

МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ
(национальный исследовательский университет)



На правах рукописи

Якименко Вячеслав Анатольевич

**Разработка функционально-программного прототипа
индивидуально-адаптированной системы поддержки
управляющих действий пилота на этапе посадки с
использованием нейросетевого подхода**

Специальность 05.13.01

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

Диссертация на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Научный руководитель:
Кандидат технических наук
Р.В.Ким

Москва, 2016 год

Оглавление

ОГЛАВЛЕНИЕ	2
ВВЕДЕНИЕ	3
Краткая характеристика диссертационной работы	5
ГЛАВА 1. СОВРЕМЕННОЕ СОСТОЯНИЕ ИССЛЕДОВАНИЙ В ОБЛАСТИ СОЗДАНИЯ СИСТЕМ ПОДДЕРЖКИ ДЕЙСТВИЙ ЛЕТЧИКА. ПОСТАНОВКА ТЕХНИЧЕСКОЙ ЗАДАЧИ	16
1.1. АНАЛИЗ СОВРЕМЕННЫХ ПОДХОДОВ К РАЗРАБОТКЕ СИСТЕМ ПОДДЕРЖКИ ДЕЙСТВИЙ ЛЕТЧИКА.....	18
1.2. СОВРЕМЕННЫЕ ПОДХОДЫ К РАЗРАБОТКЕ МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ ЛЕТЧИКА	25
1.3. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ.....	34
Выводы к главе 1.	37
ГЛАВА 2. ОБОСНОВАНИЕ НЕОБХОДИМОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ИНДИВИДУАЛЬНО-АДАПТИРОВАННЫХ МОДЕЛЕЙ ЛЕТЧИКОВ В ИНТЕРЕСАХ КОНТРОЛЯ И ПОДДЕРЖКИ ИХ УПРАВЛЯЮЩИХ ДЕЙСТВИЙ ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ПОСАДОЧНЫХ РЕЖИМОВ	39
2.1. МОДЕЛИРОВАНИЕ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ЭРГАТИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ «САМОЛЕТ-ЛЕТЧИК» ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ПОСАДОЧНЫХ РЕЖИМОВ	39
2.2. МЕТОДЫ СТАТИСТИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКИ РЕЗУЛЬТАТОВ МОДЕЛИРОВАНИЯ ПОСАДОЧНЫХ РЕЖИМОВ НА АППАРАТНО-ПРОГРАММНОМ СИМУЛЯТОРЕ САМОЛЕТА МИГ-АТ	51
2.3. РЕЗУЛЬТАТЫ СТАТИСТИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКИ ТРАЕКТОРИЙ ПОСАДКИ, ВЫПОЛНЕННЫХ РАЗЛИЧНЫМИ ЛЕТЧИКАМИ	58
2.4. СТРУКТУРА ИНДИВИДУАЛЬНО-АДАПТИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ ПОДДЕРЖКИ ДЕЙСТВИЙ ЛЕТЧИКА	68
Выводы к главе 2	71
ГЛАВА 3. ИНДИВИДУАЛЬНО-АДАПТИРОВАННАЯ НЕЙРОСЕТЕВАЯ МОДЕЛЬ ЭРГАТИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ «САМОЛЕТ-ЛЕТЧИК» КАК ФОРМАЛИЗОВАННАЯ ОСНОВА КОНТРОЛЯ И ПОДДЕРЖКИ УПРАВЛЯЮЩИХ ДЕЙСТВИЙ ЛЕТЧИКА ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ТИПОВЫХ ПОЛЕТНЫХ РЕЖИМОВ	73
3.1 ФОРМИРОВАНИЕ МОДЕЛЕЙ ДЕЙСТВИЙ ЛЕТЧИКА НА ОСНОВЕ АППАРАТА ИСКУССТВЕННЫХ НЕЙРОННЫХ СЕТЕЙ	74
3.2. АЛГОРИТМЫ ФОРМИРОВАНИЯ РЕКОМЕНДАЦИЙ ЛЕТЧИКУ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ИНДИВИДУАЛЬНО-АДАПТИРОВАННОЙ НЕЙРОСЕТЕВОЙ МОДЕЛИ.....	83
Выводы к главе 3	90
ГЛАВА 4. ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ИНДИВИДУАЛЬНО-АДАПТИРОВАННОГО КОНТРОЛЯ И ПОДДЕРЖКИ УПРАВЛЯЮЩИХ ДЕЙСТВИЙ ЛЕТЧИКА НА ОСНОВЕ НЕЙРОСЕТЕВОЙ МОДЕЛИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ АППАРАТНО-ПРОГРАММНОГО СИМУЛЯТОРА САМОЛЕТА МИГ-АТ	92
4.1 НЕЙРОСЕТЕВЫЕ МОДЕЛИ УПРАВЛЯЮЩИХ ДЕЙСТВИЙ ЛЕТЧИКА.....	92
4.2 АРХИТЕКТУРА ФУНКЦИОНАЛЬНО-ПРОГРАММНОГО ПРОТОТИПА ИНДИВИДУАЛЬНО-АДАПТИРОВАННОЙ ПОДДЕРЖКИ ДЕЙСТВИЙ ЛЕТЧИКА НА ЭТАПЕ ПОСАДКИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ НЕЙРОСЕТЕВОЙ МОДЕЛИ	104
4.3 АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ ФПП ИНДИВИДУАЛЬНО-АДАПТИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ ПОДДЕРЖКИ ПИЛОТА.	107
Выводы к главе 4.....	110
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	112
СПИСОК ИСТОЧНИКОВ	115

