГЛАВА 1. Анализ причин и статистики авиационных происшествий со спортивными самолетами и ошибок пилотирования

1.1. Анализ статистики авиационных происшествий на спортивных самолётах

Важность вопросов безопасности полетов возрастает в связи с усложнением ЛА и расширением спектра выполняемых манёвров. Для оценки актуальности проводимых исследований рассмотрим примеры происшествий и инцидентов на СпС. К сожалению, нет точных данных о количестве воздушных аварий во всем мире, но имеются точные данные об авариях на авиашоу. Диаграмма на рис. 1.1 иллюстрируют происшествия на авиашоу с 2006 по 2018 годы [3,5,6].

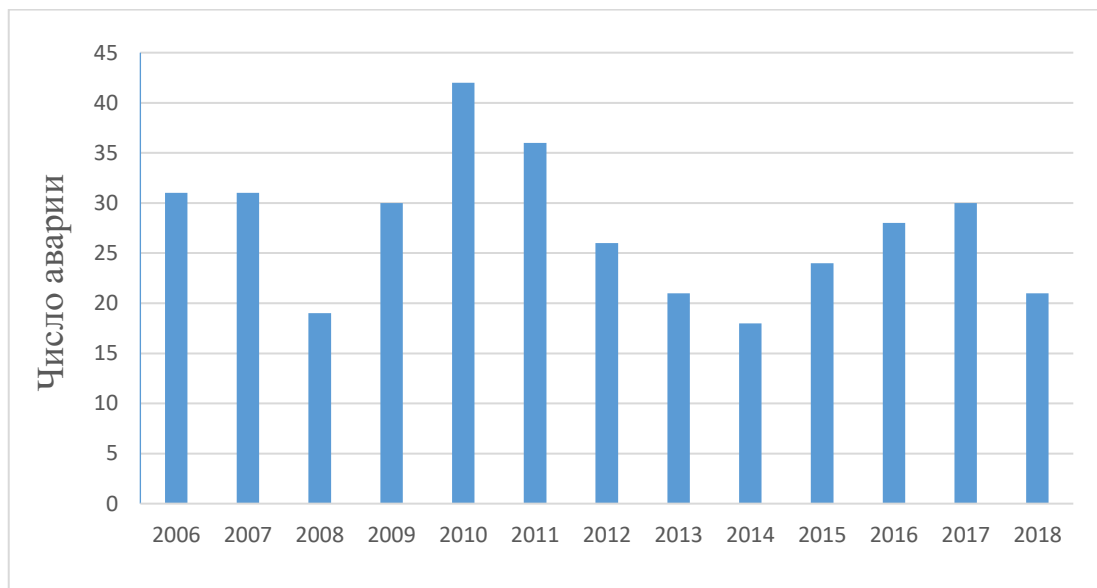


Рисунок 1.1 – Статистика происшествий на авиашоу с 2006 по 2018 гг.

Около 25% всех авиационных происшествий (АП) относятся к пилотированию спортивных самолетов [3]. Основные причины АП на спортивных самолетах и их процентное соотношение за период с 2012 по 2016 гг [34, 35], показаны на рисунке 1.2.

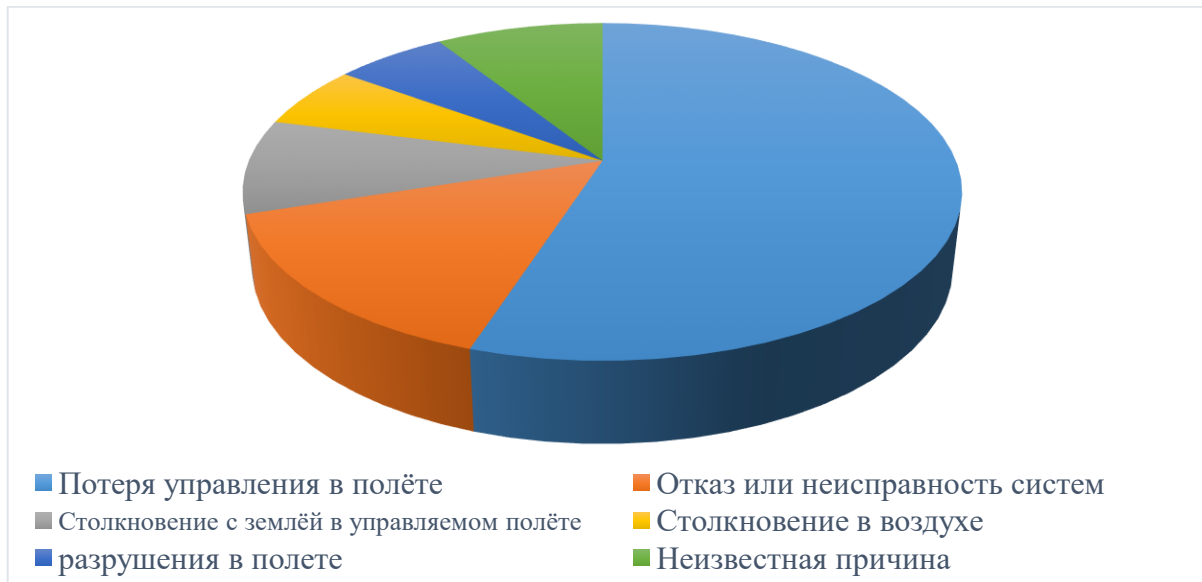


Рисунок 1.2 – Процентное соотношение АП спортивных самолетов за 2012-2016 гг.

Как видно из диаграммы, основные причины АП следующие:

- потеря контроля (англ. Loss of Control (LOC)) [36], в ходе которого происходит частичная или полная потеря управления летательным аппаратом – это наиболее частая причина АП, на ее долю приходится 55% АП;
- столкновение в воздухе (англ. Mid-air Collision) – 6%;
- столкновение с землёй в управляемом полёте (англ. CFIT, Controlled flight into terrain) [37] – 9%;
- техническая неисправность системы или агрегата (англ. Mech, Mechanical failure) – 15%;
- разрушение элементов конструкции самолета в полете (англ. Structural Failure) – 6%;
- другие – 9% АП.

Из диаграммы видно, что большинство АП на СпС происходит, из-за потери управления в полёте. Более подробная информация об АП с участием СпС представлена в таблице 1.1 [3,5,6,38, 39].

Таблица 1.1 – Сведения об АП на спортивных самолётах

Дата	Тип ВС	Тип АП	Причина происшествия	Результат происшествия	Страна
17.04.2016	Extra EA-300L	LOC	Пилот на входе в пикирование потерял управление	Катастрофа с гибелью пилота	Мексика
14.05.2016	WolfPitts S-2SW	CFIT	Столкновение с землёй в управляемом полёте во время авиашоу.	Катастрофа с гибелью пилота	США
17.07.2016	T-28 Trojan	LOC	Выполнение маневра на малой высоте, потеря управления.	Катастрофа с гибелью пилота	Канада
22.07.2016	Skybolt	LOC	Потеря управления во время маневра высшего пилотажа.	Катастрофа с гибелью двух пилотов	США
14.08.2016	Druine D.31 Turbulent	Mech	Отказ двигателя, столкновение с береговой линией	Пилот получил незначительные травмы.	Великобритания
27.08.2016	Boeing A75N1 Stearman	CFIT	Столкновение с землей во время выполнения маневра	Катастрофа с гибелью пилота	США
19.02.2015	Zlin 50XL	Mid-air Collision	Контакт двух самолетов. Столкновение	Оба самолета приземлились безопасно.	Индия
29.03.2015	Vans RV-8	Mid-air Collision	Контакт двух самолетов. Столкновение	Пилоты на борту двух самолетов не были ранены.	США
22.04.2015	Edge 360	LOC	Выполнение фигуры высшего пилотажа на низкой высоте. В результате неправильного управления рулями, самолет вошел в штопор.	Катастрофа с гибелью пилота	Великобритания
27.06.2015	Christen Pitts S-2B	LOC	Самолет вошел в штопор.	Катастрофа с гибелью пилота	США

28.08.2015	Giles G-202	Structural Failure	Отделение хвостовой части от фюзеляжа	Катастрофа с гибелью пилота	США
30.08.2015	Pitts Special S-2B	LOC	Низкая высота окончания маневра.	Катастрофа с гибелью пилота	Австрия
31.10.2015	Slick 540	LOC	Падение в море после серии маневров	Катастрофа с гибелью пилота	Бразилия
07.03.2014	EXTRA 300 LP	LOC	Выполнение маневра на малой высоте, потеря управления.	Катастрофа с гибелью пилота	Катар
04.05.2014	BOEING Stearman	LOC	Низкая высота окончания маневра.	Катастрофа с гибелью пилота	США
01.06.2014	Yak-55	LOC	Вход в штопор, потеря управления.	Катастрофа с гибелью пилота	США
04.09.2014	SF-260	Mech	Возможно техническая неисправность (точно неизвестная причина крушения)	Катастрофа с гибелью двух пилотов	Республика Зимбабве
08.09.2014	Backovich GP-5	Structural Failure	Некачественный ремонт лонжеронов правого крыла, вследствие крыло не выдержало нагрузки	Катастрофа с гибелью пилота	США
21.09.2014	EXTREME 3000	LOC	Потеря управления.	Катастрофа с гибелью пилота	Италия
28.09.2014	Pitts Model 12	Неизвестная причина	Падение во время фигуры высшего пилотажа	Катастрофа с гибелью двух пилотов	Италия
23.01.2013	ZIVKO EDGE 540	Mech	Отказ двигателя, столкновение с землей	Пилот получил незначительные травмы.	Республика Эль-Сальвадор

07.04.2013	ENAER T-35 PILLAN	LOC	Выполнение маневра на малой высоте, потеря управления, столкновение с морем	Катастрофа с гибелью двух пилотов	Доминиканская Республика
02.05.2013	ZIVKO EDGE 540	Mech	Отказ двигателя, самолет приземляется на шоссе.	Пилот на борту не пострадал.	США
19.05.2013	PITTS SPECIAL	LOC	Выполнение штопора на малой высоте, потеря управления.	Катастрофа с гибелью пилота	Турция
02.06.2013	EXTRA 330SC	LOC	Выполнение штопора на малой высоте, потеря управления.	Катастрофа с гибелью пилота	Россия
22.06.2013	Boeing Stearman IB75A	CFIT	Столкновение с землей во время выполнения маневра	Катастрофа с гибелью пилота	США
23.06.2013	MXS Aircraft [22,4]	Mech	Отказ двигателя, самолет приземляется на землю	Пилот получил незначительные ожоги и ушибы	США
29.06.2013	ZLIN Z-526AFS	LOC	Выполнение перевернутого полета на малой высоте.	Катастрофа с гибелью пилота	Германия
12.10.2013	EXTRA 330SC	Неизвестная причина	Крушение по неизвестной причине. Возможно техническая неисправность.	Катастрофа с гибелью пилота	Доминиканская Республика
28.04.2012	Zlin Z 26	Неизвестная причина	Неизвестная причина	Катастрофа с гибелью пилота	Германия
16.09.2012	YAKOLE V 52	LOC	Выполнение маневра на малой высоте, потеря управления.	Катастрофа с гибелью пилота	США
29.09.2012	ASISA 202 Bravo	LOC	Низкая высота полета, потеря управления.	Катастрофа с гибелью двух пилотов	Республика Индонезия

1.2. Требования норм летной годности к безопасности выполнения фигур пилотажа на спортивных самолетах

Из данных, приведенных в таблице 1.1, легко заметить, что наибольший процент летных происшествий на СПС, связан как с ошибками пилотирования, так и с выполнением пилотажа на высотах, скоростях и при перегрузках, недопустимых для рассматриваемого класса ЛА. Однако в действующих нормах летной годности отсутствуют четкие условия и методика проверки безопасности выполнения пилотажа на спортивных самолетах. Существующие нормы летной годности ограничиваются требованием к самолетам пилотажной и акробатической категории обеспечить безопасность выполнения фигур, но не сказано, как обеспечение выполнения этого требования должно проверяться – отсутствуют четкие условия и методика проверки характеристик при выполнении пилотажа на спортивных самолетах.

Существующие нормы летной годности АП-23 [40], CS-23 [41], Part 23 FAA [42] ограничиваются требованием к самолетам пилотажной и акробатической категории «23.151. Фигуры высшего пилотажа: Все самолеты акробатической категории должны быть в состоянии безопасно выполнять фигуры высшего пилотажа... Должны быть определены безопасные скорости ввода в эти фигуры».

Методика проверки этого требования и критерии безопасности в действующих нормах отсутствуют. Как, например, в (23.221. Режим штопора) в действующих нормах летной годности отсутствуют четкие условия и методика проверки характеристик при выполнении пилотажа на спортивных самолетах.

В консультативном циркуляре 23-8В (Advisory Circular 23-8В [43]) ограничиваются требованием к акробатическим маневрам, описанным в разделе 23.151. Согласно этому требованию, каждый маневр должен быть оценен и установлена безопасная скорость на входе в него. В разделе 23.221 (b 7) указано, что ввод в штопор должны быть выполнен на самолете, сбалансированном на скорости

1.5 VS1 или как можно ближе к этому значению. В разделе 23.221 (b 10) сказано, что требуется исследовать влияние высоты на безопасность выполнения маневра. Однако никаких конкретных рекомендаций при этом не дается.

Несколько более подробные требования содержатся в руководстве Airplane Flying Handbook FAA-H-8083-3A [44]. В этом документе оговаривается возможность дополнительных особых требований для выполнения штопора, таких как предельная взлетная масса, диапазон центровок и количество топлива.

В консультативном циркуляре 23-8В и руководстве FAA-H-8083-3A также отсутствует методика проверки безопасной скорости и начальной высоты выполнения элементов пилотажа. Поэтому разработка методики таких исследований и критериев безопасности пилотажа, в том числе и при ошибках пилотирования, является важной и актуальной темой.

1.3. Влияние ошибок пилотирования на безопасность полетов

Безопасность полетов по-прежнему остается проблемой, требующей комплексного и эффективного решения. Согласно мировой статистике, ошибки пилотирования вызывают 60–70% авиационных катастроф [45].

Моделирование авиационных происшествий и инцидентов в основном сводится к применению методик, приведенных в ГОСТ Р 51901.1 – 2002 «Анализ риска технологических систем» [46] и ГОСТ Р 51901.13 – 2002 «Анализ дерева неисправностей» [47]. В исследовании авиационных происшествий ГА [48] рассматриваются буквально тысячи небезопасных действий, совершаемых пилотами. Это, возможно, свидетельствует о том, что, соответственно, существуют буквально тысячи уникальных способов крушения самолета. Результаты исследовательского проекта будут представлены описанием выводов, относящихся к нему.

1. Ошибки, основанные на навыках. Безусловно, ошибки, основанные на недостаточности навыков, были наиболее распространенным типом ошибок в базе данных аварий, поскольку почти 80% всех авиационных происшествий были связаны, по крайней мере, с одной ошибкой, основанной на навыках. Из них примерно половина была первым человеческим причинно-следственным фактором в цепи событий. Наиболее распространенные ошибки, основанные на навыках, среди более чем 17 000 выявленных в этом исследовании, включали: управление самолетом на земле и в воздухе, неправильное поддержание скорости полета. Примечательно, что эти ошибки, основанные на навыках, встречаются чаще, чем любая другая категория ошибок, во всех типах небезопасных действий, а не только в категории ошибок, основанных на навыках.

2. Нарушения. С одной стороны, аварии ГА, связанные хотя бы с одним нарушением, присутствовали в 14% данных. С другой стороны, несчастные случаи в ГА, связанные с нарушениями, уступали только ошибкам, основанным на навыках, когда речь шла об АП со смертельным исходом.

3. Ошибки в принятии решений. Ошибки в принятии решений присутствовали примерно в одной трети авиационных происшествий. При ближайшем рассмотрении оказывается, что многие из ошибок в принятии решений были связаны с планированием, как в полете, так и на земле, а также с вопросами, связанными с оценкой погоды.

Высокий уровень безопасности полетов, достигнутый в настоящее время в рамках авиации, не должен заслонять тот факт, что многие авиационные катастрофы можно было бы предотвратить. Важно понимать, что меры безопасности и защиты, действующие в настоящее время, неадекватны, обходятся или, возможно, игнорируются, и что стратегии вмешательства, направленные на снижение вероятности или последствий человеческой ошибки, могут быть не столь эффективны, как это требуется. Из исследования, результаты которого

представлены в [48], видно многообразие возможных человеческих ошибок, которые могут приводить к критическим ситуациям в полете.

1.4. Выводы по главе 1

Основные причины авиационных происшествий связаны с ошибками оценки пространственного положения самолета и его управляемости. Для детального изучения влияния ошибок пилотирования на безопасность полета необходимо проводить специальные летные или модельные исследования, а также совершенствовать тренажерную подготовку пилотов для предотвращения возможной потери управляемости и столкновения с землей в полете.

ГЛАВА 2. Обзор существующих систем предупреждения

2.1. Обзор основных систем предупреждения об опасном режиме

На данный момент в ГА выполнение полета с соблюдением всех установленных ограничений, а также соблюдение метеорологических минимумов гарантирует большую вероятность безопасного пролета всех препятствий. Тем не менее, опасность столкновения с препятствием по-прежнему существует. Например, по причине резкого изменения внешних условий или задач полёта, или же наличия нескольких участников воздушного движения, что также повышает опасность. Для обеспечения безопасности полёта опасные условия выявляют заранее при помощи специальных инструментальных средств, входящих в автоматическую бортовую систему управления самолётом (АБСУ) [7–9]. С помощью системы предупреждения возможно провести расчет навигационных параметров, исходя из показателей датчиков самолета. Также она позволяет прогнозировать возможные маневры других участников воздушного движения. В АБСУ входят автоматы ограничений, обеспечивающие не превышение некоторых заданных величин, характеризующих полёт.

В настоящее время на различных ЛА используются специальные инструментальные средства предупреждения критических режимов полета (СПКР) [49]. Метод работы зависит от отслеживания параметров полета и скорости их изменения [50]. Если будет наблюдаться превышение каких-либо заданных параметров, СПКР подаст сигнал и сформирует рекомендации экипажу для предотвращения аварийной ситуации. Также СПКР подает корректирующие и управляющие сигналы в систему автоматического управления (САУ), тем самым стабилизирует ЛА в автоматическом режиме в случае бездействия экипажа [8].

С 1996 года на ВС устанавливается усовершенствованная система предупреждения о близости земли (Enhanced Ground Proximity Warning System, EGPWS) [51–53]. Но её использование не всегда гарантирует избежание опасных режимов полёта, вследствие отсутствия предупреждения или слишком позднего предупреждения. Кроме того, у экипажа может остаться крайне мало времени для выполнения действий по предотвращению столкновения с землей в случае резкого изменения рельефа местности, например, при появлении крутого склона, так как такие ситуации GPWS отслеживать не может. Система EGPWS улучшает возможность обнаружения реальной опасной близости к Земле и предоставляет всю информацию на экранах [54].

Недостатки системы предупреждения об опасном режиме. У традиционных GPWS-систем есть слабое место. Например, в случае серьезного изменения рельефа, система уведомит экипаж об этом, однако у него остается мало времени для принятия любых мер, чтобы избежать столкновения с землей [55]. Для устранения этих недостатков была разработана система EGPWS. Она обладает глобальной картой Земли с особенностями местности в любой ее точке. В основе ее лежит GPS-навигация. Однако её использование также не всегда гарантирует избегания АП по следующим причинам [56]:

1. Отсутствие предупреждения – столкновение самолета с землей в этом случае, как правило, происходит из-за недолёта до полосы.
2. Позднее предупреждение или некорректный ответ, вследствие чего ответные действия пилота на предупреждения могут оказаться бесполезными.
3. Нарушение предельных ограничений по боковому уклонению.
4. Позднее начало исправления больших вертикальных скоростей снижения на высотах 200 м и менее приводит к уходу ВС под глиссаду.
5. Нарушение ограничений по величине крена на разворотах.

2.2. Обзор систем предупреждения для самолетов авиации общего назначения

Система управления СпС как правило характеризуется предельной простотой и не дополняется возможностью автоматического управления и средствами автоматического предотвращения опасных режимов полёта. Следовательно, актуально решение задачи по разработке методики построения системы предупреждения об опасном режиме полёта на СпС. для её использования при тренажерной подготовке летчика к выполнению фигур высшего пилотажа и получения им навыков при устранении наиболее вероятных ошибок пилотирования. В силу особенности эксплуатации таких ЛА, данная система не может основываться на автоматическом управлении, то есть автоматическом уводе с опасной траектории, а должна только сигнализировать об уровне вероятности возникновения аварийной ситуации при выполнении фигур высшего пилотажа.

Для обеспечения безопасности выполнения элементов пилотажа на СпС недостаточно просто рассчитать диапазон допустимых для выполнения маневра скоростей и высот полета, необходимо еще разработать концепцию устройства, позволяющего летчику получить предупреждение об опасности в случае, если возможные ошибки при выполнении маневра смогут привести к потере управляемости и столкновению с землей.

В существующих вариантах систем предупреждения приближения земли (СППЗ), для СпС не используются автопилоты, а основываются на действиях пилота для выполнения маневров уклонения. Система должна контролировать допустимые скорость и высоту начала маневра спортивного самолёта [57]. Следовательно, маневры уклонения должны быть пригодными для выполнения пилотом авиации общего назначения, чтобы они не дезориентировали летчика и приводили к оптимальной ориентации ЛА. Например, для управления малой авиацией разработан

подход маневра уклонения, основанный на модифицированном маневре Chandelle. При этом пилоту подается сигнал «Избежать» – команда предотвращения столкновения с землей. Безопасность каждого маневра отображается пилоту цветной стрелкой блока. В работе [58] для самолета Cirrus SR22 и ему подобных в качестве тестовых были выбраны следующие маневры:

1. Движение с креном на 30 градусов влево или вправо (прямой левый или правый маневр соответственно). Крен в 30 градусов был выбран для того, чтобы уменьшить вероятность чрезмерного крена в необычном положении.