Введение

Диссертационная работа затрагивает одно из актуальных направлений современных исследований в области создания комплексов бортового оборудования современных летательных аппаратов (ЛА), связанных с разработкой систем, реализующих функции интеллектуальной поддержки действий летчика. Внедрение в состав бортового оборудования систем интеллектуальной поддержки является одним из перспективных подходов к решению задач повышения уровня безопасности полетов и эффективности эксплуатации авиационной техники.

На сегодняшний день доля авиационных происшествий и катастроф, вызванных ошибочными действиями летного состава, до сих пор остается недопустимо высокой. В перспективе влияние человеческого фактора на безопасность полетов будет только возрастать, поскольку развитие авиационной техники, совершенствование динамических характеристик ЛА и расширение спектра решаемых с их использованием задач неминуемо приведет к тому, что летчик будет вынужден практически мгновенно оценивать обстановку и осуществлять соответствующие управляющие действия, что вызовет рост его информационной загруженности. Также при рассмотрении данной проблемы следует принять во внимание тот факт, что, несмотря на очевидный прогресс в области совершенствования средств бортовой индикации и использование более совершенных систем объективного контроля, реализующих информационную поддержку экипажа, их использование не приводит к адекватному этим усилиям снижению числа авиационных происшествий и катастроф, вызванных человеческим фактором, что подтверждает анализ многолетних статистических данных [1]. В связи с этим проблема разработки авиационных систем, обеспечивающих поддержку действий летчика и способствующих снижению его информационной нагрузки как при выполнении типовых полетных режимов, так и в нештатных ситуациях, остается на сегодняшний день одной из актуальных проблем создания перспективных образцов авиационной техники.

Одной из основных функций системы поддержки действий летчика является выработка на основе анализа текущей полетной ситуации и особенностей решаемой целевой задачи рекомендаций, направленных на стимулирование летчика к

реализации таких управляющих действий, которые бы позволили обеспечить успешное решение текущей целевой задачи. При этом одним из основных требований, предъявляемых к таким рекомендациям, является их реализуемость, то есть возможность осуществления летчиком управляющих действий, соответствующих выдаваемой рекомендации.

В контексте сформулированного требования необходимо принимать во внимание, что реализуемость зависит не только от самих рекомендаций, но также и от опыта и квалификации летчика, его индивидуальных особенностей восприятия полётной ситуации и манеры управления самолётом. Возможность выработки таких рекомендаций предполагает наличие в структуре бортовой системы поддержки летчика элемента, обеспечивающего решение параллельно с летчиком комплекса подзадач, направленных на решение целевой задачи полета или отдельного полетного режима. Подобный элемент выступает в качестве своеобразного «электронного инструктора», составляющего интеллектуальную формализованную основу контроля, а в случае необходимости, и коррекции управляющих действий летчика. При этом решения, формируемые таким «электронным инструктором», по своей структуре должны быть подобны действиям летчика. Данное обстоятельство является причиной необходимости реализации в составе системы поддержки математической модели, описывающей действия летчика при управлении самолетом.

Необходимо заметить, что разработка математических моделей деятельности летчика, как основного управляющего звена замкнутой эргатической системы «самолет-лётчик», по-прежнему остается одной из сложнейших проблем современной психофизиологии и инженерной медицины. Кроме того, как будет показано далее, задача поддержки действий летчика имеет ряд особенностей, не только затрудняющих использование существующих и разработку новых конструктивных моделей его деятельности, но и требующих решения ряда других вопросов, связанных с использованием таких моделей для обеспечения функций поддержки. Решению данной проблемы посвящена настоящая диссертационная работа.