2. Достижение максимальной скорости набора высоты (наилучшая скорость набора высоты + 15 m/s).

3. Полная дача газа.

На самолете Cirrus SR22 испытывалась СППЗ, которая сравнивает каждую из возможных траекторий полёта с соответствующим профилем местности для определения маневра уклонения (рис. 2.1). Когда траектория соответствует безопасному полёту, она выбирается для выполнения маневра уклонения и выдается сигнализация об уклонении.



Рисунок 2.1 - Тестовый ландшафт для проверки системы предотвращения столкновений на самолете Cirrus SR22 [58]

Безопасность каждого маневра отображается пилоту цветной стрелкой с соответствующим значением времени выполнения. Стрелки окрашиваются

в зеленый цвет, если время выполнения маневра больше 5 секунд, в желтый, если до 5 секунд, в серый, если меньше 1 секунды и в черно-белый, если это последний безопасный маневр (см. рис. 2.2).



Рисунок 2.2 – Панель интерфейса СППЗ для самолета Cirrus SR22 [58]

При тестировании указанной СППЗ для самолета Cirrus SR22, определено, что время реакции пилота на индикацию о маневре уклонения составляло от 0,5 до 3,6 секунд.

Современные СППЗ предназначены для установки на все типы самолетов, в том числе и на спортивных с поршневыми двигателями. Предупреждение осуществляется путем выдачи речевой, световой, звуковой и текстовой сигнализации, а также путем формирования визуальной информации о характере подстилающей поверхности на экране. В таблице 5.2 представлены сравнительные данные по характеристикам отечественных и зарубежных СППЗ, устанавливаемых на самолетах гражданской авиации РФ [59].

Таблица 2.2 – Технические характеристики самолетных систем СППЗ

Технические характеристики	ТТА-12(S) [60]	СРПБЗ	СРППЗ-2000	EGPWS Mark-V	ST-3400	T ² CAS	
Масса изделия	1,1 кг	2,9 кг,	2,4 кг	3,2 кг	1,452 кг	8,45 кг	
Время готовности к работе	<10 с	~ 60 с	<10 с	~ 10 с	~ 35 с	60 с	
Время непрерывной работы	15 ч	16 ч	>24 ч	25 ч	>24 ч	>24 ч	
Гарантийный срок эксплуатации	3 года	2 года	5 лет	3 года	36 месяцев	36 месяцев	
Виды индикации	1) сверху 2) сбоку	1) сверху 2) сбоку	1) сверху 2) сбоку	сверху	сверху	сверху	
Наличие ПИ СНС	+	-	-	+	-	-	
Наличие в базе данных искусственных препятствий	+	+	частично	частично	частично	частично	
Наличие дополнительных режимов	Avoid Terrain	-	-	-	-	+	+
	RAAS	-	-	-	+	-	-
	Сдвиг ветра	-	-	-	-	-	+

Установка СППЗ существенно повышает безопасность полетов. Но в силу известной местности, установленной организаторами соревнований и безусловных соблюдения требований FAI, установка таких системы на СпС не практикуется. Кроме того, для соревнований стремятся максимально упростить конструкцию и бортовое оборудование самолёта.

Таким образом, СпС не имеет в своем составе эффективной системы автоматического предупреждения столкновения с землей на основе прогнозирования

траектории маневра уклонения. Однако проблему можно решить путём внедрения в СПСЗ устройства, которое будет анализировать диапазон допустимых высот и скоростей выполнения маневра с учётом возможных ошибок пилотирования и их вероятности возникновения, а затем выдавать соответствующую информацию летчику, а также развивает у пилота мышечные навыки для безопасного маневрирования в контексте имитационной подготовки.

2.2. Выводы по главе 2

Существующие системы предупреждения обеспечивают защиту в основном при наличии систем автоматического управления, и неприменимы для СПС. Система, направленная на увеличение безопасности полетов СПС должна быть основана на выработке навыков выхода из режима на основе предупреждающего сигнала, а уровень предупреждения должен быть непосредственно связан со степенью опасности маневра.

ГЛАВА 3. Численное моделирование

Уточнение требований к безопасности полетов будет выполняться с помощью математической модели 6-DOF, построенной на платформе MATLAB/Simulink с использованием заданных значений коэффициентов аэродинамических сил и моментов.

В качестве платформы, на основе которой разработана модель в этом исследовании, был выбран самолет Як-55М. На первом этапе формирования требуемой модели необходимо определить значения аэродинамических характеристик исследуемого самолета в виде набора коэффициентов аэродинамических сил и моментов, а также их производных. Точность нелинейной модели 6-DOF, основанной на этих данных, должна быть подтверждена путем сопоставления результатов вычислений с ее помощью и данных, полученных для реального самолета-прототипа. Если выявляются существенные расхождения в этих результатах, требуется подстроить значения соответствующих коэффициентов и их производных, влияющих на точность моделирования. Может потребоваться несколько итераций данного процесса уточнения исходных аэродинамических данных для получения модели 6-DOF, обладающей требуемой точностью. Данная процедура показана на рис. 3-1. Полученная таким способом модель используется в составе авиасимулятора. Это дает возможность заменить реальный летный эксперимент его имитацией с широким варьированием условий проведения таких экспериментов, что позволяет получить исходные данные, требуемые для получения зависимости между ошибками пилотирования и их последствиями, влияющими на безопасность полета.

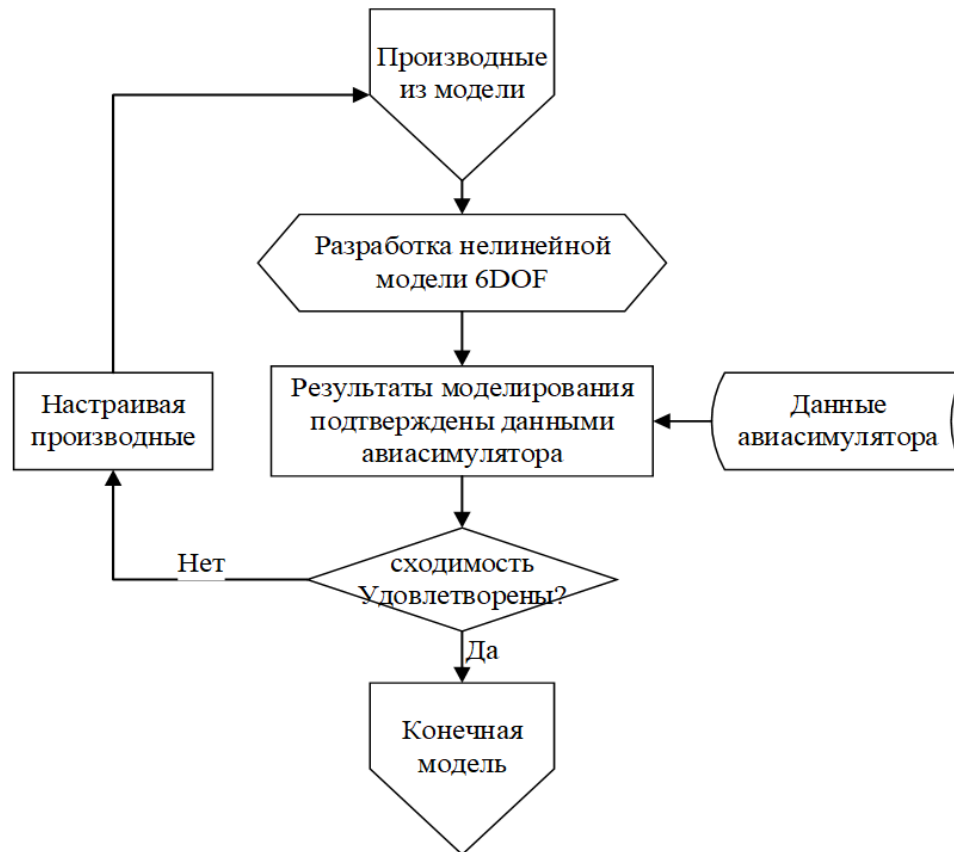


Рисунок 3.1– Блок-схема нелинейной модели 6-DOF, описывающей пространственное движение самолета

3.1. Расчет аэродинамических характеристик самолета Як-55М

3.1.1. Выбор прототипа, основные тактико-технические, массовые, габаритные и аэродинамические характеристики

В качестве прототипа был выбран Як-55М – одноместный пилотажный самолёт, разработанный в ОКБ им. А.С. Яковлева в 1979 году. Данный самолет используется в качестве тренировочного при подготовке летчиков-спортсменов, а также участвует в спортивных соревнованиях по высшему пилотажу [61,62].

Таблица 3.1 – Технические характеристики самолета Як-55М

Характеристика	Обозначение	Значение	Размерность
Длина самолёта	L	7.29	М
Размах крыла	<i>l</i>	8.10	М
Высота самолёта	H	2.20	М
Площадь крыла	S	12.8	М ²
Стреловидность по линии $\frac{1}{4}$ хорд	$\chi_{0,25}$	0	град
Взлётная масса	$m_{взл}$	855	кг
Максимальная скорость	V_{max}	450	км/ч
Максимальная высота	H_{max}	4000	М
Крейсерская скорость	$V_{крейс}$	360	км/ч

Примем, что движение происходит на высоте 500 метров. Скорость крейсерского полёта, отнесенная к скорости звука на заданной высоте, дает число Маха на данном режиме:

$$M_{крейс} = \frac{V_{крейс}}{a_h} = \frac{100}{338,4} = 0,3$$

где $V_{крейс}$ – скорость крейсерского полёта, м/с; a_h – скорость звука на высоте крейсерского полёта, м/с. Значение $a_h = 338.4$ м/с выбирается из стандартной атмосферы для высоты $H=500$ м.

Скоростной напор $q = \frac{\rho V_{крейс}^2}{2} = 5836.5$ кг/(м*с²), где $\rho = 1.1673$ кг / м³ – плотность воздуха на заданной высоте.

3.1.2. Основные геометрические характеристики самолёта

Все линейные размеры снимаем пропорционально с чертежа.

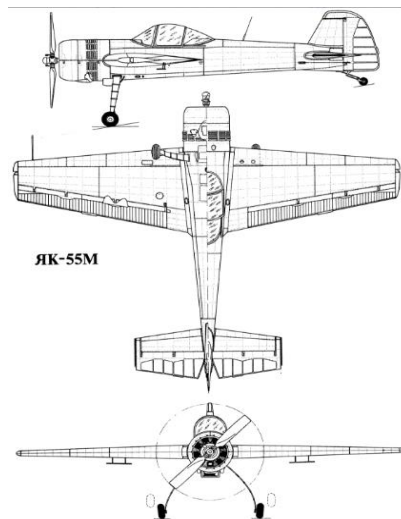


Рисунок 3.2 – Самолет Як-55М

3.1.3. Расчет аэродинамических характеристик

Расчет аэродинамических характеристик ЛА является одним из важнейших элементов аэродинамического исследования. Полученные результаты можно использовать для определения управляемости ЛА и его устойчивости, а также для построения траекторий [63, 64].

Аэродинамические силы и моменты можно определить с использованием аэродинамических коэффициентов. По представлению полной аэродинамической силы и полного аэродинамического момента в проекциях на оси соответственно скоростной и связанной систем координат приняты следующие названия аэродинамических коэффициентов:

C_x, C_Y, C_Z – аэродинамические коэффициенты лобового сопротивления, подъемной и боковой силы;

M_x, M_Y, M_Z – аэродинамические коэффициенты моментов крена, рыскания и тангажа.

Расчёт аэродинамических коэффициентов выполнен для числа Маха $M=0.3$.

Из [61] возьмем полярю самолета, приведенную на рис. 3.3.

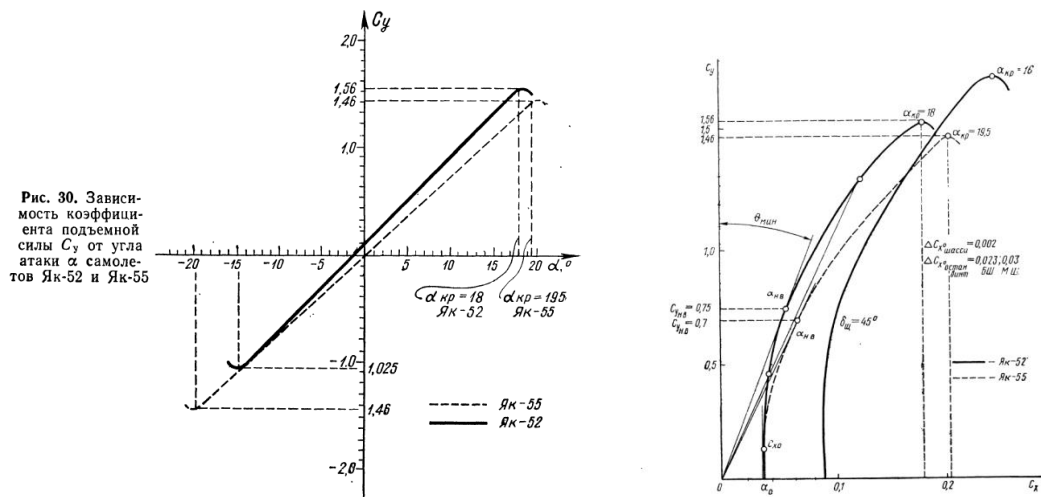


Рисунок 3.3 – Зависимость C_Y от α и поляр самолета Як-55М

В летном диапазоне углов атаки поляр самолета Як-55М описывается приблизительно следующим уравнением [63,64]:

$$C_x = C_{x0} + AC_y^2 = 0.035 + 0.07C_y^2.$$

$$\text{Значение производной } C_y^\alpha = \frac{dC_y}{d\alpha}, C_y^\alpha = 0.075 \frac{1}{\text{град}}.$$

Коэффициент C_y^α характеризует нормальную силу несущей поверхности, приложенную частично к консолям, а частично к фюзеляжу в зоне влияния.

Расчет C_y^α представлен в таблице 3.2, где x_p – угол стреловидности оперения, k_{uy} – коэффициент снижения подъемной силы из-за щели между рулем и корпусом при отклонении рулей.

Таблица 3.2 – Расчет производной коэффициента аэродинамической подъемной силы ЛА по углу отклонения элеронов $C_y^{\delta_l}$ и по углу отклонения руля высоты $C_y^{\delta_H}$.

Величина	Численное значение [65]	Величина	Численное значение [65]
$\bar{D} = \frac{d_{\dot{\varphi}}}{l_k}$	0.111	$\bar{D} = \frac{d_{\dot{\varphi}}}{l_{z0}}$	0.28
$K_{\delta 0}^* = k_{\alpha\alpha}^*$	1.12	$K_{\delta 0}^* = k_{\alpha\alpha}^*$	1.3
$k_{\delta 0}^*$	1	$k_{\delta 0}^*$	0.95
$K_{\alpha\alpha}^* = (k_{\alpha\alpha}^*)^2 / k_{\delta 0}^*$	1.254	$K_{\alpha\alpha}^* = (k_{\alpha\alpha}^*)^2 / k_{\delta 0}^*$	1.78
ν	$1.5 \cdot 10^{-5}$	L_{1z0}	6.7
L_1	1.845	$\bar{\delta}_{z0}^*$	0.023
$\bar{\delta}^*$	0.008	$\bar{\chi}_{n.cz0}$	0.989
$\bar{\chi}_{n.c}$	0.999	$k_{\delta 0z0}$	0.94
x_M	1	$K_{\delta 0z0}$	1.286
$k_{\delta 0}$	0.999	$\chi_p = \chi_{z0}$	0
$K_{\delta 0}$	1.119	$\cos \chi_p$	1
$\chi_p = \chi_{0,5}$	0	k_{uy}	0.8
$\cos \chi_p$	1	\bar{n}_2	0.85
$\lambda \sqrt{1 - M^2}$	4.89	$n = \bar{n}_2 k_{uy} \cos \chi_p$	0.68

\bar{n}_2	0.84	$\bar{S}_{г0} = \frac{S_{г0}}{S_{г0} + S_k}$	0.168
$n = \bar{n}_2 k_{цп} \cos \chi_p$	0.672	\bar{x}	1.37
$\frac{C_{y1_{изкп}}^\alpha}{\lambda_k}$	0.014	$k_{тп}$	0.99
$C_{y1_{изкп}}^\alpha$	0.072	$C_y^{\delta_{п}}$	0.01
$C_y^{\delta_I}$	0.054		

Особенность расчета боковой силы состоит в том, что вертикальное оперение несимметрично. В этом случае применяют приближенный подход, в котором боковая сила вертикальной консоли может быть определена как половина боковой силы фиктивного оперения, состоящего из двух симметрично расположенных консолей [5].

Исходя из вышеперечисленного

$$C_z = C_z^\beta \beta + C_z^{\delta_n} \delta_n,$$

$$\text{где } C_z^\beta = -C_y^\alpha = -0.075 \cdot 0.168 \cdot 0.5 = -0.006 \text{ и } C_z^{\delta_n} = -\frac{C_y^{\delta_{п}}}{2} = -0.005.$$

Коэффициент лобового сопротивления ЛА представим в виде зависимости:

$$C_x = C_{x0} + C_{xi}.$$

Производную коэффициента лобового сопротивления по углу атаки найдем из рис. 3.6 [4], проведя аппроксимацию имеющейся зависимости следующим соотношением: .

$$C_x = C_{x0} + C_x^\alpha \alpha + C_x^{\alpha^2} \alpha^2 = 0.035 - 0.0001\alpha + 0.0004\alpha^2.$$

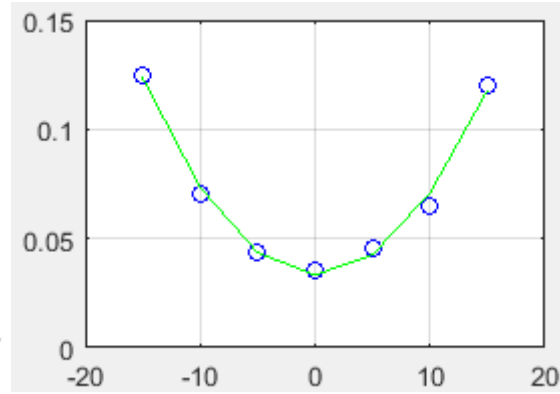
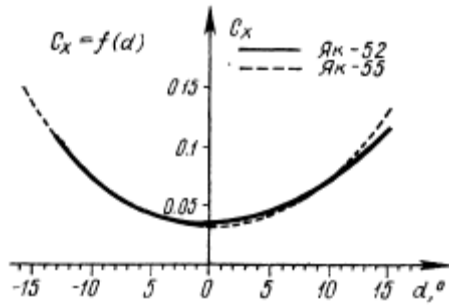


Рисунок 3.4 – Зависимость коэффициента лобового сопротивления от угла атаки

Коэффициент индуктивного сопротивления $C_x^{\delta_I \alpha}$, $C_x^{\delta_I}$ представлен в таблице 3.3.

Таблица 3.3 – Расчет коэффициентов $C_x^{\delta_I \alpha}$ и $C_x^{\delta_I}$

Величина	Численное значение	Величина	Численное значение
$C_{y_{\text{взкр}}}^{\alpha}$	0.072	D_2	0.369
$x_{\text{нос}}$	0.856	$C_x^{\delta_I}$	0.0004
$k_{\alpha\alpha}$	0.958		
ξ	0.9	$C_{y_{\text{взкр}}}^{\alpha}$	0.072
\bar{c}_F	0.181	$k_{\delta_{0,\infty}}$	0.94
D_1	0.848	$D_{2,\infty}$	0.365
$C_x^{\delta_I \alpha}$	0.0009	$C_x^{\delta_{II}}$	0.0001

Общее выражение для коэффициента продольного момента при малых значениях параметров $\alpha, \delta_I, \delta_{II}$ и т.д. имеет вид:

$$m_z = m_{z_0} + m_z^{\alpha} \alpha + m_z^{\delta_I} \delta_I + m_z^{\delta_{II}} \delta_{II} + m_z^{\bar{\omega}_z} \bar{\omega}_z .$$

Средняя аэродинамическая хорда (САХ) крыла самолета Як-55М равна $b_A=1.746$

$$x_{F\delta_I} = 0.437 + 0.984 = 1.42 .$$

Фокус самолета Як-55М расположен на 30,3% позади носка САХ крыла [65]

$$x_{F\alpha} = 1.949.$$

Отсюда

$$x_{F\delta_{II}} = 2.478.$$

Центровка самолета принята 27%, откуда $X_T = 0,984 + 0,471 = 1,455$, тогда

$$m_z^\alpha = -0.068c_y^\alpha = -0.005,$$

$$m_z^{\delta_I} = 0.005c_y^{\delta_I} \approx 0,$$

$$m_z^{\delta_{II}} = -0.14c_y^{\delta_{II}} = -0.0014.$$

Найдем действующую тягу винта самолета по зависимости из [4] (рис. 3.7)

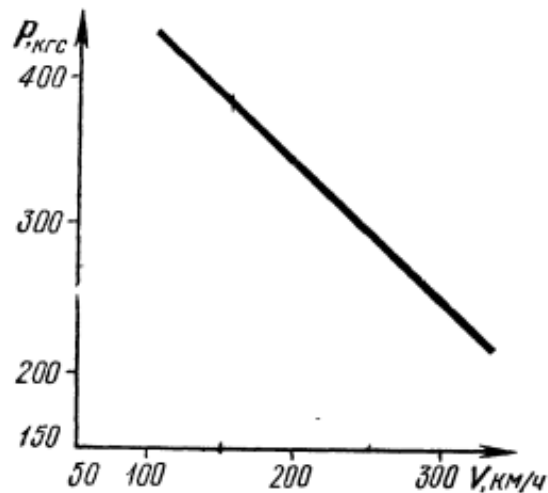


Рисунок 3.5 – Характеристика силовой установки по тяге в зависимости от скорости

Исходя из наших условий крейсерского полета, находим значение тяги $P = 335 \text{ кгс} = 3285.228 \text{ Н}$.

Проекции тяги в скоростной системе координат можно найти из соотношений:

$$P_x = P \cos \alpha \cos \beta \approx P,$$

$$P_y = P \sin \alpha \approx P\alpha,$$

$$P_z = -P \cos \alpha \sin \beta \approx -P\beta.$$

В проекции на скоростную ось ЛА:

$$C_x^p = \frac{P}{qS} = 0.136 \text{ рад}^{-1}.$$

Из [66] возьмем недостающие коэффициенты для подъемной силы с коэффициентом пропорциональности $4.3/4.5465=0.946$:

Коэффициенты для боковой силы с коэффициентом пропорциональности 0.956:

$$C_z^{\bar{\omega}_x} = 0.0001 \cdot 0.956 \approx 0.$$

Этим же методом получены следующие коэффициенты:

Коэффициенты для момента тангажа с коэффициентом пропорциональности 0.726

Коэффициенты для момента крена с коэффициентом пропорциональности 1.11:

Коэффициент по тяге для момента рысканья, согласно [66] принимаем:

Полученные значения аэродинамических коэффициентов сведены в результирующую таблицу 3.4.

Таблица 3.4 – Аэродинамические коэффициенты самолета Як-55М

Аэродинамические коэффициенты	Численное значение	Аэродинамические коэффициенты	Численное значение
C_{x0}	0.035	C_{y0}	0
C_x^α	-0.0001	C_y^α	$0.075 \text{ град}^{-1} = 4.3 \text{ рад}^{-1}$
$C_x^{\alpha^2}$	0.0004	$C_y^{\dot{\alpha}}$	$0.031 \text{ град}^{-1} = 1.776 \text{ рад}^{-1}$
$C_x^{\delta_I \alpha}$	0.0009	$C_y^{\omega_z}$	$0.091 \text{ град}^{-1} = 5.2 \text{ рад}^{-1}$
$C_x^{\delta_I}$	0.0004	$C_y^{\delta_I}$	0.054
$C_x^{\delta_{II}}$	0.0001	$C_y^{\delta_{II}}$	$0.01 \text{ град}^{-1} = 0.573 \text{ рад}^{-1}$
C_x^p	0.136	m_{z0}	0
C_{z0}	0	m_z^α	$-0.005 \text{ град}^{-1} = -0.286 \text{ рад}^{-1}$
C_z^β	$-0.006 \text{ град}^{-1} = -0.344 \text{ рад}^{-1}$	$m_z^{\dot{\alpha}}$	$-0.055 \text{ град}^{-1} = -3.151 \text{ рад}^{-1}$
$C_z^{\delta_n}$	$-0.005 \text{ град}^{-1} = -0.286 \text{ рад}^{-1}$	$m_z^{\delta_{II}}$	$-0.0014 \text{ град}^{-1} = -0.08 \text{ рад}^{-1}$
m_{y0}	0	$m_z^{\bar{\omega}_z}$	$-0.4 \text{ град}^{-1} = -22.92 \text{ рад}^{-1}$
m_y^β	$-0.0046 \text{ град}^{-1} = -0.264 \text{ рад}^{-1}$	m_x^β	0
$m_y^{\delta_n}$	$-0.0006 \text{ град}^{-1} = -0.34 \text{ рад}^{-1}$	m_x^δ	$-0.001 \text{ град}^{-1} = -0.057 \text{ рад}^{-1}$
$m_y^{\bar{\omega}_y}$	-0.6 град^{-1}	$m_x^{\bar{\omega}_x}$	-0.563 град^{-1}
$m_y^{\bar{\omega}_x}$	-0.01	$m_x^{\bar{\omega}_y}$	$-0.0075 \text{ град}^{-1}$
		m_x^p	$-0.0074 \text{ град}^{-1}$

Точность полученных коэффициентов недостаточна для проведения проектных работ, но она вполне достаточна для проведения исследований на ранних этапах разработки при постановке задач, сравнительном анализе схем, при исследовании чувствительности аэродинамики ЛА к параметрам. Адекватность модели, полученной на основе коэффициентов, приведенных в таблице 3.4, была подтверждена путем применения метода параллельного сравнения траекторий, полученных численным моделированием, с данными авиастимулятора.

3.2. Нелинейной модели движения с шестью степенями свободы

В этой главе представлена разработка нелинейной модели 6-DOF для самолета Як-55М. Эта модель 6-DOF построена на платформе MATLAB/Simulink [67–71]. Структура модели может быть разбита на несколько модулей, как показано на рис. 3.8. Обсуждения в этой главе связаны с каждым отдельным модулем. В блок-схеме подробно описывается процесс построения модели 6-DOF.



Рисунок 3.6 – Блок-схема нелинейной модели 6-DOF

3.2.1. Система координат

В блоке 6DOF ECEF (Quaternion) [72] рассматривается вращение ориентированной на Землю системы координат (ECEF) (X_{ECEF} , Y_{ECEF} , Z_{ECEF}) относительно системы координат с привязкой к Земле с инерциальной (ECI) (X_{ECI} , Y_{ECI} , Z_{ECI}). Система координат ECEF связана с центром Земли, кроме того, представляющее интерес тело считается жестким, предположение, которое устраняет необходимость учитывать силы, действующие между отдельными элементами массы.

3.2.2. Уравнения движения с шестью степенями свободы

В модели 6-DOF используются стандартные шесть степеней свободы нелинейных дифференциальных уравнений для обычного самолета с неподвижным крылом [73–75], которые записываются в следующем виде:

$$\begin{aligned} m\left(\frac{dV_x}{dt} + \omega_y V_z - \omega_z V_y\right) &= P_x + X + G_x \\ m\left(\frac{dV_y}{dt} + \omega_z V_x - \omega_x V_z\right) &= P_y + Y + G_y \\ m\left(\frac{dV_z}{dt} + \omega_x V_y - \omega_y V_x\right) &= P_z + Z + G_z \end{aligned} \quad (3-1)$$

$$\begin{aligned} I_x \dot{\omega}_x - I_{xy} \dot{\omega}_y + (I_z - I_y) \omega_y \omega_z + I_{xy} \omega_x \omega_y &= M_R; \\ I_y \dot{\omega}_y - I_{xy} \dot{\omega}_x + (I_x - I_z) \omega_x \omega_z + I_{xy} \omega_y \omega_z &= M_R - \omega_z K_p; \\ I_z \dot{\omega}_z + (I_y - I_x) \omega_x \omega_y + I_{xy} (\omega_x^2 - \omega_y^2) &= M_R + \omega_y K_p. \end{aligned} \quad (3-2)$$

Переменные три момента из уравнений 6-DOF применяются к кинематическим уравнениям кватернионов, чтобы обновить условия кватерниона. Нелинейные уравнения 6-DOF реализованы в блоке 6DOF ECEF (Quaternion) из Aerospace Blockset в MATLAB / Simulink [67,71], как показано на рис. 3.7.

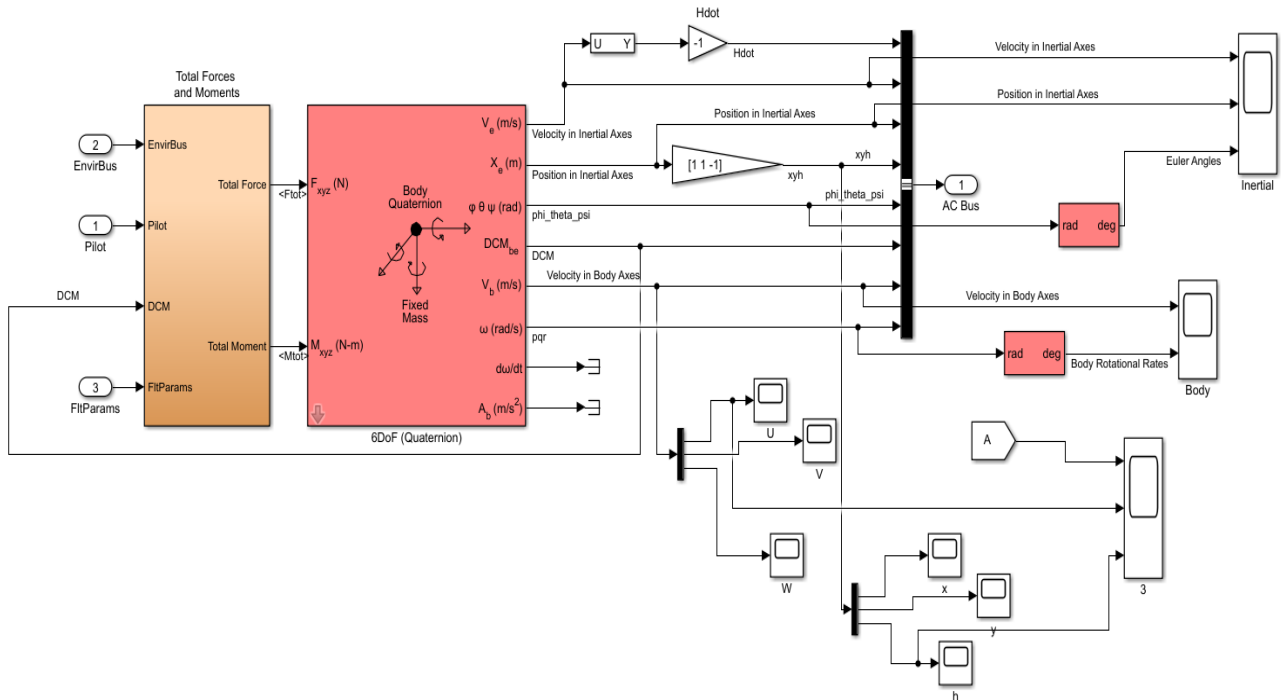


Рисунок 3.7 – Схема для подсистемы «Нелинейная модель Як-55М 6-DOF»

3.2.3. Аэродинамический модуль

Аэродинамические силы и моменты, действующие на самолет, представляют собой один из важнейших факторов, определяющих движение ЛА. Они определяются в аэродинамическом модуле, основная цель которого – оценить значения соответствующих сил и моментов [76]. Структурная схема для этого модуля показана на рис. 3.8.

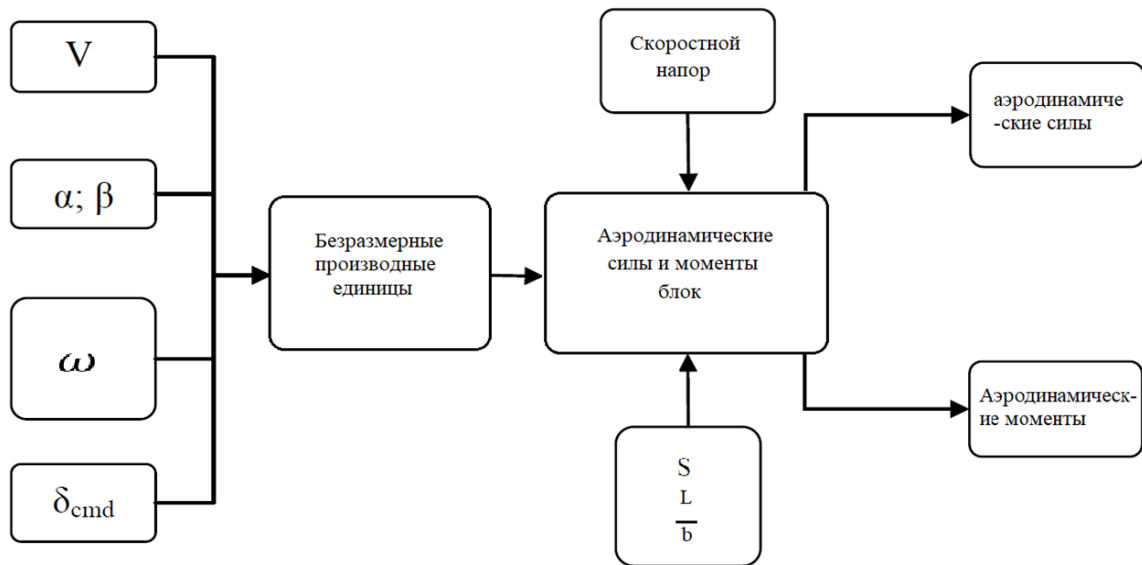


Рисунок 3.8 – Блок-схема аэродинамического модуля

Шесть соотношений для аэродинамических сил и моментов реализованы в подсистеме «Коэффициенты аэродинамики». Они представляют собой зависимости от следующих величин:

- 1) линейная скорость;
- 2) углы атаки и скольжения;
- 3) угловые скорости;
- 4) углы отклонения для каждой из поверхностей управления.

Следует отметить, что при моделировании Як-55М в этом исследовании в вышеупомянутые аэродинамические соотношения реализуется набор производных для соответствующих коэффициентов только для одного значения скорости. Все эти соотношения являются линейными, за исключением зависимости для коэффициента лобового сопротивления. Нелинейными также являются соотношения, описывающие кинематику движения рассматриваемого самолета. При этом для разных условий полета доступно несколько наборов значений производных коэффициентов аэродинамических сил и моментов, кроме того, за счет учета влияния на эти

величины числа Маха и угла атаки, эти значения могут использоваться в уравнениях для исследования нелинейных эффектов.

Компоненты силы, показанные в аэродинамических соотношениях, определены в скоростной системе координат. Чтобы их можно было использовать в уравнении сил, которые определены в связанной системе координат, требуется воспользоваться линейным преобразованием следующего вида:

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = A_{cx}^{ce} \begin{bmatrix} -X_a \\ Y_a \\ Z_a \end{bmatrix} \quad (3.3)$$

где A_{cx}^{ce} – матрица направляющих косинусов при переходе от скоростной к связанной системе координат.

3.2.4. Модуль вычисления ускорения свободного падения и параметров атмосферы

В большинстве простых имитационных моделей ускорение свободного падения считается постоянным независимо от положения и высоты воздушного судна относительно Земли. В нелинейной модели 6-DOF данная величина вычисляется с помощью Всемирной геодезической системы (WGS), которая использует в качестве входных данных географические координаты центра масс ВС.

Для вычисления параметров атмосфера в MATLAB/Simulink Aerospace Blockset доступна модель COESA Atmosphere [67–71]. Эта модель обеспечивает вычисление абсолютной температуры, давления, плотности воздуха и скорости звука для заданной геодезической высоты.

3.2.5. Динамика двигателя и модуль силы тяги

Сила тяги двигателя является одним из важнейших факторов, определяющих характер движения самолета. В этом разделе обсуждаются методы, применяемые для моделирования динамики двигателя и вычисления силы тяги, создаваемой им. Задача этого модуля состоит в том, чтобы рассчитать значения силы тяги для любого заданного положения дроссельной заслонки двигателя. Для моделирования значений силы тяги необходимо использовать динамическую тягу, а не статическую тягу. Изменение динамической тяги зависит не только от скорости вращения воздушного винта (об/мин), но также и от скорости полета в прямом направлении (относительная воздушная скорость).

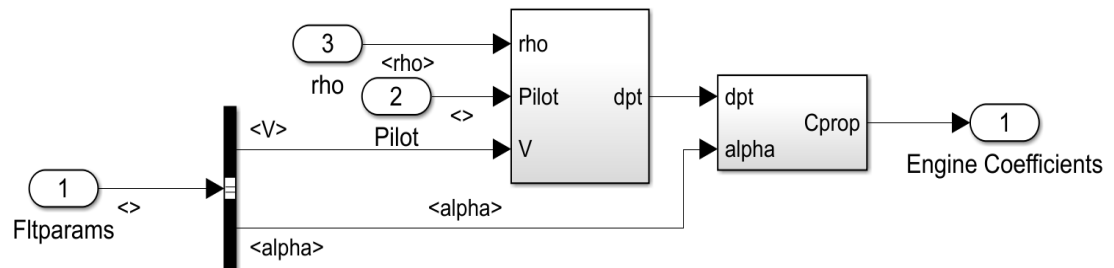


Рисунок 3.9 – Структурная схема подсистемы «Модель движения»

Динамика переходного процесса от входа дросселя к выходу тяги упрощается за счет использования коэффициента запаздывания (time delay dynamics) первого порядка.

3.3. Верификация и сопоставление нелинейной имитационной модели 6-DOF с данными имитатора полета

Данные имитатора полета используются для проверки результатов моделирования, полученных с использованием нелинейной модели 6-DOF. Процедура верификации проводится посредством сравнения данных, получаемых из этих двух источников с использованием результатов, полученных путем сравнительного анализа математической модели по наборам входных и выходных данных симулятора X-Plane 11.

Авиасимулятор X-Plane 11 [77] может служить генератором полетных данных различных летательных аппаратов, в том числе спортивных самолетов, например, самолета Як-55М. Модель аэродинамики самолета, используемая в X-Plane, основана на концепции теории элемента лопасти. О степени достоверности такой модели свидетельствует то, что она допущена для применения в тренажерах, сертифицируемых FAA.

В состав X-Plane 11 входит X-Plane Connect (XPC) [78], представляющий собой инструмент для исследований с открытым исходным кодом, используемый для взаимодействия с X-Plane для обеспечения имитации полета. Инструмент XPC дает возможность пользователям управлять самолетами и получать информацию о состоянии самолетов, используя такие величины как Сила тяги двигателя, КПД (коэффициент полезного действия) воздушного винта, аэродинамическое лобовое сопротивление, подъемная и боковая сила, центр масс самолета и аэродинамическое качество, определенное как отношение коэффициента подъемной силы к коэффициенту лобового сопротивления.

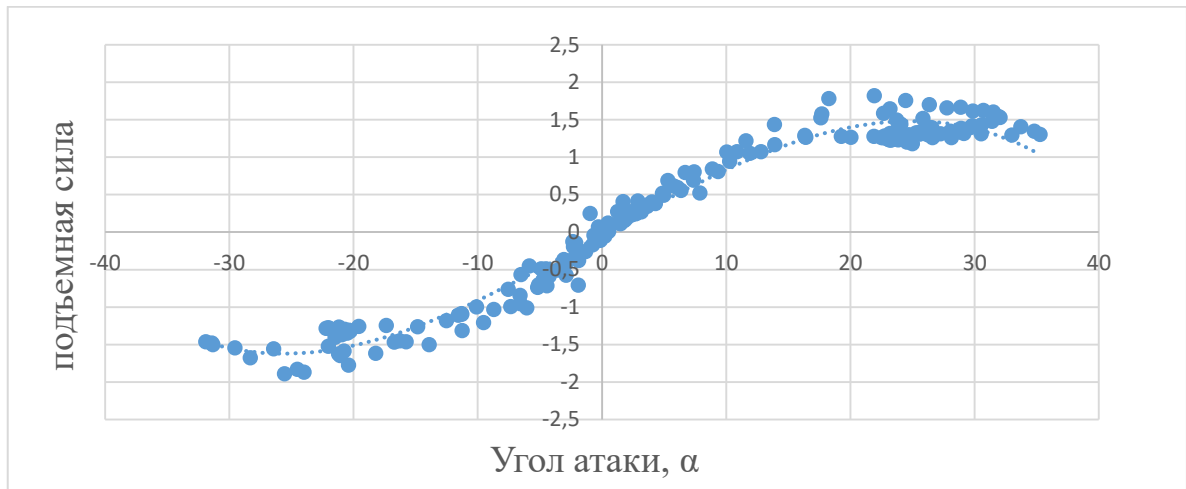


Рисунок 3.10.А – Коэффициент аэродинамической подъемной силы в нелинейном модуле

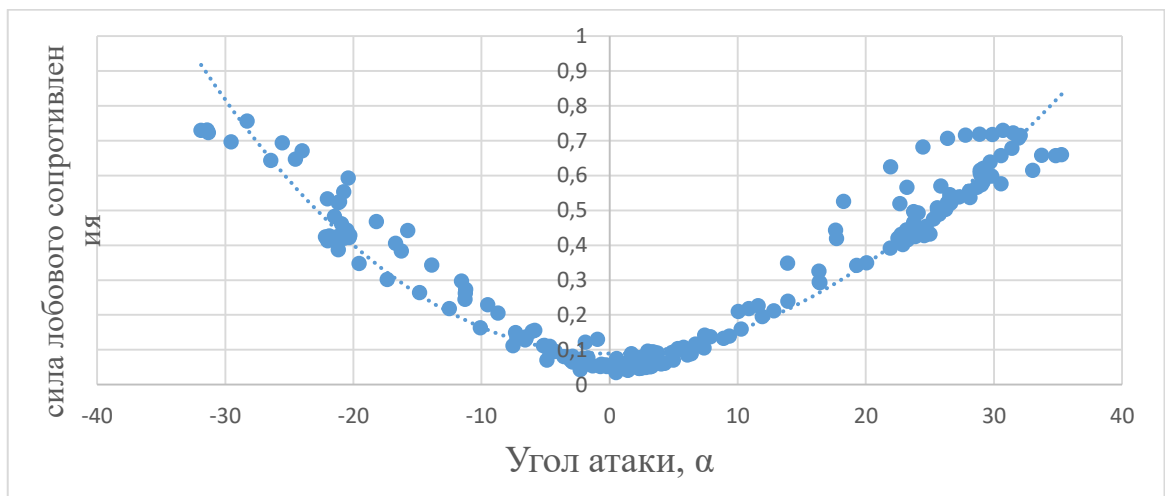


Рисунок 3.10.Б. Коэффициент лобового сопротивления в нелинейном модуле

3.3.1. Проверка динамики короткопериодического возмущенного движения (Short Period)

В этом разделе представлена оценка динамики короткопериодического возмущенного движения самолета Як-55М [79–81], основанная на использовании данных моделирования при помощи авиасимулятора X-Plane 11, а также данных, полученных на модели 6-DOF.