Краткая характеристика диссертационной работы

Анализ состояния и тенденций развития бортового оборудования современных ЛА показывает, что на сегодняшний день существуют различные подходы к решению задачи поддержки действий пилота. Одним из активно развиваемых направлений в данной области является разработка и внедрение систем индикации на основе технологии «дополненной реальности», основной функцией которых является изменение информационного поля летчика путем качественного и количественного расширения возможностей сенсорной системы человека-оператора. К системам данного класса в первую очередь следует отнести системы наשלемой индикации, системы «улучшенного видения», системы реализующие речевой командный интерфейс. Другим важным направлением является внедрение в состав бортового оборудования информационно-советующих систем поддержки летчика. Функции поддержки в таких системах реализуются путем выдачи рекомендаций летчику, формируемых на основе анализа текущей полетной ситуации с учетом априорной информации различного рода, например, требований руководств по лётной эксплуатации, наборов решающих правил и прецедентов, моделей поведения пилота. Однако, несмотря на наличие существенного теоретического и практического задела в области разработки систем поддержки действий летчика, существует ряд особенностей процесса пилотирования самолета, а также предшествующего ему процесса формирования таких навыков, позволяющий говорить о том, что потенциал систем данного класса до сих пор остается реализованным не в полной мере. Одной из таких особенностей является наличие различий в параметрах психофизиологических реакций и особенностях восприятия и интерпретации полетной ситуации конкретного летчика, что проявляется в наличии характерной манеры пилотирования. При этом такие особенности являются тем фактором, учет влияния которого играет важную роль на всех этапах процесса формирования рекомендаций летчику, начиная от выработки решающих правил или моделей его действий и заканчивая разработкой средств выдачи таких рекомендаций пилоту. Иными словами, этот фактор необходимо учитывать в контексте разработки систем поддержки в целом, а не только в контексте разработки отдельных входящих в ее состав модулей и алгоритмов. Таким образом применение подходов, не

предполагающих учет таких индивидуальных особенностей летчика, сталкивается с существенными проблемами, снижающими эффективность их применения целом, что, как говорилось ранее, не позволяет добиться существенного снижения количества авиационных происшествий и повысить уровень безопасности полетов.

С учетом вышеизложенного целью диссертационной работы является повышение безопасности полетов путем разработки функционально-программного прототипа индивидуально-адаптированной системы поддержки управляющих действий пилота. Основной функцией прототипа такой системы является формирование и выдача рекомендаций, направленных на стимулирование пилота к реализации управляющих действий, позволяющих обеспечить успешное решение целевой задачи.

В Главе 1 «Современное состояние исследований проблемы поддержки управляющих действий экипажа при выполнении типовых полетных режимов. Постановка технической задачи» проведен анализ существующих подходов к решению проблемы повышения безопасности полетов путем разработки и внедрения систем поддержки летчика, особенностей их технической реализации, основных тенденций развития. Также рассмотрена суть проблемы согласования операторских возможностей пилота с характеристиками технического сегмента системы «самолет-летчик», причиной которой является наличие индивидуальных особенностей управляющих реакций пилота, которая в свою очередь приводит к необходимости использования индивидуально-адаптированных моделей действий летчика при разработке систем поддержки. Рассмотрены основные подходы к разработке математических моделей действий летчика, проведен анализ методических трудностей, возникающих при применении таких моделей в качестве формальной методической основы систем поддержки летчика. Показано, что основным недостатком существующих подходов к разработке таких моделей является неучёт в них наличия индивидуальных особенностей манеры управления самолетом.

В соответствии с вышеизложенными обстоятельствами наиболее привлекательным представляется направление, связанное с разработкой индивидуально-адаптированных моделей управляющих действий летчика и их

дальнейшее использование в качестве формализованной основы принятия решений и формирования рекомендаций в системах поддержки действий летчика.

В заключительном разделе Главы 1 сформулирована постановка технической задачи разработки функционально-программного прототипа индивидуально-адаптированной системы поддержки действий пилота на этапе посадки.

Глава 2 посвящена обоснованию необходимости использования индивидуально-адаптированных моделей летчика в системах контроля и поддержки его управляющих действий. С целью такого обоснования в процессе выполнения диссертационной работы была проведена серия экспериментов по моделированию процесса выполнения управляемой посадки. В главе рассмотрена структура аппаратно-программного симулятора, использовавшегося для проведения моделирования, приводится обоснование использования режима посадки для подтверждения наличия индивидуальной манеры пилотирования, описана методика проведения моделирования и полученные результаты.

С целью обоснования необходимости использования индивидуально-адаптированного подхода сформулированы следующие предположения:

- лётчик обладает устойчивой, характерной только для него манерой управления самолетом, которая проявляется в характеристиках траекторных параметров ЛА и параметров перемещения органов управления при выполнении типовых полетных режимов и, в частности, при выполнении посадки;
- индивидуальные манеры пилотирования двух различных летчиков при выполнении типовых полетных режимов (в частности, при выполнении посадки) отличаются друг от друга.