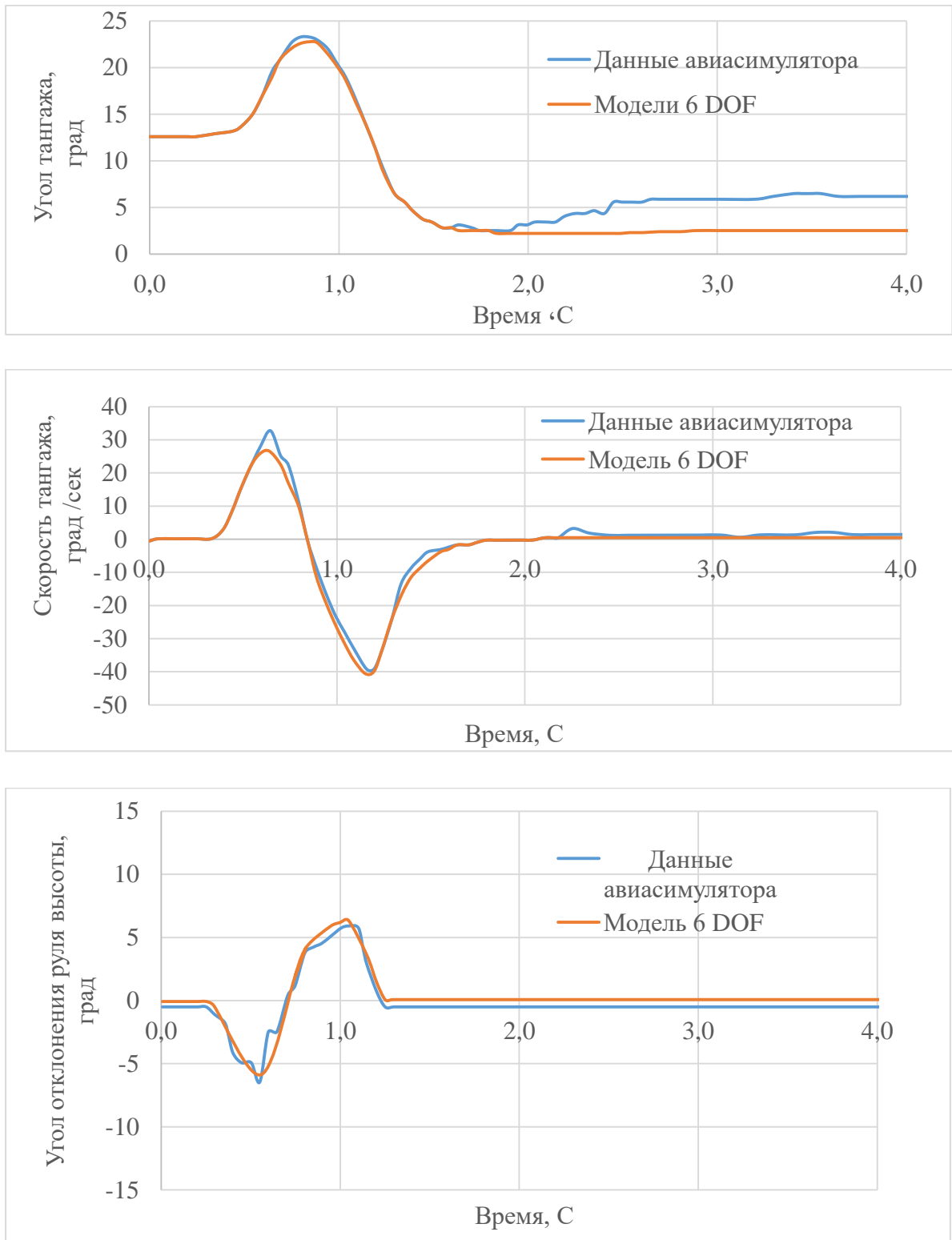


Рисунок 3.11– Динамическое сравнение для короткопериодического движения

При этом реализуется итерационный процесс подбора значений производных коэффициентов аэродинамических сил и моментов, направленный на уменьшение

расхождений между результатами, полученными из упомянутых выше двух источников. Конечная цель данного процесса состоит в том, чтобы отклик авиасимулятора максимально точно соответствовал реальной динамике полета рассматриваемого самолета. Получение такого результата дает основание использовать авиасимулятор в качестве имитатора летного эксперимента, генерирующего данные, которые в дальнейшем должны быть использованы для получения искомых соотношений между ошибками пилотирования и их последствиями с точки зрения обеспечения безопасности полета.

3.3.2. Подтверждение соответствия изменения параметров в длиннопериодическом (фугоидном) движении

С использованием авиасимулятора и модели 6-DOF было проведено также исследование длиннопериодического движения самолета Як-55М для того, чтобы оценить изменение воздушной скорости и высоты полета в течение длительного времени моделирования. При этом модель 6-DOF использовалась в виде, полученном после выполнения итерационного процесса варьирования аэродинамических производных, описанного в предыдущем разделе. Полученные результаты показаны на рис. 3.12.

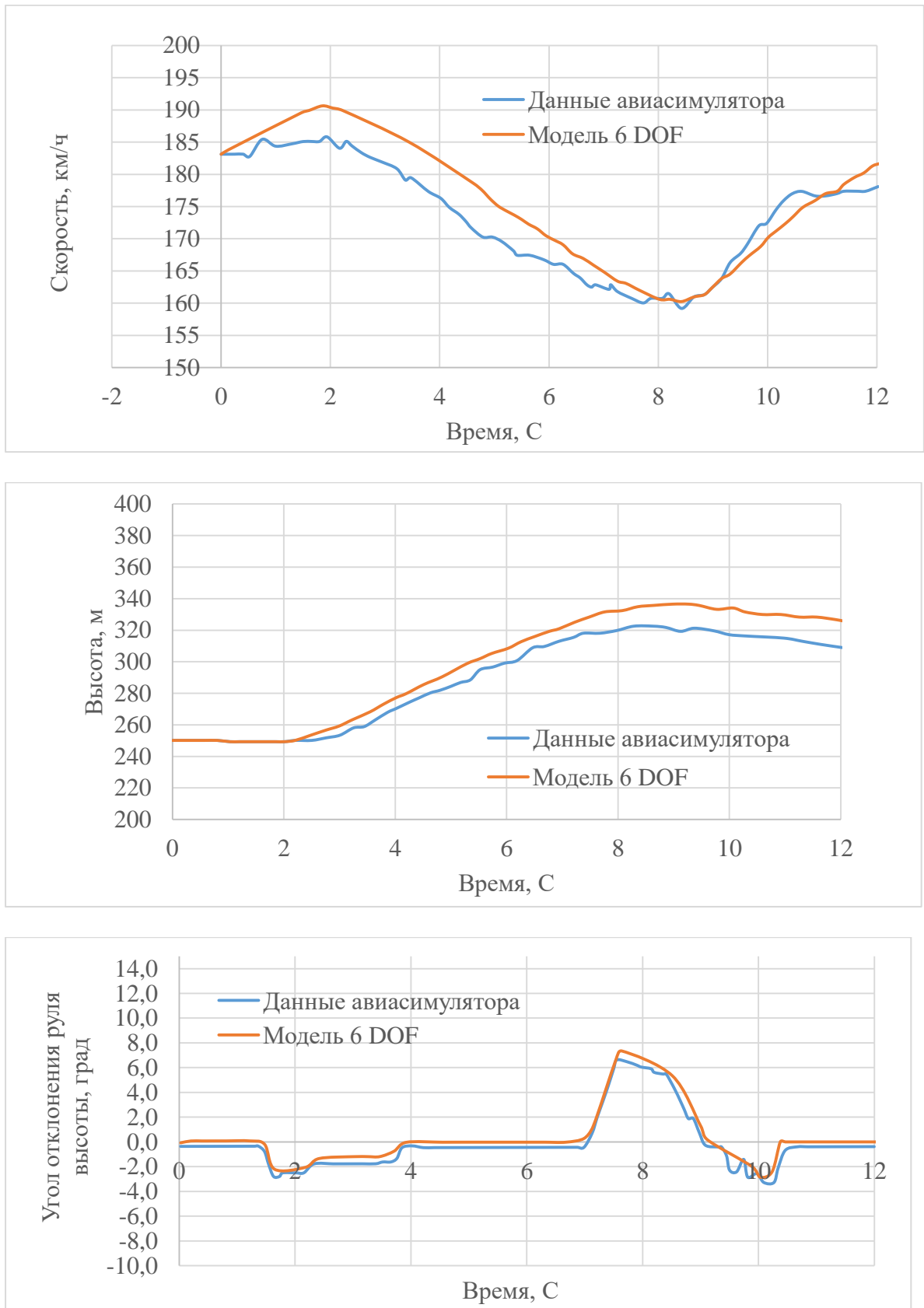


Рисунок 3.12 – Динамическое сравнение в фугоидном возмущенном движении

3.4. Исследование влияния ошибок пилотирования на изменение траекторных параметров при выполнении пикирования на самолёте Як-55М

В процессе модельного эксперимента в среде Матлаб [70,70] рассмотрим, как меняются высота и скорость полета при изменении величины и темпа отклонения руля высоты при выполнении пикирования на самолёте Як-55М. Этот эксперимент отвечает случаю нормального пикирования, если скорости ввода и вывода соответствуют рекомендованным значениям.

Оценим изменение траектории в случае запаздывания вывода из пикирования при изменении характера управления рулем высоты. Рассмотрим три вида управления рулем высоты в случае запаздывания вывода самолета из пикирования:

- 1- Полное ступенчатое взятие ручки управления «на себя» для вывода из пикирования. Изменение параметров траектории для этого случая управления представлены на рис. 3-13 и 3-14.
- 2- Полное взятие ручки управления «на себя» для вывода из пикирования при линейно-нарастающем в течение 1 секунды отклонении руля высоты «на себя». Изменение параметров траектории в этом случае представлено на рис. 3-13 и 3-14.
- 3- Входное линейно-нарастающее в течение двух секунд отклонение руля высоты «на себя» до полного расхода. Результаты моделирования траектории выхода представлены на рис. 2-7 и 2-8.

На графиках рис. 3-13 и 3-14 представлены сравнительные результаты исследования изменения траектории полета с момента выхода из пикирования, при описанных выше законах управления рулем высоты на выходе из пикирования.

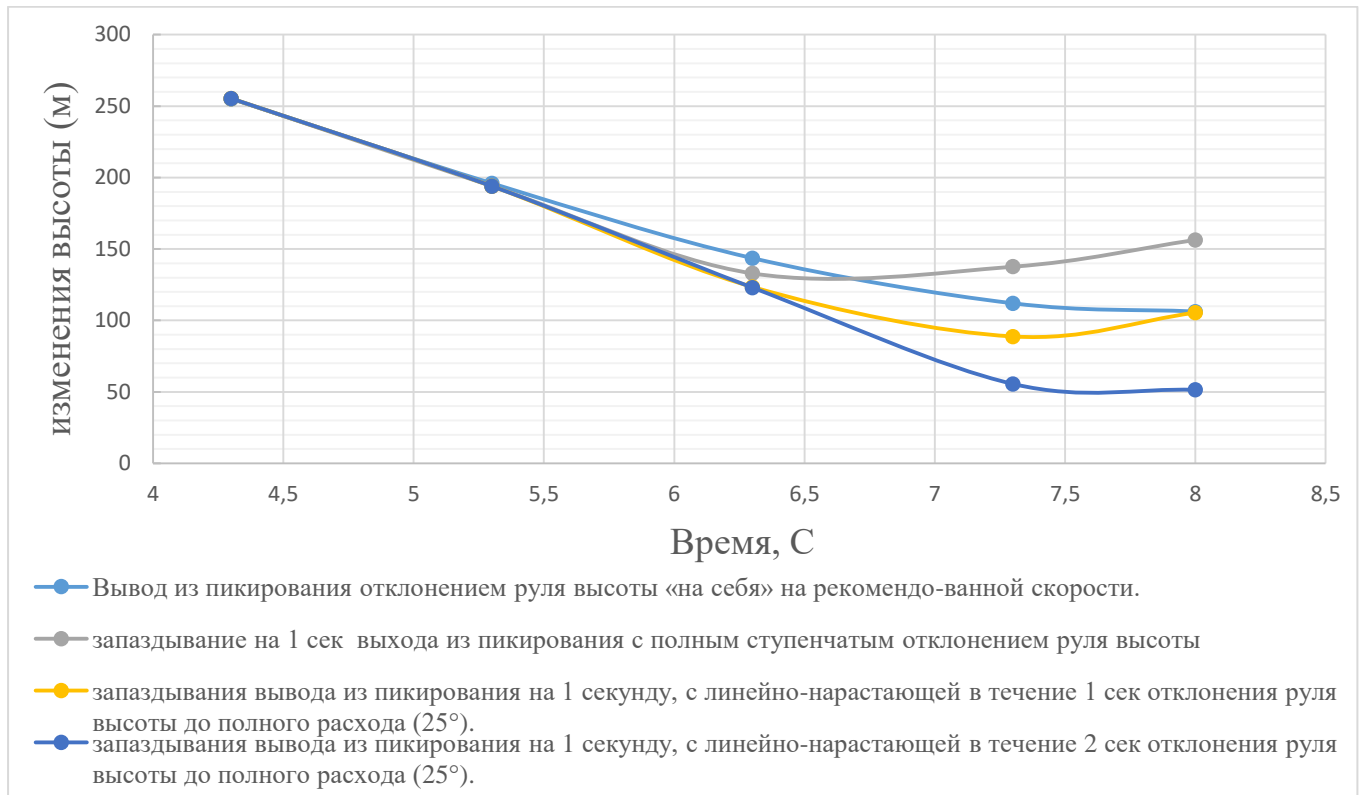


Рисунок 3.13– Исследование зависимости изменения высоты (м) от темпа отклонения руля высоты при пикировании

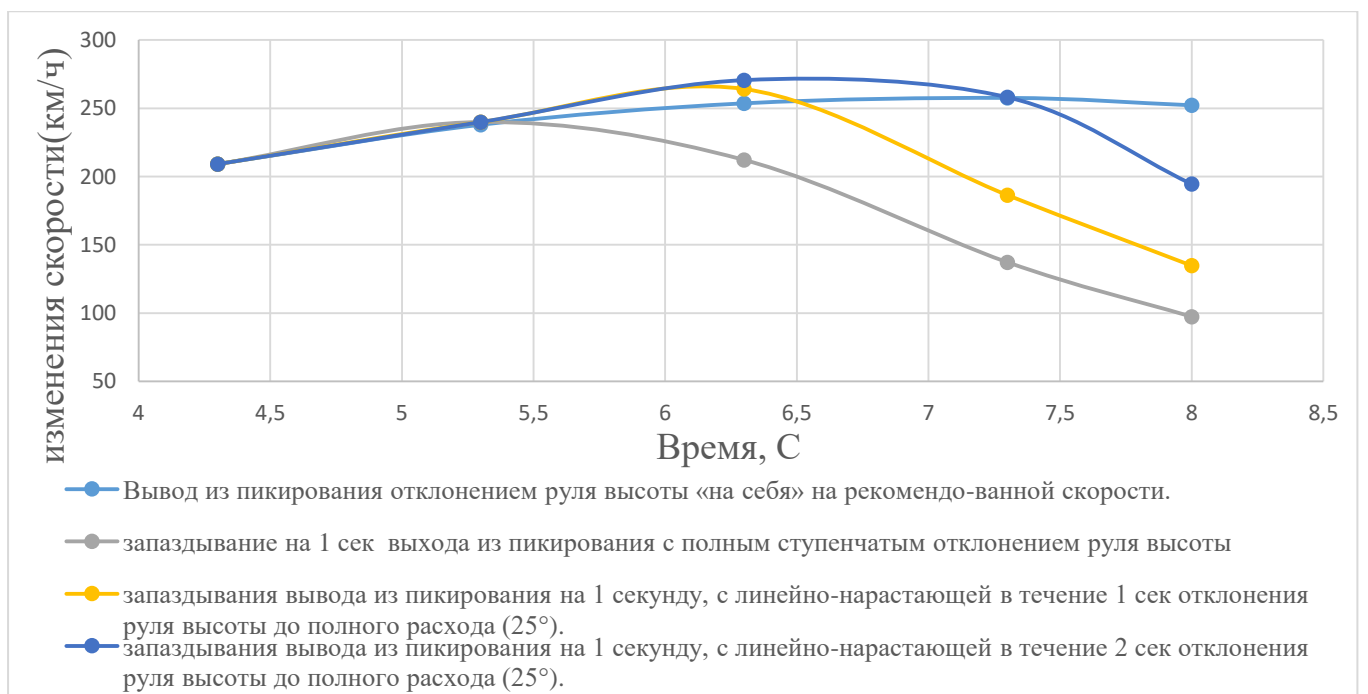


Рисунок 3.14– Исследование зависимости изменения скорости (км/ч) от темпа отклонения руля высоты

На рис. 3-15 представлены обобщенные результаты исследования зависимости максимальной потери высоты от темпа взятия ручки управления «на себя». Из данных, представленных на рис. 3.15, видно, что даже при использовании полного расхода руля высоты на себя, потери высоты по сравнению со стандартным выводом из пикирования могут возрастать до 30%.

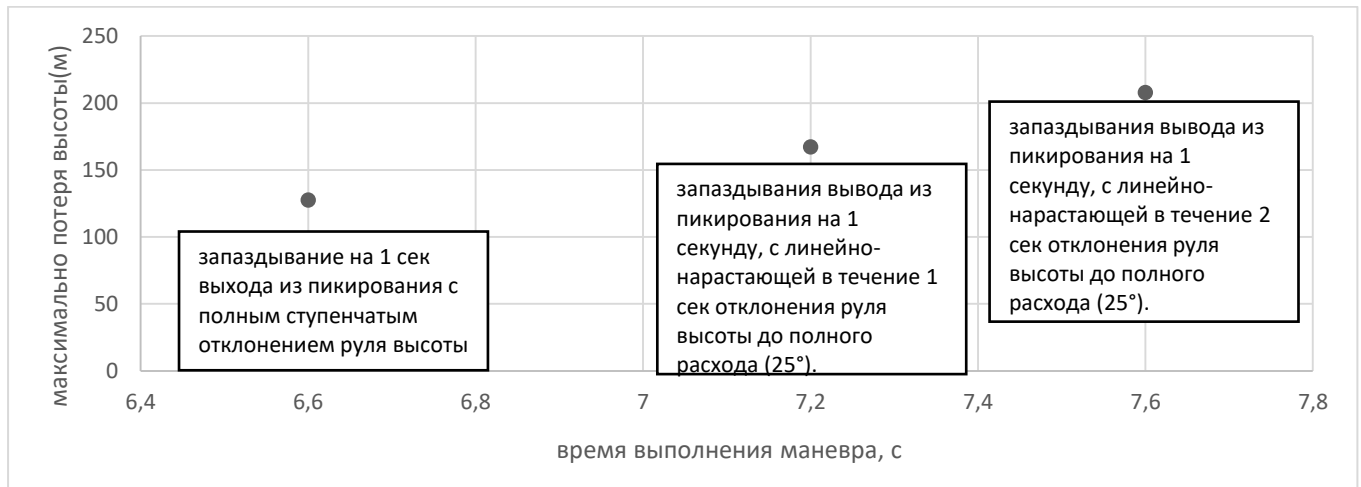


Рисунок 3.15 – Зависимость максимальной потери высоты (м) от темпа отклонения руля высоты

3.5. Выводы по главе 3

Результаты исследований в целом совпадают с данными численного моделирования, что позволяет говорить об адекватности модели, построенной для проведения численного эксперимента, а также для разработки рекомендаций по выполнению манёвра уклонения на спортивном самолёте при изучаемых ошибках пилотирования. Наличие ошибок пилотирования существенным образом изменяет траекторию маневра и влияет на безопасность его выполнения, так как существенно увеличивают потери высоты в случае изменения темпа отклонения рулей.

ГЛАВА 4. Экспериментальное моделирование ошибок пилотирования на симуляторе

Введение

Для построения системы предупреждения недостаточно только определить безопасную высоту начала маневра, необходимо также определить вероятностные характеристики ошибок пилотирования. Создание функциональной зависимости, основанной на исследовании изменения высоты в случае ошибок пилотирования с учетом вероятности возникновения этих ошибок, позволит с заранее определенной степенью вероятности определять безопасную высоту начала маневра.

4.1 Исследование оценки вероятности ошибок пилотирования при выполнении манёвров

Определение оценки вероятностных характеристик ошибок пилотирования было выполнено путем численного эксперимента на авиасимуляторе X-Plane-11 [77], с оценкой изменения параметров полета по сравнению с рекомендованной техникой пилотирования.

Требуемые для анализа данные были получены с помощью инструмента X-Plane Connect (ХРС) [78], обеспечивающего взаимодействие с программным обеспечением X-Plane при выполнении маневров. Эти данные записывались для каждого значения скорости начала вывода из переворота ($V_{\text{выв}}$), максимальной потери высоты ($\Delta H_{\text{мно}}$), максимальной перегрузки (n_{max}), значения угла отклонения руля (δe_{max}), времени до достижения заданного значения угла отклонения руля ($t_{\delta e}$), времени запаздывания вывода из переворота ($\Delta t_{\text{зан}}$).

4.1.1. Исследование оценки вероятности ошибок пилотирования при выполнении пикирования

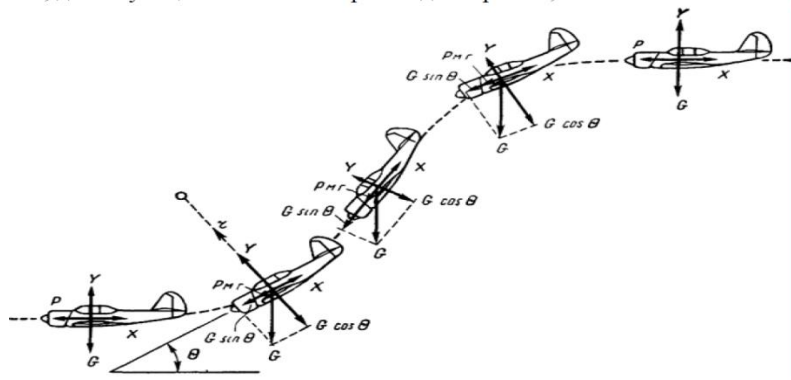


Рисунок 4.1– Схема сил, действующих на самолет при пикировании [61]

По результатам численного эксперимента оценивались статистические характеристики изменения параметров полета вследствие влияния изучаемых ошибок пилотирования. Статистические характеристики [82] для полученных результатов приведены в таблице 4.1.

Таблица 4.1 – Исследования оценки вероятности ошибок пилотирования при выполнении пикирования.

	$V_{\text{нвы}}$ км / ч	$t_{\delta e}$ сек	δe_{max} град	$\Delta H_{\text{мно}}$ м	n_{max}
Мат. ожидание	218	1,23	18	230	5,48
Стандартное отклонение	5,6	1,05	8	34	1,3
Коэффициент корреляции с потерей высоты	0,41	0,88	-0,67	1	-0,58

4.1.2. Исследование оценки вероятности ошибок пилотирования при выполнении переворота

Маневр «Переворот» применяется для быстрого изменения направления полета на 180° с потерей высоты. Переворот есть сочетание горизонтальной полубочки со второй частью петли Нестерова [83].

В руководстве по эксплуатации самолетов Як-55М [61] рекомендуется выполнение переворота на следующих скоростях: скорость ввода в переворот 180 км/ч; скорость начала вывода 210 км/ч.

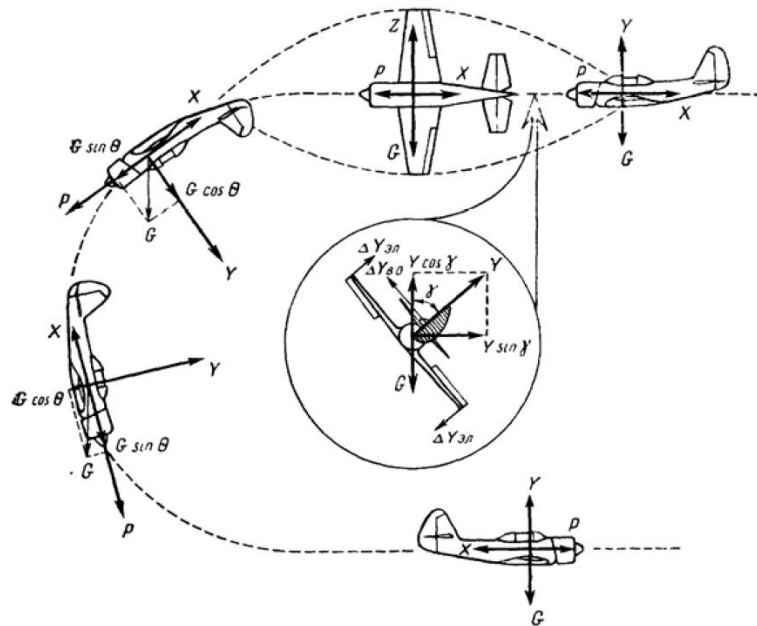


Рисунок 4.2– Схема сил, действующих на самолет при выполнении переворота

В процессе эксперимента рассмотрим, как меняются высота, нормальная перегрузка и скорость полета при изменении величины и темпа отклонения руля высоты. Для определения безопасной высоты начала выполнения маневра необходимо также определить оценку вероятностных характеристик ошибок пилотирования.

Наиболее характерными ошибками при выполнении переворота [84] являются:

- замедленное создание перегрузки на начальном участке, что приводит к увеличению скорости и большой потере высоты;

- при вводе в переворот с минимальной высоты, особенно на большой скорости, темп создания перегрузки после выполнения полубочки должен быть выше 2—3 g. В этом случае при выводе из фигуры нужно ориентироваться на перегрузку.

Оценки вероятностных характеристик ошибок пилотирования получены эмпирическим путем при выполнении 100 маневров переворота на самолете Як-55М в авиасимуляторе X-Plane 11 с наблюдением отклонений от параметров траектории при пилотировании в соответствии с рекомендациями Руководства по летной эксплуатации.

Статистические характеристики полученных результатов приведены в таблице 4.2/

Таблица 4.2 – Исследования оценки вероятности ошибок пилотирования при выполнении переворота

	$V_{нвы}$ км / ч	$t_{\delta e}$ сек	δe_{max} град	$\Delta H_{мно}$ м	n_{max}	$\Delta t_{зан}$ сек
мат. ожидание	199	1.5	10	245	5.8	0.3
стандартное отклонение	13	0.7	3	43	0.9	0.8
коэффициент корреляции с потерей высоты	0.5	0.23	-0.5	1	-0.06	0.38

При исследовании запаздывания вывода из переворота от предлагаемой скорости начала вывода из переворота, равной 210 км/ч, была получена диаграмма распределения, показанная на рис. 4.3. Распределение, приведенное на рис. 4.3, получено по результатам обработки данных 300 полетов на авиасимуляторе.

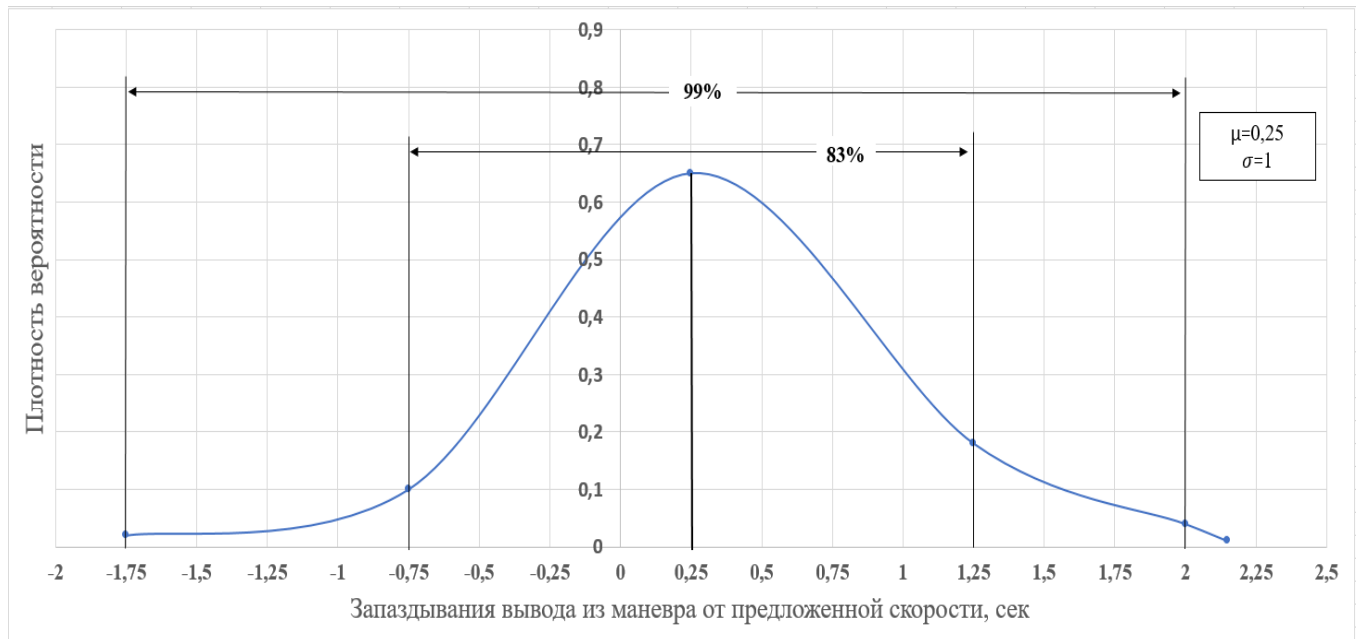


Рисунок 4.3 – Диаграмма распределения запаздывания выхода из переворота при рекомендованной скорости начала вывода 210 км/ч

При полученном распределении установлено, что с вероятностью 99% ($0,02+0,1+0,65+0,18+0,04=0,99$) запаздывание дачи рулей на вывод не превысит 2 сек. Проведем исследование изменения траектории полета при таком запаздывании отклонения рулей на математической модели самолета Як-55М.

4.2. Исследование влияния ошибок пилотирования на изменение траекторных параметров при выполнении переворота на самолёте Як-55М

В данном разделе используется ранее полученная модель для исследования изменения скорости и высоты полета при выполнении переворота на самолете

Як-55М для различного характера управления рулем высоты. Рассматриваются случаи нормального и позднего вывода самолета из переворота с использованием различных вариантов управления рулем высоты на выводе.

Целью этого исследования было дать лучшее понимание влияния ошибки пилота на безопасность полета при выполнении маневров. Приведенный ниже материал описывает результаты исследования влияния ошибок пилота на изменение параметров траектории и показывает изменения высоты, скорости полета и нормальной перегрузки при изменении значения и скорости отклонения руля высоты.

В случае замедленного вывода из переворота результатом будет большое нарастание скорости самолета и большая потеря высоты. Рассматриваются изменения параметров траектории в случае, если переворот при рекомендованном темпе и величине отклонения руля высоты происходит в течение 2 сек после достижения рекомендованной скорости начала вывода из переворота.

По сравнению со стандартным выводом из переворота при достижении рекомендованной скорости, скорость на выводе в этом случае возрастает, кроме того, незначительно возрастает перегрузка на выходе из переворота и увеличивается потеря высоты.

Рассмотрим два вида управления рулем высоты в случае запаздывания вывода самолета из переворота (2 сек)

Стратегия 1. Полное взятие ручки управления «на себя» для вывода из переворота при линейно-нарастающем в течение 1 сек отклонении руля высоты «на себя».

В этом случае максимальная скорость в процессе вывода не увеличивается, а уменьшается, и на выходе из переворота достигает скорости 165 км/час. Кроме того, в процессе этого маневра нормальная перегрузка увеличивается до 8,6 ед., т.е. при

таком характере управления опасность превышения предельной максимальной перегрузки (9 g) [61] и выхода на недопустимые углы атаки резко увеличивается. С другой стороны, потеря высоты во время выполнения маневра в этом случае увеличивается более чем на 55 м, по сравнению с потерей высоты при рекомендованном управлении.

Изменение параметров траектории в этом случае представлено на рис. 4.4.

Стратегия 2. Входное линейно-нарастающее в течение 2 сек отклонение руля высоты «на себя» до полного расхода. Результаты моделирования траектории выхода показаны на рис. 4.4. Из представленных данных видно, что в этом случае максимальная нормальная перегрузка, равная 7.4 единиц, на выходе из переворота достигается при скорости, повышенной относительно рекомендованной 280 км/час, то есть, при таком характере управления нагрузки на конструкцию возрастают, что также может привести как к потере управляемости, так и к остаточным деформациям конструкции самолета. Потеря высоты во время выполнения маневра в этом случае увеличивается более чем на 120 м, по сравнению с потерей высоты при рекомендованном управлении.

На графиках рис. 4.4 представлены сравнительные результаты исследования изменения траектории полета при описанных выше законах управления рулем высоты на выходе из переворота.

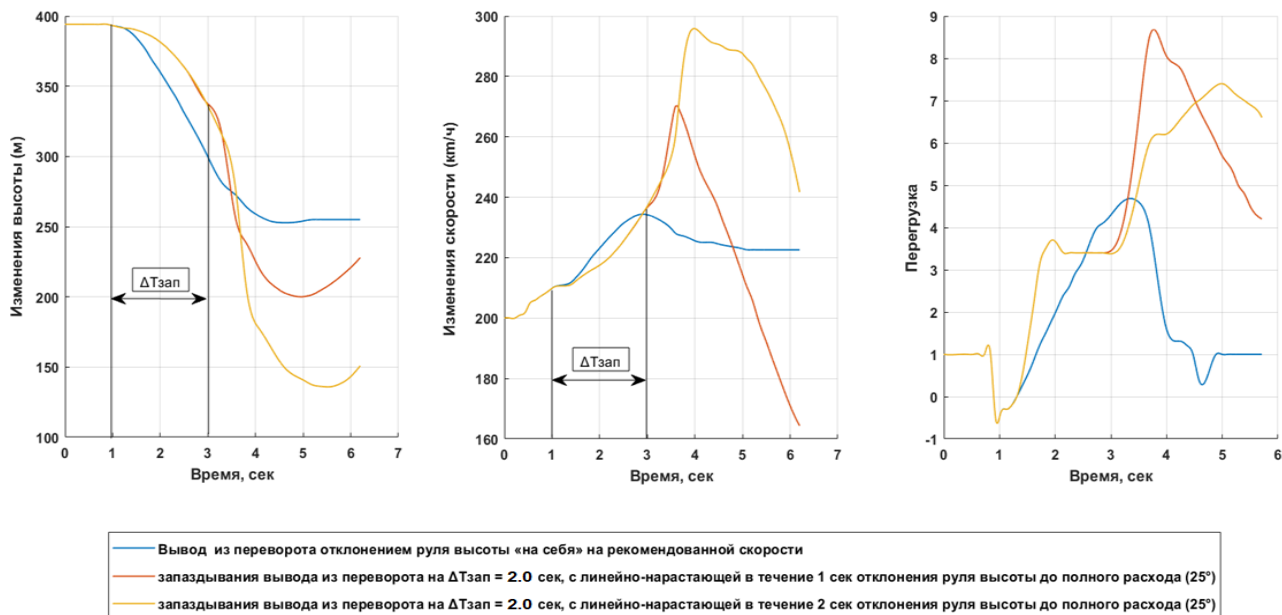


Рисунок 4.4 – Исследование зависимости изменения высоты от темпа отклонения руля высоты при пикировании

Из данных, представленных на рис. 4.4, видно, что при даже при использовании полного расхода руля высоты «на себя», потери высоты при запаздывании дачи руля на вывод на 2 сек с вероятностью 99%, по сравнению со стандартным выводом из переворота могут возрасти до 82%.

4.3. Характерные ошибки при выполнении переворота

В предположении, что существуют различные источники ошибок в виде запаздывания при выводе из маневра, изменения темпа вывода, изменения величины отклонения, для получения требуемых оценок будем использовать формулы для независимых источников [85].

1 – Необходимый запас высоты как корень квадратный из суммы квадратов потерь от каждой ошибки отдельно.

$$\Delta H_{tot} = \sqrt{\Delta H_{delay}^2 + \Delta H_{tempo}^2 + \Delta H_{mag}^2} = 240 \text{ m} \quad (1)$$

$\Delta H_{delay} = 125 m$: увеличение потери высоты от ошибки (запаздывание 2 сек, с вероятностью 99%, а также от изменения темпа вывода, изменения величины угла отклонения руля высоты) по сравнению с рекомендованным выводом.

$\Delta H_{tempo} = 140 m$: увеличение потери высоты в случае изменения величины угла отклонения руля высоты, с вероятностью 99%, по сравнению с рекомендованным выводом.

$\Delta H_{mag} = 150 m$: увеличение потери высоты в случае изменения темпа вывода с вероятностью 99%, по сравнению с рекомендованным выводом.

2 – Превышение предельной скорости:

$$\Delta V_{tot} = \sqrt{\Delta V_{delay}^2 + \Delta V_{tempo}^2 + \Delta V_{mag}^2} = 90 \text{ км / ч} \quad (2)$$

3 – Превышение предельной перегрузки:

$$\Delta n_{tot} = \sqrt{\Delta n_{delay}^2 + \Delta n_{tempo}^2 + \Delta n_{mag}^2} = 3.4 \quad (3)$$

4.4. Выводы по главе 4

Экспериментальное исследование ошибок пилотирования на авиасимуляторе позволило получить вероятностные распределения для различного типа ошибок и таким образом определить безопасную высоту выполнения маневра с заданной вероятностью.

При использовании модели движения самолета с шестью степенями свободы, были рассмотрены две стратегии уклонения от маневра на спортивном самолете в случае запаздывания вывода самолета из переворота с вероятностью 99%,

ГЛАВА 5. Концепция системы предупреждения

Введение

Для обеспечения безопасности выполнения элементов пилотажа на самолете недостаточно просто рассчитать диапазон допустимых для выполнения маневра скоростей и высот полета, необходимо еще разработать концепцию устройства, позволяющего летчику получить предупреждение об опасности в случае возможных ошибок при выполнении маневра, которые могут привести к потере управляемости и столкновению с землей. Примером такой системы может служить система автоматического предупреждения о столкновении самолет с землей, основанная на измерениях геометрической высоты полета [86 –88].

В данной главе предлагается методика контроля маневрирования при выполнении фигур высшего пилотажа применительно к спортивному самолету, направленная на повышение безопасности полета при отработке техники пилотирования в процессе тренажерной подготовки. Методика включает в себя модель системы предупреждения, позволяющую отработать при наземной подготовке навыки, способствующие предупреждению попадания в аварийные ситуации при выполнении пилотажа на спортивном самолете.

Данная методика основана на поиске закономерностей между ошибками пилотирования и их последствиями, которые могут приводить к возникновению критических ситуаций в полете при выполнении конкретных маневров различного вида. Соотношение, описывающее такого рода закономерности, является нелинейной функцией нескольких переменных, которую необходимо построить на основе неполных и неточных исходных данных, полученных экспериментальным путем.

Как показывает опыт решения задач, сходных с упомянутой выше, в качестве инструмента для получения требуемого результата можно использовать искусственные

нейронные сети, обладающие, как известно, свойствами универсального аппроксиматора [89–94]

Одна из важнейших проблем, которые приходится решать при использовании нейросетевого подхода для решения прикладных задач, состоит в получении информативного набора исходных данных, требуемых для обучения и тестирования формируемой нейронной сети. В последующих разделах рассматривается организация и результаты эксперимента, обеспечивающего получение таких данных, а также использование этих данных для выявления искомых закономерностей между ошибками пилотирования и последствиями этих ошибок, которые могут привести к возникновению критических ситуаций.

Поскольку уровень проработки вопросов, упомянутых выше, недостаточен для обеспечения безопасности полета спортивного самолета при выполнении фигур высшего пилотажа, представляется целесообразным разработать методику формирования рекомендаций, выдаваемых летчику, чтобы подготовить его на уровне мышечных навыков определять условия, приводящие к опасным ситуациям и предотвращать их. В данной главе эта методика основывается на выявлении и использовании взаимосвязи между ошибками пилотирования и их последствиями, например, в виде потери высоты полета. Так как эта зависимость представляет собой нелинейную функцию многих переменных, для ее представления применена искусственная нейронная сеть прямого распространения. Как показывает опыт решения разнообразных прикладных задач [95–100], данный класс средств позволяет эффективно представлять нелинейные многопараметрические зависимости.

5.1. Получение исходных данных для обучения и тестирования искусственной нейронной сети, описывающей зависимость между ошибками пилотирования и их последствиями

Как уже отмечалось выше, критически важным элементом процесса формирования любой нейросетевой модели является получение информативного набора исходных данных, используемых для обучения и тестирования нейронной сети.

Требуемый набор данных формировался путем выполнения серии экспериментов с использованием авиасимулятора X-Plane 11. В общей сложности было выполнено 600 маневров (300 переворотов, 100 пикирований, 100 петель Нестерова, 100 поворотов на вертикали). Для всех этих экспериментов, результаты которых представлены на рис. 4.1. 4.2 и 5.1, задавалась одинаковая скорость начала вывода из маневра, равная 210 км/ч.

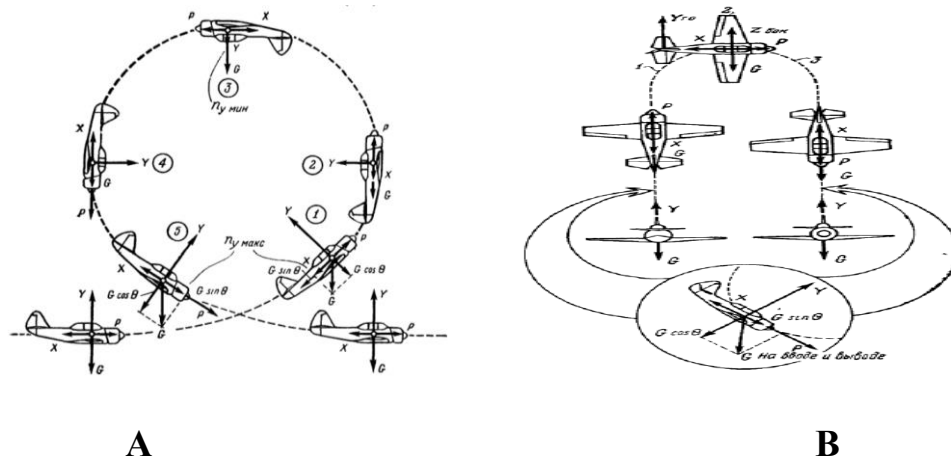


Рисунок 5.1 – Схема сил, действующих на самолет [61]:

А – при выполнении петли;

В – при выполнении поворота на вертикали

В качестве объекта моделирования рассматривался спортивный пилотажно-акробатический самолет Як-55М, предназначенный для тренировки и участия в соревнованиях по самолетному спорту летчиков-спортсменов.

В ходе экспериментов в качестве входных величин принимались: 1) время до достижения заданного значения угла отклонения руля высоты, сек (X_1); 2) значение угла отклонения руля высоты, град (X_2); 3) запаздывание с выходом из манёвра, сек (X_3). В качестве выходных величин были приняты: 1) максимальная потеря высоты при достижении рекомендуемой скорости выхода из манёвра, м (Y_1); 2) скорость при выходе из манёвра, км/ч (Y_2); 3) максимальная перегрузка (Y_3).

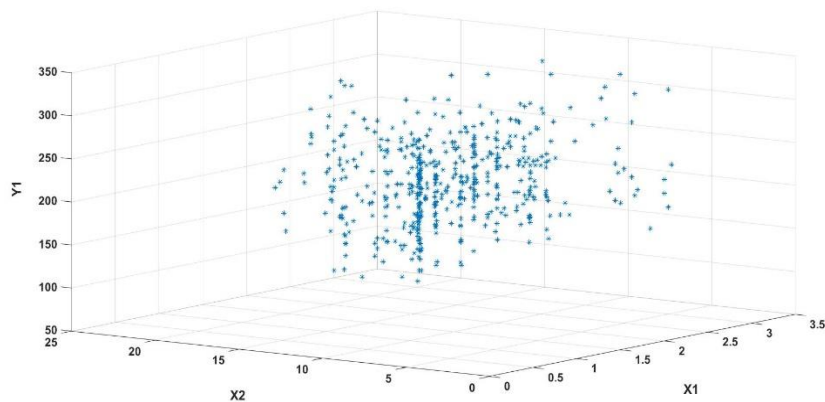


Рисунок 5.2 – Зависимость максимальной потери высоты (Y_1) от времени до достижения заданного значения угла отклонения руля высоты (X_1) и значения угла отклонения руля высоты (X_2)

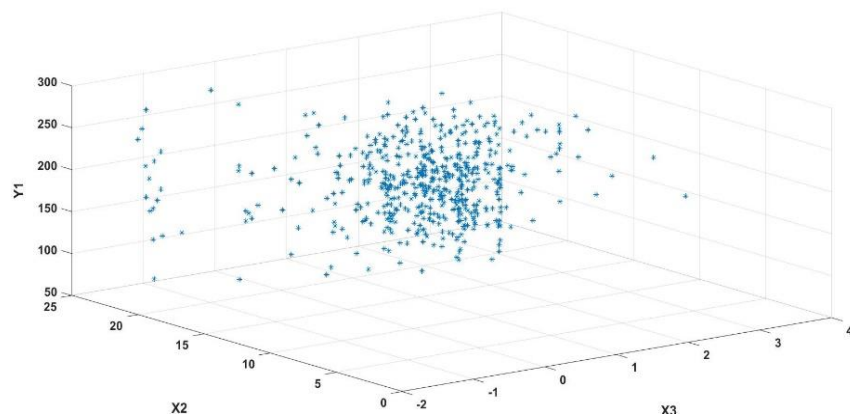


Рисунок 5.3 – Зависимость максимальной потери высоты (Y_1) от значения угла отклонения руля высоты (X_2) и времени запаздывания при выводе из манёвра (X_3)

5.2. Формирование нейронной сети, отвечающей решаемой задаче

Как уже отмечалось выше, для решения поставленной задачи формируется и обучается искусственная нейронная сеть прямого распространения (мультиперсептрон) [86]. Эта сеть будет иметь 3 входа, 3 выхода и несколько скрытых слоев. В качестве активационной функции в скрытых слоях используется логистическая функция, а в выходном слое – линейная. Для того, чтобы определить рациональное значение числа скрытых слоев в формируемой сети, а также число нейронов в этих слоях, была проведена серия экспериментов. Результаты этих экспериментов представлены в таблице 5.1 для различных вариантов структурной организации нейронной сети. Структура сети в этой таблице показана записью типа 3-5-3 и аналогичными ей, которая показывает число слоев в сети (3 в данном примере), а также число элементов в каждом из слоев (3 во входном, 5 в единственном скрытом и 3 в выходном). Для каждого из структурных вариантов было проведено 100 экспериментов, рассматриваемые параметры усреднялись и бралось среднее квадратическое отклонение (СКО) всех результатов.

Таблица 5.1 – Среднеквадратическое отклонение результатов в зависимости от структуры нейронной сети

Структура сети	3-5-3	3_10_3	3_15_3	3_20_3	3-5-5-3	3_5_10_3	3_10_10_3	3_10_20_3	3_5_5_5_3	3_5_10_5_3	3_10_20_10_3
Отклонение по 1-му выходу (СКО результатов)	43.053 (14.497)	41.056 (3.121)	41.134 (4.088)	41.273 (3.961)	42.128 (11.708)	40.485 (2.267)	40.823 (2.879)	40.540 (3.631)	40.371 (1.892)	41.614 (3.504)	40.384 (2.668)
Отклонение по 2-му выходу (СКО результатов)	13.577 (8.094)	12.606 (0.711)	12.603 (0.929)	12.357 (0.618)	13.047 (2.141)	12.584 (0.527)	12.823 (1.270)	12.567 (0.944)	12.624 (0.450)	12.761 (0.747)	12.718 (0.999)
Отклонение по 3-му выходу (СКО результатов)	0.982 (0.182)	1.042 (0.171)	1.089 (0.341)	1.076 (0.167)	1.036 (0.221)	1.083 (0.206)	1.205 (0.249)	1.373 (0.230)	1.007 (0.140)	1.027 (0.191)	1.238 (0.275)
Число эпох	12.650 (4.758)	11.900 (4.227)	12.130 (4.150)	11.330 (2.598)	12.020 (5.365)	11.960 (3.808)	10.730 (2.247)	11.180 (2.739)	12.180 (3.605)	11.460 (3.239)	11.070 (2.544)

Как следует из результатов, представленных в таблице 5.1, наиболее рациональным вариантом является нейронная сеть со структурой 3-5-10-3, т.е. имеющая два скрытых слоя с числом нейронов в них 5 и 10 (рис. 5.4).

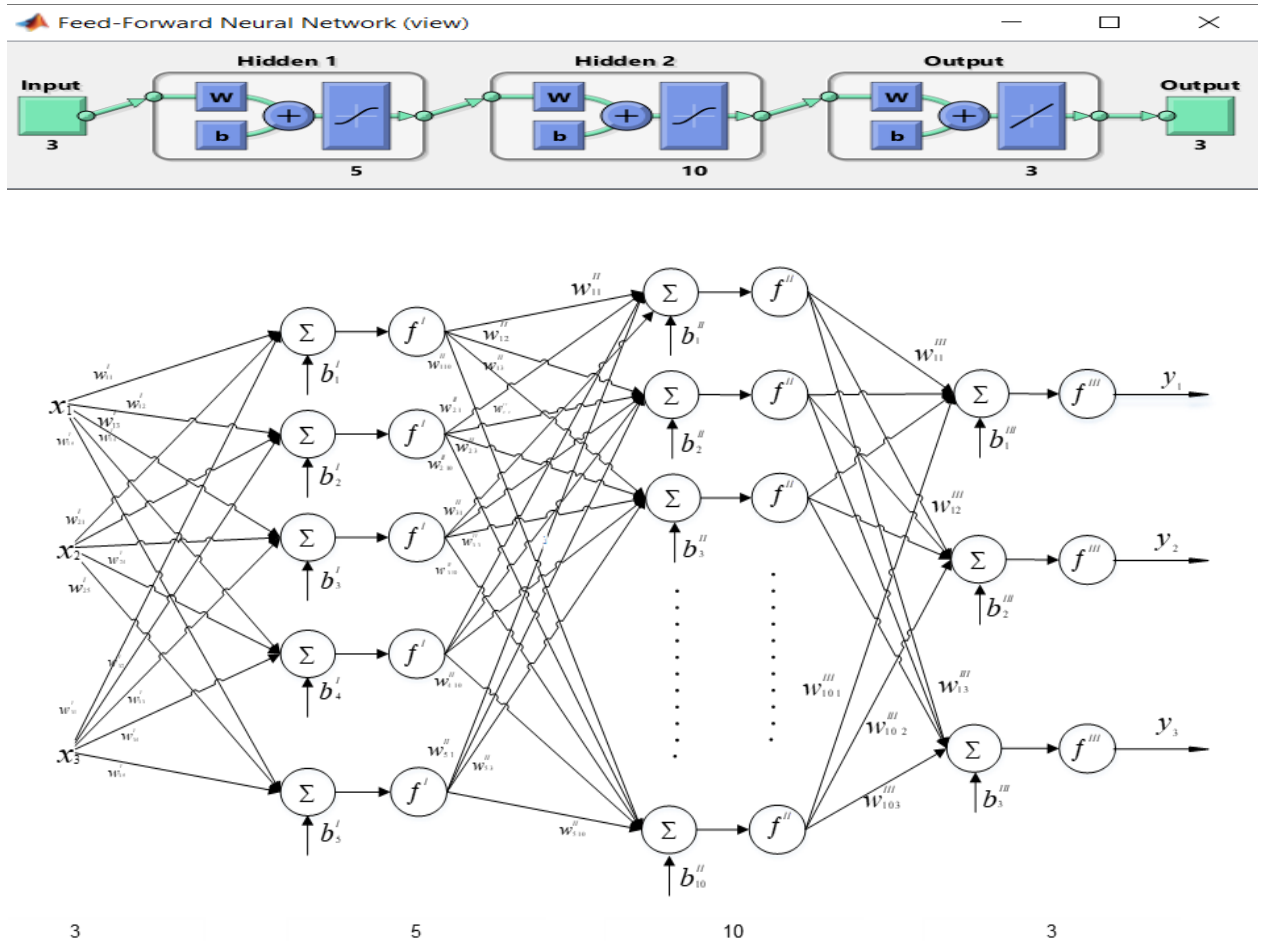


Рисунок 5.4 – Мультиперсептрон с двумя скрытыми слоями

Нейронная сеть со структурой, показанной на рис. 5.4, реализует соотношение следующего вида [101]:

$$y_i = f^{III} \left(\sum_{m=1}^{10} w_{mi}^{III} f^{II} \left(\sum_{j=1}^5 w_{jm}^{II} f^I \left(\sum_{k=1}^3 w_{kj}^I x_k + b_j^I \right) + b_m^{II} \right) + b_i^{III} \right), \quad (5.1)$$

представляющее собой нелинейное параметризованное отображение из трехмерного входного пространства в трехмерное выходное. В соотношении (5.1) активационные функции слоев определены как

$$f^I(x) = f^{II}(x) = \text{tansig}(x) = \frac{2}{1 + e^{-2x}} - 1,$$

$$f^{III}(x) = \text{purelin}(x) = x.$$

В найденной рациональной структуре сети 3-5-10-3 ее параметры (веса связей и смещения b^I, b^{II}, b^{III}) имеют следующие числовые значения, полученные с помощью алгоритма обратного распространения ошибки [86,102]:

$$W^1 = \begin{pmatrix} -2,89876 & -0,73115 & -1,38402 \\ -2,5374 & -1,11718 & 1,20951 \\ 1,401547 & -1,27472 & -0,29141 \\ 2,864299 & 1,28245 & 1,313253 \\ 0,327476 & 0,185202 & 2,113521 \end{pmatrix} \quad b^1 = \begin{pmatrix} 2,638828 \\ 0,961163 \\ -0,79654 \\ 1,853368 \\ 2,011444 \end{pmatrix}$$

$$W^{11} = \begin{pmatrix} 1,888717 & -1,21191 & -0,27868 & 1,065703 & 0,26127 \\ 0,183142 & -1,29727 & -1,7385 & -0,2964 & -1,96771 \\ 2,157063 & -1,59086 & 0,711015 & 0,023215 & 0,778907 \\ 0,677464 & -0,86781 & 1,834701 & 0,2677 & -0,58517 \\ -1,1981 & -1,71788 & -0,10051 & 0,983562 & 0,353897 \\ -0,28119 & -2,30271 & -0,43995 & 1,752488 & 0,833606 \\ -0,74881 & 0,948852 & -1,64536 & 0,658465 & 0,818778 \\ 0,21525 & -1,98715 & -1,78101 & 0,09723 & -0,32221 \\ -0,92554 & 0,408027 & 1,25532 & -1,30027 & 0,692492 \\ -0,66825 & 0,543399 & -0,1627 & -2,06278 & 1,005472 \end{pmatrix} \quad b^{11} = \begin{pmatrix} -2,25786 \\ -2,25913 \\ -0,67262 \\ -1,54057 \\ 0,916592 \\ -0,75675 \\ -0,37933 \\ 0,94379 \\ 1,277354 \\ -2,37006 \end{pmatrix}$$

$$b^{111} = \begin{pmatrix} -0,06381 \\ 0,18381 \\ 0,80328 \end{pmatrix}$$

$$W^{111} = \begin{pmatrix} -0,56323 & -0,50751 & 0,109343 & 0,834185 & 0,70836 & -0,15568 & 0,483652 & -0,19113 & -0,08746 & 0,03742 \\ -1,08916 & -0,31813 & 0,069521 & 0,509097 & 0,092425 & 0,569419 & 0,002108 & -0,23229 & -0,51912 & 0,188493 \\ -0,34302 & 0,927905 & 0,449493 & -0,06265 & -0,15728 & -0,06608 & -0,29453 & 0,654158 & -0,14917 & 0,529759 \end{pmatrix}$$

Визуализация соотношения, представляемого полученной нейросетевой моделью, показана на рис. 5.5 и 5.6.

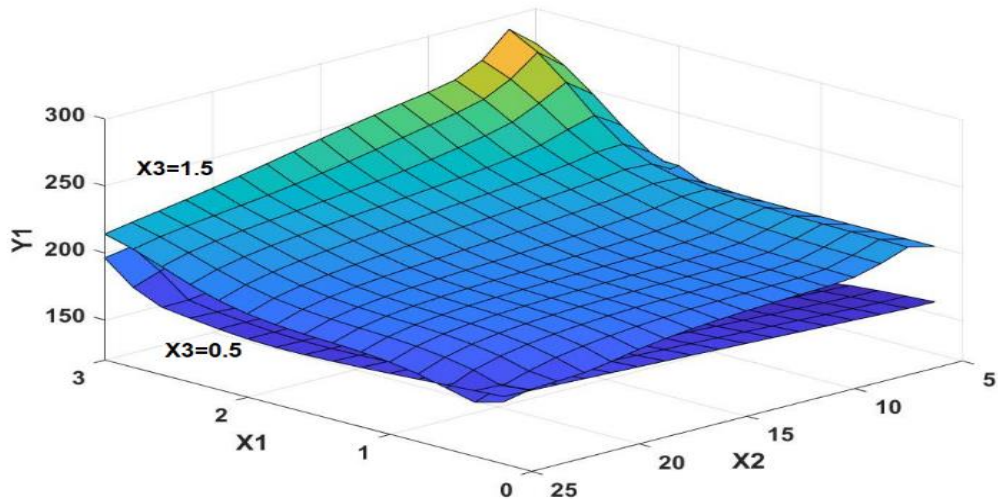


Рисунок 5.5 – Зависимость максимальной потери высоты (Y_1) от времени до достижения заданного значения угла отклонения руля высоты (X_1), значения угла отклонения руля высоты (X_2) и запаздывания с выходом из манёвра (X_3)

«Пачка поверхностей», показанная на рис. 5.5 и 5.6 для величин Y_1 и Y_3 , отвечает различным значениям времени запаздывания при выходе из манёвра. График скорости при выходе из манёвра (величина Y_2) в зависимости от рассматриваемых входных величин представляет собой горизонтальное плато.

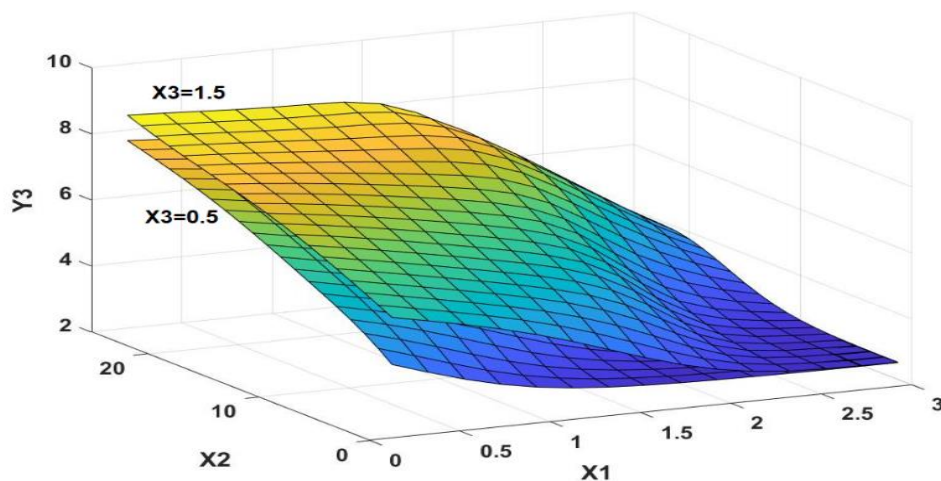


Рисунок 5.6 – Зависимость максимальной перегрузки (Y_3) от времени до достижения заданного значения угла отклонения руля высоты (X_1), значения угла отклонения руля высоты (X_2) и запаздывания с выходом из манёвра (X_3)

5.3. Принцип работы модели системы предупреждения опасных ситуаций при маневрировании спортивного самолета

Построенная в предыдущем разделе модель позволяет рассчитывать параметры начала маневрирования спортивных самолетов. Получаемые при этом результаты должны быть введены в модель системы предупреждения в тренажере, эта система предупреждает пилота о возникновении опасной ситуации при выполнении нисходящих маневров во время тренировок, чтобы в дальнейшем исключить эти ошибки в реальном полёте. Кроме того, появляется возможность оценить перспективы размещения системы предупреждения на СпС непосредственно на самолете, чтобы информировать пилота о выполнении маневра на несоответствующей высоте, а также предложить выход из маневра, позволяющий обезопасить полет и минимизировать риск возникновения критической ситуации.

В состав системы предупреждения пилота об опасных ситуациях при возникновении ошибок пилотажа входят измерительные приборы, система преобразования информации, вычислитель и индикатор.

Принцип работы системы предупреждения пилота об опасных ситуациях при возникновении ошибок пилотажа основан на том, что по величине входных сигналов рассчитываются прогнозируемые значения высот завершения маневра при использовании предложенной выше математической модели и разных стратегий для выхода из маневра. Эти значения сравниваются между собой, и система выбирает стратегию, которая приводит к меньшей потере высоты и, следовательно, обеспечивает повышение безопасности полета.

Система предупреждения реализует следующую последовательность действий:

- 1) измеряются и анализируются величины, характеризующие текущее состояние самолета, показывающие, в частности, как самолет маневрирует на заданном временном интервале (угол тангажа и угол крена, град; приборная скорость, км/ч; вертикальная скорость, м/с; нормальная перегрузка; текущая высота, м);

2) вычисляется граничная высота $H_{гр}$, заданная для конкретного совершаемого маневра, выполняемого с учетом $Y1_{max}$ – максимальная потеря высоты при достижении рекомендуемой скорости выхода из манёвра в ситуации, когда имеют место все ошибки пилотирования $X1_{max}$, $X2_{min}$ и $X3_{max}$.

3) выбирается одна из предусмотренных альтернативных стратегий, отвечающая полученным на предыдущем шаге результатам, формируется и выдается соответствующий сигнал на систему индикации [103].

5.4. Сигналы, используемые для уведомления летчика о допустимости предпринимаемого маневра

Уведомление летчика о допустимости предпринимаемого маневра осуществляется с помощью двух устройств: вибросигнализатора и аудиосигнала в гарнитуру пилота.

Вибросигнализатор, воздействующий на ручку управления самолетом, состоит из электродвигателя, соединенного с намеренно несбалансированным маховиком. В гарнитуре пилота аудиосигнал, отображает допустимость предпринимаемого маневра.

Возможны следующие варианты предупреждений, выдаваемых с помощью аудиосигнала и вибросигнализатора:

1 – Срабатывает вибросигнализатор и в гарнитуре пилота рекомендуется использовать стратегию 1.

2 – Срабатывает вибросигнализатор и в гарнитуре пилота рекомендуется использовать стратегию 2.

3 – Срабатывает вибросигнализатор и в гарнитуре пилота рекомендуется прекратить манёвр, когда высота начала маневра меньше допустимой с учетом ошибок пилота.

Упомянутые выше две альтернативные стратегии, которым должен следовать летчик, предполагают выполнение следующих действий.

Стратегия 1. Полное взятие ручки управления «на себя» для вывода из маневра при линейно-нарастающем в течение одной секунды отклонении руля высоты. В процессе этого маневра нормальная перегрузка n_y увеличивается, при таком характере управления пилот должен следить за тем, чтобы не превышать предельной максимальной перегрузки, равной $9g$ [61]. С другой стороны, потеря высоты во время выполнения маневра в этом случае минимальна.

Стратегия 2. Линейно-нарастающее в течение двух секунд отклонение ручки управления «на себя» до полного ее расхода. Потеря высоты во время выполнения маневра в этом случае будет больше, чем при использовании Стратегии 1.

Система предупреждения может быть описана с помощью блок-схемы, представленной на рис. 5.7.

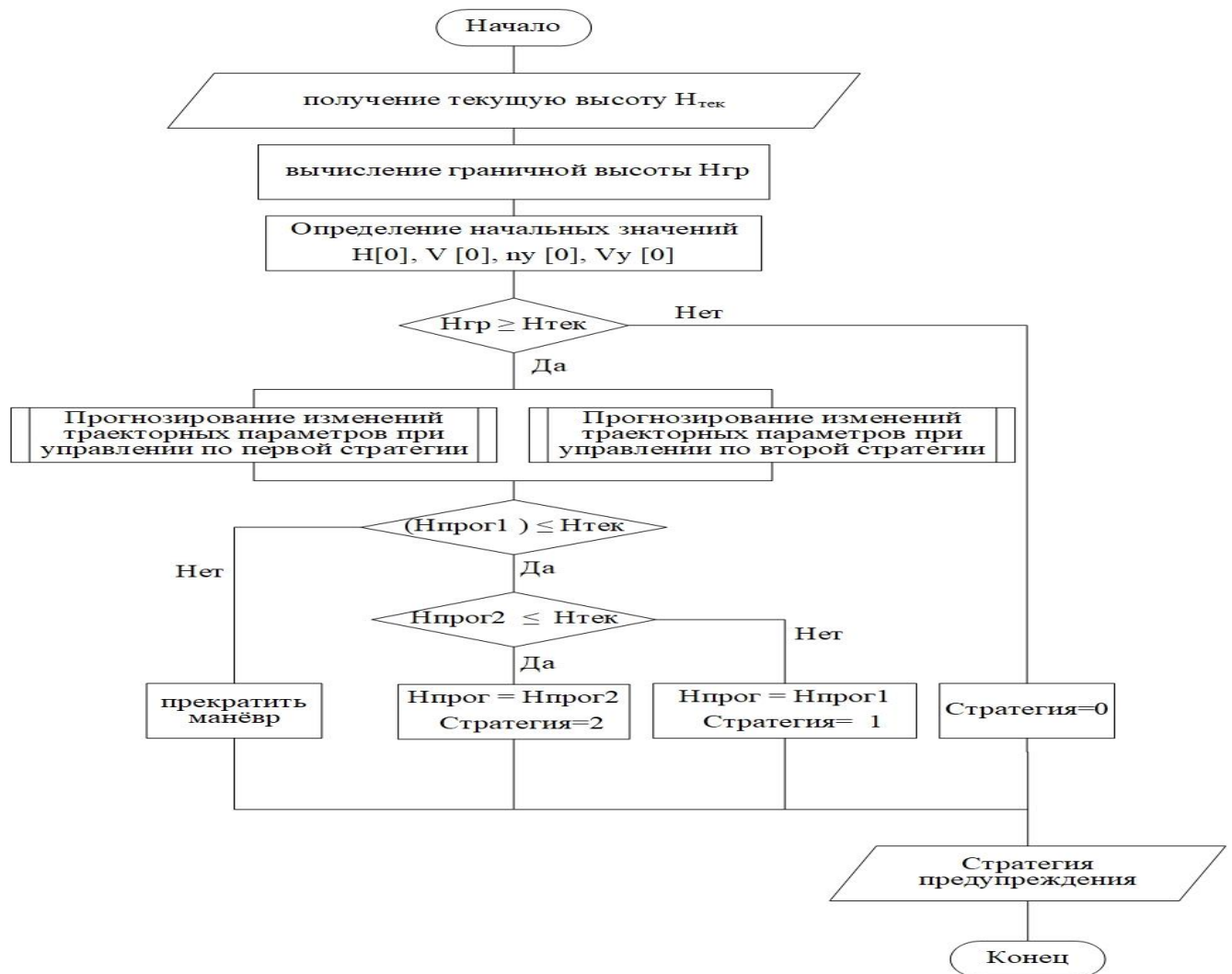


Рисунок 5.7 – Блок-схема алгоритма системы предупреждения

5.5. Принципы работы системы предупреждения пилота об опасных ситуациях при возникновении ошибок пилотажа

Данную модель системы можно установить на авиасимуляторе для апробации в качестве тренажера и оценки возможности в дальнейшем использования разработанной модели в реальных полетах на СпС.

В состав системы предупреждения пилота об опасных ситуациях при возникновении ошибок пилотирования входят измерительные приборы, система преобразования информации, вычислитель и индикатор.

Система преобразования информации преобразует различные сигналы от датчиков и измерительных приборов в электрические сигналы с заданными параметрами для дальнейшей обработки вычислителем.

Измеренная и преобразованная информация поступает в вычислитель, где она подвергается определенной обработке – фильтрации, масштабированию, линеаризации, калибровке и т.д. Затем по величине сигналов рассчитываются прогнозируемые значения высот завершения маневра при использовании разных стратегий, эти значения сравниваются между собой и выбирается стратегия, приводящая к меньшей потере высоты и, следовательно, обеспечивает большую безопасность.

Таким образом, вычислитель собирает информацию от различных систем и датчиков самолета, производит логическую обработку этих данных и выявляет возможность возникновения опасной ситуации. После анализа полученных сигналов вычислитель выбирает одну из альтернативных стратегий и в соответствии с выбранной стратегией выдает сигнал на систему индикации.

Для измерения действительной (геометрической) высоты полета используется радиовысотомер (РВ). Он относится к автономным радионавигационным системам и бывает двух разновидностей – для малых высот и для больших [104,105].

Однако такой метод измерения эффективен в случае нормального горизонтального полета. Поэтому в системе используется дополнительный измеритель высоты, точно измеряющий геометрическую высоту полета на высоте до 500 м независимо от того, в каком положении находится самолет в данный момент: летит в нормальном или в перевернутом положении либо направляется вниз.

Для прогнозирования изменения параметров траектории выбирается система МСБИ разработки СибНИА [106], которая применялась при проведении лётных испытаний единичных экземпляров воздушных судов малой размерности, в частности самолёта-реплики МиГ-3. Встроенные аналого-цифровые преобразователи позволяют производить подключение различных типов первичных преобразователей параметров полёта (высота, скорость, текущие координаты ЛА, курс и др.), а затем обработку информации центральным процессором. Система МСБИ имеет массу около 3 кг и вполне подходит для СпС.

На основе указанных данных система вычисляет потерю высоты при использовании описанных выше стратегий (стратегия 1 и стратегия 2). Также система определяет максимальную высоту рельефа местности в зоне мониторинга рельефа местности, относительно которой вычисляется высота включения стратегии. Затем система выбирает стратегию, приводящую к наименьшей потере высоты, а затем в соответствии с выбранной стратегией формирует сигнал предупреждения пилота. Если же высота начала маневра окажется меньше допустимой с учетом ошибок пилота, в этом случае система выдает предупреждение о необходимости отказа от маневрирования.

5.6. Количественная оценка результатов по улучшению безопасности маневрирования

Для того, чтобы оценить эффективность предлагаемой методики, необходимо:

- 1) дать количественную оценку безопасности маневрирования, например, указать вероятность возникновения критической ситуации;
- 2) показать, что с использованием предлагаемого подхода снижается вероятность возникновения критической ситуации и определить, насколько она снижается в рассмотренных примерах.

Моделирование осуществлялось с использованием авиасимулятора X-Plane 11, в котором существует возможность модификации самолета с помощью программы Plane Maker. Такая модификация позволила выполнить требуемые 100 маневров с добавлением индикатора предупреждения `ott_aledisp_ALT_VV1`, указывающего значения высоты и вертикальной скорости. Также был добавлен скрипт `vSpeed callouts` [107], позволяющий добавлять звуковое предупреждение при достижении определенной скорости.

С применением указанных выше функций были получены статистические характеристики ошибок пилотирования с использованием системы предупреждения, которые приведены в таблице 5.2. В этой же таблице даются вероятностные характеристики ошибок пилотирования при выполнении 600 маневров без использования системы предупреждения.

Таблица 5.2 – Статистические характеристики ошибок пилотирования при выполнении маневров с использованием системы предупреждения (СП) и без использования СП

Статистические характеристики	$t_{\delta e} (X1)$ сек		$\delta e_{\max} (X2)$ град		$\Delta t_{\text{зап}} (X3)$ сек		$\Delta H_{\text{мв}} (Y1)$ м		$V_{\text{нвы}} (Y2)$ км/ч		$n_{\text{max}} (Y3)$	
	С СП	Без СП	С СП	Без СП	С СП	Без СП	С СП	Без СП	С СП	Без СП	С СП	Без СП
Матем. ожидание	1.41	1,47	12	10	0.18	0.5	197	211	204	205	6	5.8
Стандартное отклонение	0.68	0,67	5	2,5	0.7	0.5	38	38	12	13	0.9	0.9
Коэфф. корреляции с потерей высоты	0.25	0,5	-0.5	-0.4	0.29	-0,07	1	1	0.24	0.39	-0.32	0,02

Плотность распределения вероятностей для времени запаздывания с выходом из маневра (на примере выполнения переворота, пикирования, петель Нестерова и поворота на вертикали) и для максимальной потери высоты при достижении рекомендуемой скорости выхода из маневра показаны, соответственно, на рис. 5.8 и 5.9.

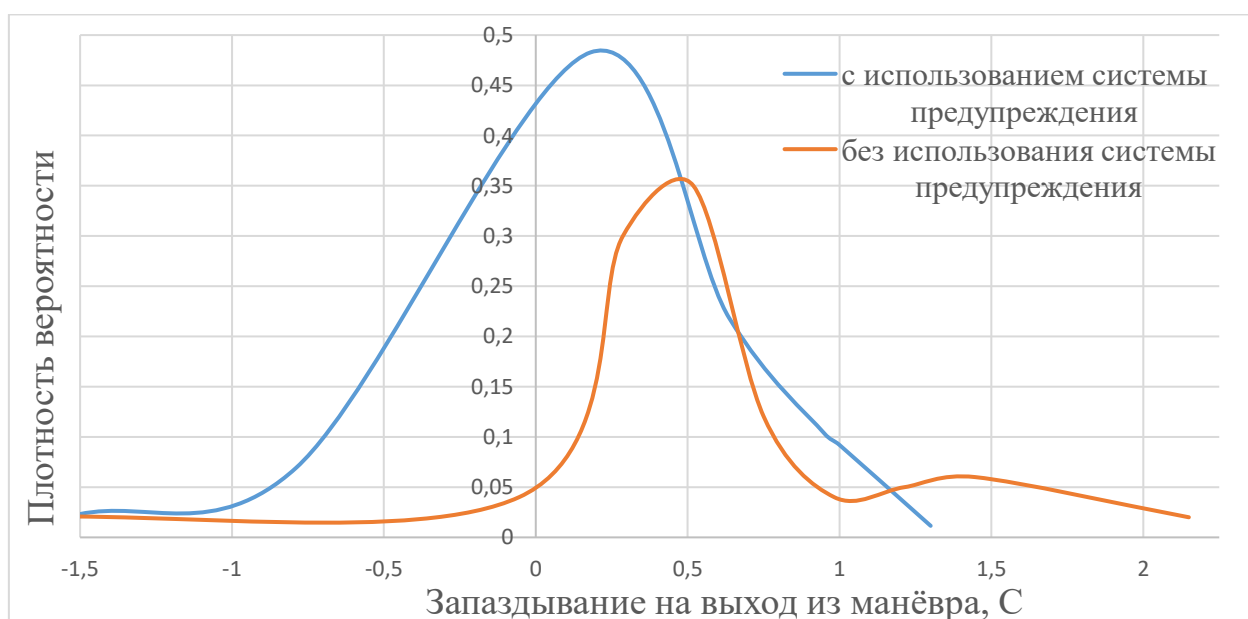


Рисунок 5.8 – Плотность распределения вероятностей для запаздывания с выходом из манёвра



Рисунок 5.9 – Плотность распределения вероятностей для максимальной потери высоты при достижении рекомендуемой скорости выхода из маневра

Как видно из представленных графиков, время запаздывания выхода из маневра доходит до 1,15 сек, при этом максимальная потеря высоты с использованием системы предупреждения составляет 300 м, а наиболее вероятная – 204 м.

Применение системы предупреждения пилота в случае возникновения ошибок пилотирования, с учетом вероятности возникновения этих ошибок, позволяет с вероятностью 99% снизить максимальную потерю высоты в среднем на 15%, относительно потери высоты без использования системы.

Время реакции пилота на начало маневра после указания об уклонении составляло от 0,5 до 1,6 сек. Однако время реакции 1,6 сек отмечалось только при первых запусках этой функции, когда тестовые процедуры еще не были хорошо отработаны. Во всех последующих испытаниях время реакции пилота было короче. Все трассы имели удовлетворительный запас по высоте полета, при этом высота над уровнем земли никогда не достигала значения, меньшего, чем разрешенная для данной трассы.

Эксперименты, проведенные с добавлением функций, моделирующих работу системы предупреждения пилота, показали уменьшение времени запаздывания выхода из маневра и показателей максимальной потери высоты. Результаты этих экспериментов приводятся в таблице 5.3.

На основе полученных опытным путем данных были рассчитаны вероятности возникновения критической ситуации при маневрировании с использованием системы предупреждения и без ее использования:

$$\text{VER}_{\text{ВКС}} = N_{\text{ВКС}} / N \times 100\%, \quad (5.2)$$

где $\text{VER}_{\text{ВКС}}$ – вероятность возникновения критической ситуации [108]; $N_{\text{ВКС}}$ – число возникших критических ситуаций; N – число выполненных маневров.

Подставляя в формулу (5.2) значения из таблицы 5.1, получаем вероятности возникновения критической ситуации при маневрировании с использованием тестируемой системы предупреждения и без ее использования.

1. Вероятность возникновения критической ситуации при маневрировании без использования тестируемой системы предупреждения:

Время запаздывания выхода из манёвра 1 сек: $\text{VER}_{\text{ВКС11}} = 18,2\%$;

Время запаздывания выхода из манёвра 1,15 сек: $\text{VER}_{\text{ВКС12}} = 18,2\%$.

2. Вероятность возникновения критической ситуации при маневрировании с использованием тестируемой системы предупреждения:

Время запаздывания выхода из манёвра 1 сек: $\text{VER}_{\text{ВКС21}} = 6\%$;

Время запаздывания выхода из манёвра 1,15 сек: $\text{VER}_{\text{ВКС22}} = 1\%$.

$X_1 = \text{VER}_{\text{ВКС1}} / \text{VER}_{\text{ВКС2}} = 3$ – то есть в 3 раза сокращается вероятность возникновения критической ситуации при маневрировании с использованием тестируемой системы предупреждения (при $\Delta t_{\text{зап}} = 1$ сек).

$X_2 = \text{VER}_{\text{ВКС1}} / \text{VER}_{\text{ВКС2}} = 18$ – в 18 раз сокращается вероятность возникновения критической ситуации при маневрировании с использованием тестируемой системы предупреждения (при $\Delta t_{\text{зап}} = 1,15$ сек).

Результаты сравнения приводятся в таблице 5.3.

Таблица 5.3 – Результаты выполнения маневров на авиасимуляторе X-plane

Время запаздывания выхода из манёвра, сек	Число выполненных маневров		Число возникших критических ситуаций		Вероятность возникновения критической ситуации $BER_{ВКС}$	
	Без СП	С СП	Без СП	С СП	Без СП	С СП
1	600	100	109	6	18,2%;	6%
1,15	600	100	109	1	18,2%;	1%

Результаты, приведенные в таблице 5.3, показывают, что в 3 раза сокращается вероятность возникновения критической ситуации при маневрировании с использованием системы предупреждения при $\Delta t_{зап} = 1$ сек и 18 раз при $\Delta t_{зап} = 1,15$ сек.

Таким образом, в случае возникновения ошибок пилотирования применение предлагаемой системы предупреждения существенно снижает вероятность возникновения критической ситуации [109].

5.7. Выводы по главе 5

В данной главе была выявлена связь ошибок пилотирования с безопасностью полета при выполнении ряда маневров, характерных для тренировочных и демонстрационных полетов спортивных самолетов. Эта взаимосвязь реализована в виде многослойной нейронной сети прямого распространения, позволяющей формировать указания, выдаваемые летчику с помощью аудиосигналов и вибросигнализации через ручку управления самолетом.

Предложенная модель была реализована и протестирована применительно к спортивному самолету Як-55М, показала эффективность предлагаемого подхода к повышению безопасности полета при выполнении фигур высшего пилотажа.

Полученные результаты показывают, что применение системы предупреждения пилота в случае возникновения ошибок пилотирования позволит снизить максимальную потерю высоты в среднем на 15% по сравнению с вариантом без использования такой системы. При этом значительно снижается вероятность возникновения критической ситуации.

Заключение

Анализ используемых в авиации систем безопасности показал, что применяемые в настоящее время в спортивной авиации меры недостаточны для безопасного выполнения фигур высшего пилотажа. Для решения данной задачи было детально изучено влияние ошибок пилотирования на безопасность выполнения маневров на СпС, в результате чего было установлено, что ошибки пилотирования, и, прежде всего, неправильное поддержание скорости полета являются основными причинами АП в спортивной авиации. Данные статистики были подтверждены результатами математического моделирования.

Полученные результаты численного моделирования в дальнейшем были использованы для анализа управляемости и устойчивости ЛА, а также для построения траектории полета. Результаты математического моделирования показали, что наличие ошибок пилотирования существенным образом изменяет траекторию маневра и влияет на безопасность его выполнения, так как существенно увеличивают потери высоты в случае изменения темпа отклонения рулей.

Эксперименты по изучению влияния ошибок пилотирования на безопасность полетов проводились на математической модели движения самолета, разработанной на основе 6DOF на платформе MATLAB Simulink с использованием аэродинамических коэффициентов самолета Як-55М.

Для решения задачи предотвращения летных происшествий применительно к СпС была разработана методика расчета безопасных параметров начала маневра, основанная на использовании многослойной нейронной сети прямого распространения. Набор данных, требуемый для получения такой сети, формировался путем выполнения серии экспериментов с использованием авиасимулятора X-Plane 11. Эти исходные данные были использованы для обучения и тестирования искусственной нейронной сети, описывающей зависимость между ошибками пилотирования и их последствиями.

В качестве объекта моделирования рассматривался спортивный пилотажно-акробатический самолет Як-55М, предназначенный для тренировки и участия в соревнованиях по самолетному спорту летчиков-спортсменов. Полученные результаты предполагается использовать в системе предупреждения о возникновении опасных ситуаций при ошибках пилотирования и информировании пилота о выполнении им маневра на несоответствующей высоте.

Главным результатом проведенного исследования явилась разработанная по данным экспериментального изучения пилотажа спортивного самолёта модель системы предупреждения пилота о возникновении опасной ситуации для отработки мышечных навыков выхода из опасного маневра в процессе тренажерной подготовки. Эта система предупреждает пилота о возникновении опасной ситуации при выполнении нисходящих маневров во время тренировок, чтобы в дальнейшем исключить эти ошибки в реальном полёте. Данная система повышает безопасность выполнения маневров на спортивном самолете.

Принцип ее работы основан на том, что по величине ее входных сигналов на начальном этапе маневрирования рассчитываются прогнозируемые значения высот завершения маневра для двух разных стратегий выхода из маневра. Эти значения сравниваются между собой и по результатам сравнения система выбирает стратегию, которая приводит к меньшей потере высоты и, следовательно, обеспечивает повышение безопасности полета. Уведомление летчика о допустимости предпринимаемого маневра осуществляется с помощью двух устройств: вибросигнализатора и аудиосигнала.

Полученные результаты, основанные на экспериментальных данных, показывают, что применение системы предупреждения пилота в случае возникновения ошибок пилотирования позволит с вероятностью 99% снизить максимальную потерю высоты в среднем на 15% по сравнению с вариантом без использования такой системы. При этом значительно снижается вероятность возникновения критической ситуации.

Таким образом, исследования, проведенные с помощью авиасимулятора X-Plane 11, показали улучшение показателей безопасности полета при использовании разработанной системы предупреждения пилота.

Рекомендации и перспективы дальнейшей разработки темы. Для продолжения работы по повышению уровня безопасности выполнения маневров на СПС, рекомендуется проведение реальных экспериментов, летных испытаний разработанной системы предупреждения и сбор информации во время реальных маневров с целью получения дополнительных данных, необходимых для формирования искусственной нейронной сети, описывающей зависимость между ошибками пилотирования и их последствиями. Это будет способствовать дальнейшему развитию системы предупреждения и поможет повысить ее точность и надежность.

Список сокращений и условных обозначений

СПС	– спортивный самолет
ГА	– гражданская авиация
АБСУ	– автоматическая бортовая система управления самолётом
ЛА	– летательный аппарат
СПСЗ	– система предупреждения столкновения с землей
ИНС	– искусственная нейронная сеть
АП	– авиационное происшествие
ЛОС	– потеря управления в полёте
CFIT	– столкновение с землёй в управляемом полёте
СПКР	– средства предупреждения критических режимов полета
САУ	– система автоматического управления
СППЗ	– система предупреждения приближения земли
АДХ	– аэродинамические характеристики
ЛА	– летательный аппарат
САХ	– средняя аэродинамическая хорда
СК	– система координат
L	– длина самолёта
<i>l</i>	– размах крыла
H	– высота самолёта
S	– площадь крыла
$\chi_{0,25}$	– стреловидность по линии $\frac{1}{4}$ хорд
$m_{взл}$	– взлётная масса
V_{max}	– максимальная скорость
H_{max}	– максимальная высота
$V_{крейс}$	– крейсерская скорость
C_{x0}	– коэффициент лобового сопротивления при нулевом угле атаки

- C_x^α – производная коэффициента лобового сопротивления по углу атаки
- $C_x^{\alpha^2}$ – вторая производная коэффициента лобового сопротивления по углу атаки
- $C_x^{\alpha^3}$ – третья производная коэффициента лобового сопротивления по углу атаки
- $C_x^{\delta_I \alpha}$ – производная коэффициента лобового сопротивления по углу отклонения элеронов при ненулевом угле атаки
- $C_x^{\delta_I}$ – производная коэффициента лобового сопротивления по углу отклонения элеронов
- $C_x^{\delta_{II}}$ – производная коэффициента лобового сопротивления по углу отклонения руля направления
- C_x^p – производная коэффициента лобового сопротивления по тяге
- C_{y0} – коэффициент подъемной силы при нулевом угле атаки
- C_y^α – производная коэффициента аэродинамической подъемной силы по углу атаки
- $C_y^{\dot{\alpha}}$ – производная коэффициента аэродинамической подъемной силы по скорости изменения угла атаки
- $C_y^{\omega_z}$ – производная коэффициента аэродинамической подъемной силы по безразмерной проекции угловой скорости на связанную ось Oz
- $C_y^{\delta_I}$ – производная коэффициента аэродинамической подъемной силы по углу отклонения элеронов
- $C_y^{\delta_{II}}$ – производная коэффициента аэродинамической подъемной силы по углу отклонения руля высоты
- C_{z0} – коэффициент аэродинамической боковой силы при нулевом угле скольжения
- C_z^β – производная коэффициента аэродинамической боковой силы по углу скольжения

- $C_z^{\delta_n}$ – производная коэффициента аэродинамической боковой силы по углу отклонения руля направления
- $C_z^{\delta_e}$ – производная коэффициента аэродинамической подъемной силы по углу отклонения руля высоты
- $C_z^{\bar{\omega}_x}$ – производная коэффициента аэродинамической подъемной силы по безразмерной проекции угловой скорости на связанную ось Ox
- m_{z0} – коэффициент аэродинамического момента тангажа при нулевых значениях угла атаки, углов отклонения рулей и угловой скорости тангажа
- m_z^α – производная коэффициента аэродинамического момента тангажа по углу атаки
- $m_z^{\dot{\alpha}}$ – производная коэффициента аэродинамического момента тангажа по скорости изменения угла атаки
- $m_z^{\delta_I}$ – производная коэффициента аэродинамического момента тангажа по углу отклонения элеронов
- $m_z^{\delta_{II}}$ – производная коэффициента аэродинамического момента тангажа по углу отклонения руля высоты
- $m_z^{\bar{\omega}_z}$ – производная коэффициента аэродинамического момента тангажа по безразмерной проекции угловой скорости на связанную ось Oz
- m_z^P – производная коэффициента аэродинамического момента тангажа по тяге
- m_{y0} – коэффициент аэродинамического момента рыскания при нулевых значениях угла рыскания, углов отклонения рулей и угловых скоростей
- m_y^β – производная коэффициента аэродинамического момента рыскания по углу скольжения
- $m_y^{\delta_n}$ – производная коэффициента аэродинамического момента рыскания по углу отклонения руля направления

- m_y^{δ} – производная коэффициента аэродинамического момента рыскания по углу отклонения руля высоты
- $m_y^{\bar{\omega}_y}$ – производная коэффициента аэродинамического момента рыскания по безразмерной проекции угловой скорости на связанную ось Oy
- $m_y^{\bar{\omega}_x}$ – производная коэффициента аэродинамического момента рыскания по безразмерной проекции угловой скорости на связанную ось Ox
- m_y^P – производная коэффициента аэродинамического момента рыскания по тяге
- m_x^{β} – производная коэффициента аэродинамического момента крена по углу скольжения
- m_x^{δ} – производная коэффициента аэродинамического момента крена по углу отклонения элеронов
- $m_x^{\delta_n}$ – производная коэффициента аэродинамического момента крена по углу отклонения руля направления
- $m_x^{\bar{\omega}_x}$ – производная коэффициента аэродинамического момента крена по безразмерной проекции угловой скорости на связанную ось Ox
- $m_x^{\bar{\omega}_y}$ – производная коэффициента аэродинамического момента крена по безразмерной проекции угловой скорости на связанную ось Oy
- m_x^P – производная коэффициента аэродинамического момента крена по тяге
- X_1 – время до достижения заданного значения угла отклонения руля высоты
- X_2 – значение угла отклонения руля высоты
- X_3 – запаздывание с выходом из манёвра
- Y_1 – максимальная потеря высоты при достижении рекомендуемой скорости выхода из манёвра
- Y_2 – скорость при выходе из манёвра
- Y_3 – максимальная перегрузка

Список литературы

1. Aresti J.L. Aresti aerobatic catalogue. – Federation Aeronautique Internationale (FAI), 2012. – 60 pp.
2. William K. The basic aerobatic manual. – Aviation Supplies & Academics, Inc. Newcastle, Washington. – USA, 2017. – 14 P. – ISBN 978-1-61954-100-9.
3. Barker D. World airshow accident/incident overview 2015. – USA, 2016. – 50 p.
4. Maj G., Desmond B. Airshow accidents and incidents 2018. – MSETP, FRAeS Hons, SAAF rtd, 2019. – 10 p.
5. Aviation safety network. – Flight safety foundation:[Электронный ресурс]. URL:<https://aviation-safety.net/wikibase/> (дата обращения: 2019).
6. Barker D. Airshow accident review 2014. – USA, 2015. – 14 p.
7. Солдаткин В.М. Методы и средства построения бортовых информационно-управляющих систем обеспечения безопасности полета. – Казань: Изд-во Казан, гос. техн. ун-та, 2004. – 350 с. – ISBN 5-7579-0558-1.
8. Пат. 2128854 РФ. Система поддержки экипажа в опасных ситуациях / Берестов Л.М. [и др.]. – № 96117636/28; заявл. 30.08.1996; опубл. 10.04.1999.
9. Петунин В.И., Неугодникова Л.М. Ограничение и предупреждение опасных режимов при автоматическом управлении движением летательных аппаратов // Вестник УГАТУ. – 2014. Т. 18. № 4(65). – с. 90 – 104.
10. Пат. 2664090 С1. РФ. Способ и система предупреждения столкновения пилотируемого летательного аппарата с земной поверхностью многофункциональный, маневренный самолет с системой предупреждения столкновения с земной поверхностью / Демин И.М. [и др.]. – № 2017128295; Заявл. 08.08.2017; опубл.15.08.2018, Бюл. №23. – 23 с.

11. Пат. 2524508 С1. РФ. Полиэргатический тренажерный комплекс предупреждения столкновений летательных аппаратов / Берестов Л.М. [и др.] . – № 2013115908/11; Заявл. 10.04.2013; Оpubл. 7.07.2014, Бюл. № 21. – 18 с.
12. Евдокимчик Е.А. Система автоматического предупреждения столкновения самолета с землей на основе прогнозирования траектории маневра уклонения. Автореф. дисс. ... канд. тех. наук.: 05.13.01. – М., 2017. – 22 с.
13. Пат. 2271039 С1. РФ. Система предупреждения столкновения летательного аппарата с землей / Бабуров В.И. [и др.]. – №2005109372/11; Заявл. 24.03.2005; Оpubл. 27.02.2006, Бюл. № 6. – 10 с.
14. Руководство по летной эксплуатации самолета Су-31. – М., 1999. – 32 с.
15. ОСТ 1 00478-83. Доски приборные кабин учебно-тренировочных и спортивных самолетов, Требования к компоновке и установке приборной доски летчика.
16. Булдыгин В.В. Учебно-тренировочный спортивный самолет Як-52. Техническое описание. М.: Патриот, 1991. – 157 с.
17. Удалов К.Г. Спортивный самолёт Як-55М. – М.: Транспорт, 1992. – 39 с.
18. Huixian W., Dongli M. Aircraft 6-DOF modular modeling based on MATLAB Simulink // Advances in Computer Science Research. – 2017. – No. 74. – pp. 975–978.
19. Белоконь С.А. Разработка математических моделей, методов и средств исследования аэродинамики, динамики полета и систем автоматического управления, свободнолетающих динамически подобных моделей: Дисс. ...канд. тех. наук: 05.13.18. – Новосиб., 2018. – 110 с.
20. Brian L.S., Frank L.L. Aircraft control and simulation, 2004. – 664 p.
21. Горбань А.Н., Россиев Д.А. Нейронные сети на персональном компьютере. – Новосибирск: Наука, 1996. – 276 с. – ISBN 5-02-031196-0.
22. Круглов В.В., Борисов В.В. Искусственные нейронные сети. Теория и практика. – М.: Горячая линия, 2002. – 382 с.

23. Любимова Т.В., Горелова А.В. Решение задачи прогнозирования с помощью нейронных сетей // Международный научный журнал «Инновационная наука». – 2015. – № 4. – с.39– 43.
24. Фирсов С.П. Нейросетевая система управления посадкой дистанционно-пилотируемого летательного аппарата: Автореф. дис. ... канд. техн. наук. – М.: МАИ, 2005. – 18 с.
25. Абросимов В.К., Гончаренко В.И. Моделирование движения и маневрирования летательных аппаратов на нейронных сетях // Известия ЮФУ, Раздел II. Навигация и наведение. – с.122–130.
26. Пегат А. Нечеткое моделирование и управление: Пер. с англ. – М.: Бином, Лаборатория Знаний, 2009. – 798 с.
27. ICAO AN 11/6.1.10-07/17. Operation of aircraft part II – international general aviation, 2017. –138 p.
28. AC 25-23. Airworthiness criteria for the installation approval of a Terrain Awareness and Warning System (TAWS) for Part 25 Airplanes. U.S. Department of Transportation FAA, 2000. – 34 p.
29. Иед К. Study on the causes of accidents in sports aircrafts // Тезисы XLIV Международной молодёжной научной конференции Гагаринские чтения. – М.: МАИ, 2018. – с. 350–351.
30. Иед К. Analysis of sports aircraft behavior and the influence of pilot errors when performing horizontal aileron roll using flight simulator // Тезисы XLV Международной молодёжной научной конференции «Гагаринские чтения». – М.: МАИ, 2019. – с. 1328–1329.
31. Иед К. Исследование норм летной годности спортивных самолетов // конференции "актуальные проблемы безопасности полетов». – М., 2018. – с. 100–105.

32. Иед К. Разработка математической модели для исследования влияния ошибок пилота на изменение траекторных параметров при выполнении пикирования на самолёте Як-55М// Тезисы 17-ой международной конференции «Авиация и космонавтика». – М.: МАИ, 2018. – с. 23–24.
33. Иед К. Моделирование поведения пилотажного самолета на предельных режимах при имитации ошибок пилотирования// Тезисы 18-ой международной конференции «Авиация и космонавтика». – М.: МАИ, 2019. – с. 19–20.
34. Категории авиационных событий. Федеральное агентство воздушного транспорта, управление инспекции по безопасности полетов. – М, 2016. – 39 с.
35. Aviation occurrence categories. CAST/ICAO Common Taxonomy Team (CICTT): [Электронный ресурс]. URL: <http://www.intlaviationstandards.org/Documents/OccurrenceCategoryDefinitions.pdf> (Дата обращения: 2019).
36. Loss of control in-flight accident analysis report. International Air Transport Association IATA: [Электронный ресурс]. URL: <https://www.skybrary.aero/bookshelf/books/3447.pdf>, 2015. – 42 p.
37. Controlled flight into terrain accident analysis. International Air Transport Association IATA: [Электронный ресурс]. URL: <https://www.iata.org/contentassets/06377898f60c46028a4dd38f13f979ad/cfit-report.pdf>, 2018. – 38 p.
38. Barker D. Airshow accident review 2013. – USA, 2014. – 12 p.
39. Barker D. World airshow accident/incident overview 2012. – USA, 2013. – 43 p.
- 40 Межгосударственный Авиационный Комитет, авиационные правила Часть_23/ Нормы летной годности гражданских легких самолетов, 2013. – 210 с.

- 41 European Aviation Safety Agency. Certification specifications for normal-category aeroplanes CS-23, 2017. – 33 p.
- 42 Federal Aviation Administration Part 23, Airworthiness Standards: Normal, utility, acrobatic, and commuter category airplanes: [Электронный ресурс]. URL:<https://www.ecfr.gov/cgi-bin/text-idx?SID=685dc1ae97ae3f5e5569e47880fab01e&mc=true&node=pt14.1.23>.
43. Advisory Circular 23-8B. Federal Aviation Administration, 2003. – 174 p.
44. Airplane Flying Handbook, FAA-H-8083-3A. U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration, 2004. – 281 pp.
45. Полковник А. М. Влияние функционального состояния военного лётчика на безопасность полётов // Зарубежное военное обозрение, 2017. – №9 . – С. 57– 63.
46. ГОСТ Р 51901.1-2002 Менеджмент риска. Анализ риска технологических систем. Государственный стандарт Российской Федерации, 2002. – 36 с.
47. ГОСТ Р 51901.13 – 2002. Управление надежностью. Анализ риска технологических систем. Издание официальное. ИНК Издательство стандартов, 2002. – 29 с
48. Douglas W., Troy Faaborg., Scott A. Human error and general aviation accidents: A comprehensive, fine-grained analysis using HFACS. Civil Aerospace Medical Institute, Federal Aviation Administration, 2005. – 19 pp.
49. Абутидзе З.С., Клюев Г.И., Солдаткин В.М., Ференец А.В. Состояние и перспективы развития систем предупреждения критических режимов // Авиационная промышленность. – 1990. – №12. – С. 25-27.
50. Деревянкин В.П. Обнаружение нештатных ситуаций и предотвращение критических режимов полета // Известия вузов. Авиационная техника. – 2004. – №3. – С. 54 -57.
51. Proctor P. Honeywell broadens EGPWS capabilities // Aviation Week & Space Technology. – 2000. – No. 17. – p. 67.
52. David M., Umut D. Enhanced functions for a parallel multicore ground proximity warning system // Digital Avionics Systems Conference (DASC). – 2018. – No. 37.

53. Song Dong., Li Miao., Zhou Yuhan. The research on awareness alerting modeling and algorithm of Enhanced Ground Proximity Warning System // IEEE Conference on Industrial Electronics and Applications (ICIEA). – 2009. – No. 4.
54. Евдокимчик Е.А. Система автоматического увода от опасной высоты с прогнозированием высоты завершения маневра // Труды МАИ. – 2015. – № 80. URL: <https://mai.ru/upload/iblock/56b/56b53d1e6edc3dcc106f3b10a1d5ec83.pdf>
55. Евдокимчик Е.А., Елисеев В.Д. Учет маневренных характеристик летательного аппарата при формировании маневра уклонения от столкновения с землей // Тезисы XLII Международной молодежной научной конференции. – М.: МАИ, 2016. – с. 51–52.
56. Система раннего предупреждения близости земли: [Электронный ресурс]. URL: <http://www.navigat.ru/node/75>.
57. Arnac, S., Marais, K., Kreissler, S., Skoog, M. Considerations for developing the improved collision avoidance system // AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations, 2013. <https://doi.org/10.2514/6.2013-4336>.
58. Skoog M. Less J. Development and flight demonstration of a variable autonomy ground collision avoidance system: [Электронный ресурс]. URL: https://www.nasa.gov/sites/default/files/files/DR-0005-DRC-012-033_iGCAS-Paper_2014-06-28.pdf.
59. Системы раннего предупреждения приближения к земле: [Электронный ресурс]. URL: https://zinref.ru/000_uchebniki/04755_samolet/009_00_00_4%20SRPPZ_samolet_tta_12s/000.htm.
60. Системы раннего предупреждения приближения к земле ТТА-12, ТТА-12S. Руководство по технической эксплуатации СКБВ.461535.002 РЭ, 2011. -152 с. URL: <http://uaecis.com/files/13/%D0%A2%D0%A2%D0%90-12S%202011.pdf>
61. Коровин А.Е., Новиков Ю.Ф. Практическая аэродинамика и динамика полета самолетов Як-52 и Як-55. – М.: ДОСААФ, 1989. – 360с.

62. Дружков М. В., Чирков П. Р. Улучшение маневренных характеристик спортивного пилотажно-акробатического самолета Як-55 // Международный журнал прикладных и фундаментальных исследований. – 2015. – №2. – С. 20–21.
63. Попов С.А., Артамонова Л.Г., Кузнецов А.В. Аэродинамика элементов летательных аппаратов. – М.: МАИ (Нац. исслед. ун-т), 2016. – 93 с.
64. Акимов Г.А., Бородавкин В.А. Аэродинамические характеристики летательных аппаратов. – СПб.: БГТУ– 2003.
65. Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. Динамика полета, М.: Машиностроение, 1973.
66. Benjamin S. CFD Analysis of UAVs using Vorstap, Fluent, and AAA software: University of Kansas Aerospace Engineering Department, 210. – 197 p.
67. MathWorks, Inc. Aerospace Blockset™ User's Guide.: [Электронный ресурс]. URL: <https://ch.mathworks.com/products/aerospace-blockset.html>, дата обращения: 2019.
68. Hou In E. L. Development of a 6DOF nonlinear simulation model enhanced with fine tuning, 2008. – 183 p.
69. Rauw M. O. A SIMULINK environment for flight dynamics and control analysis – application to the DHC-2 Beaver: TU Delft, 1993. – 302 p.
70. Marc Rauw. FDC 1.2 – A Simulink toolbox for flight dynamics and control analysis, 2001. – 275 p.
71. MATLAB fly the De Havilland Beaver.: [Электронный ресурс]. URL: <https://ch.mathworks.com/help/aeroblks/fly-the-dehavilland-beaver.html>
72. Roger R.M. Applied mathematics in integrated navigation systems, 3rd edition.: AIAA Education Series, 2007.
73. Pamadi B.N. Performance, stability, dynamics, and control of airplanes. AIAA Education Series, 2004.
74. Roskam J. Aircraft flight dynamics and automatic flight controls (Part I). – KS.: DAR Corporation, 2003. – 608 p.

75. Ефремов А.В., Захарченко В.Ф., Овчаренко В.Н. и др. Динамика полета. Учебник для студентов высших учебных заведений. – М: Машиностроение-Полет, 2017. – 775 с.
76. Stevens B.L., Lewis F.L. Aircraft control and simulation, 2nd edition, 2003. – 640 p.
77. Dave Britzius. Flight simulator cockpits – the X-Plane 11 Handbook, 2019.
78. Jennifer R. Data set output table X-Plane11, 2018. – 46 p.
79. Ashraf M.K., Bayoumy A.M., Elshabka A.M. Modeling, analysis and validation of a small airplane flight dynamics // AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference. – 2015. DOI: 10.2514/6.2015-1138.
80. Rylan J. Test and evaluation of the Piccolo II autopilot system on a one-third scale Yak-54: B.A.E. Auburn University, 2005. – 208 p.
81. Said S.H. Development of a small unmanned aerial vehicle longitudinal Model for future flutter testing, 2018. Dissertations and Theses-395.
82. Remenyi D., Onofrei. G. English J. An introduction to statistics using Microsoft Excel, 2011. – 335 p.
83. Wegman B. IJ SCAT aerobatic series Aresti made simple, 2012. – 8 p.
84. Zhelonkin M. Semi-natural simulation of close-range air combat of modern fighters to assess the possibility of using super-maneuverability modes // Bulletin Of the concern "Almaz – Antey". 2018, No. 1.
85. Philip R., McGraw H. Data reduction and error analysis for the physical sciences, 1969.
86. Arthur F.B., Edward M.G., Richard C.L. Automatic ground collision avoidance system design, integration, & flight test // IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, 2011. – vol. 26. – No. 5. – pp. 4 –11. DOI: 10.1109/MAES.2011.5871385.

87. Евдокимчик Е.А. Алгоритм управления при автоматическом выполнении маневра уклонения летательного аппарата от столкновения с Землей // Труды МАИ. – 2017. – № 92. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=76785>
88. Хайкин С. Нейронные сети. Полный курс. – М, 2006. – 1104 с.
89. Кондратьев А.И., Тюменцев Ю.В. Нейросетевое моделирование управляемого движения летательных аппаратов // Вестник Московского авиационного института. – 2010. Т. 17. – № 5. – С. 5–11.
90. Тань В., Ефремов А.В., Тюменцев Ю.В. Оценка пилотажных свойств самолёта с применением нейросетевой модели предсказания характеристик управляющих действий лётчика // Вестник Московского авиационного института. – 2008. Т. 15. – № 1. – С. 92–108.
91. Ефремов А.В., Оглоблин А.В., Тань В., Тюменцев Ю.В. Нейросетевая модель управляющих действий лётчика // Вестник Московского авиационного института. – 2007. Т. 14. – № 2. – С. 53–66.
92. Евдокименков В.Н., Ким Р.В., Векшина А.Б., Якименко В.А. Исследование индивидуальных особенностей управляющих действий лётчиков в процессе посадки на основе нейросетевых моделей // Вестник Московского авиационного института. – 2015. Т. 22. – № 3. – С. 17-29.
93. Брусов В.С., Тюменцев Ю.В. Нейросетевое моделирование движения летательных аппаратов. М.: Изд-во МАИ, 2016. – 192 с.
94. Tiumentsev Yu.V., Egorchev M.V. Neural network modeling and identification of dynamical systems. London: Elsevier, 2019. – 314 pp.
95. Skoog M., Less J. Development and flight demonstration of a variable autonomy ground collision avoidance system, 2016.
URL: https://www.nasa.gov/sites/default/files/files/DR-0005-DRC-012-033_iGCAS-Paper_2014-06-28.pdf
96. Пегат А. Нечеткое моделирование и управление: Пер. с англ. – М.: Бином, Лаборатория Знаний, 2009. – 798 с.

97. Хлопков Ю.И., Хлопков Ю.И., Дорофеев Е.А., Зея Мьо Мьинт, Поляков М.С., Хлопков А.Ю., Агаева Илаха Рустам Кызы. Разработка нейронных сетей для расчета аэродинамических характеристик высокоскоростных летательных аппаратов // *Фундаментальные исследования*. – 2013. – № 11-9. – С. 1834–1840.
98. Samarasinghe S. *Neural networks for applied sciences and engineering: From fundamentals to complex pattern recognition*, Auerbach Publications, 2006. – 570 pp.
99. Простов Ю.С., Тюменцев Ю.В. Нейросетевой механизм адаптации при решении кусочно-постоянной задачи анализа независимых компонент// *Электронный журнал «Труды МАИ»* . – 2014. – № 78.
100. Егорчев М.В., Козлов Д.С., Тюменцев Ю.В. Идентификация аэродинамических характеристик летательного аппарата: Нейросетевой полуэмпирический подход // *Вестник Московского авиационного института*. – 2014. Т. 21. – № 4. – С. 13- 24.
101. Heikki N. K. *Basics using MATLAB Neural Network Toolbox*, 2018. – 59 p.
102. *MATLAB Neural Network Object Properties*: [Электронный ресурс]. URL: <https://ch.mathworks.com/help/deeplearning/ug/neural-network-object-properties.html;jsessionid=dafe7038ee0d6f14ebd1733af437>.
103. Иед К. Разработка методики создания системы предупреждения об опасных ситуациях при возникновении ошибок пилотажа // *Вестник Московского авиационного института*. – 2019. Т. 26. – № 3. – С. 201-209.
104. Кучерявый А.А. *Бортовые информационные системы. Курс лекций*. – Ульяновск: УлГТУ, 2004. – 504 с.
105. Шишкин В.Г. *Безопасность полетов и бортовые информационные системы*. – Иваново: МИК, 2005. – 239 с.
106. Брагин А., Лукьянов А. Малогабаритная система бортовых измерений для лётных испытаний воздушных судов малой размерности // *Современные технологии автоматизации*. – 2012.– № 1. – С. 74- 83.
107. X-plane11, vSpeed callouts: [Электронный ресурс]. URL: <http://forums.x-pilot.com/forums/topic/12005-vspeak-callouts-for-ixeg-733/>

108. Хмарук О.Н. Оценка вероятности возникновения опасных ситуаций. – Владимир: ВлГУ, 2007. – 20 с.
109. Иед К., Масленникова Г.Е., Тюменцев. Ю. В. Расчет безопасных параметров начала маневра спортивных самолетов с использованием искусственной нейронной сети// Вестник Московского авиационного института. –2020. – № 2. – С. 169–182.