Для проверки сформулированных предположений в диссертационной работе была проведена статистическая обработка траекторий посадки, выполненных на аппаратно-программном симуляторе самолета МиГ-АТ двумя различными операторами. Для каждого из предположений формулировалась статистическая гипотеза, которая впоследствии проверялась с использованием соответствующих статистических критериев. Так, предположение о наличии у летчика устойчивой манеры пилотирования проверялось с использованием гипотезы о наличии различий двух зависимых выборочных совокупностей. Такие совокупности формировались

путем разделения всех траекторий посадки, выполненных одним летчиком, на две группы, соответствующие различным периодам его деятельности. Проверка справедливости второго из вышеизложенных предположений проверялась путем сопоставления траекторных параметров, зарегистрированных в процессе выполнения посадки двумя различными летчиками, с использованием гипотезы о наличии различий двух независимых выборочных совокупностей.

Результаты статистической обработки подтвердили сформулированные предположения, при этом наличие индивидуальной манеры пилотирования проявляется с подавляющим большинством регистрируемых траекторных параметров и параметров перемещения органов управления. Полученные результаты могут служить в качестве аргументированного обоснования наличия индивидуальной манеры пилотирования у каждого конкретного летчика и необходимости учета такой манеры при разработке моделей его деятельности, используемых впоследствии в системах поддержки действий летчика.

Глава 3 посвящена разработке индивидуально-адаптированной модели управляющих действий летчика и ее использованию в целях решения задачи контроля и поддержки действий летчика при выполнении режима посадки. В соответствии со сформулированной постановкой задачи модель действий летчика используется в качестве формализованной основы системы поддержки и должна обеспечивать возможность прогнозирования точности приведения ЛА в заданную область пространства на основе текущего вектора состояния системы «самолет-летчик». Необходимо отметить, что возможность прогноза состояния системы эргатической системы «самолет-летчик», осложнена самим фактом присутствия человека, как элемента системы, осуществляющего функции основного управляющего звена, поскольку строгая формализация и разработка моделей его поведения до сих пор представляет собой одну из наиболее сложных проблем в области инженерной психологии. При этом существующие на сегодняшний день подходы к построению аналитических моделей действий летчика отличаются общим недостатком, связанным с неучетом его индивидуальных психофизиологических особенностей. В этих условиях с учетом подтвержденного предположения о том, что индивидуальная манера пилотирования проявляется в значениях траекторных

параметров и параметров, характеризующих перемещения органов управления, наиболее конструктивным представляется подход, предполагающий построения экспериментальной модели управляющих действий летчика на основе информации, накопленной в процессе его предшествующей деятельности.

В качестве формальной основы построения экспериментальной модели в работе используется аппарат искусственных нейронных сетей. В качестве базовой архитектуры индивидуально-адаптированной нейросетевой модели выбран многослойный персептрон.

В работе рассмотрены два варианта применения нейронной сети для решения задачи прогноза точности выполнения посадки. Первый предполагает использование модели действий летчика для прогноза непосредственных значений параметров, характеризующих точность приведения ЛА на взлетно-посадочную полосу. Необходимо отметить, что в контексте использования модели летчика для решения задачи прогноза точности приведения нейросетевой подход не является единственно возможным. Такая задача может быть также решена методами регрессионного анализа. Однако, несмотря на все преимущества таких методов, основным их недостатком является отсутствие формализованных критериев выбора вида регрессионной зависимости, что делает предпочтительным использование именно нейросетевого подхода.

Второй из предложенных вариантов предполагает отказ от прогноза непосредственных значений параметров, характеризующих точность выполнения посадки, и переход от задачи регрессии к задаче классификации. Такой переход осуществляется путем разбиения области значений параметра, характеризующего точность, на конечное число интервалов и постановку в соответствие каждому из них соответствующего эталонного класса. В данном случае нейронная сеть используется для прогноза приведения ЛА в заданный интервал на основе текущего вектора состояния, то есть по сути решает задачу классификации в ее традиционной постановке [].

Глава 4 диссертационной работы посвящена описанию архитектуры функционально-программного прототипа (ФПП) индивидуально-адаптированной

системы поддержки действий пилота на этапе посадки и анализу результатов применения разработанного ФПП для целей поддержки действий летчика.

В соответствии с предложенной архитектурой система функционирует в двух режимах: в темпе полёта и режиме полсеполётного анализа. В режиме полсеполётного анализа осуществляется запись новых данных из последнего полета в наращиваемую базу данных (БД) полетной информации с помощью программного модуля обработки данных системы регистрации полетной информации. На основе накопленной в БД информации и модуля обновления индивидуально-адаптированной нейросетевой модели летчика производится уточнение структуры и параметров нейронной сети. В результате сформированная модель пилота используется при работе системы в темпе полета, в котором с её помощью осуществляется либо прогноз значения параметра, характеризующего точность приведения самолета в заданную область, либо прогноз приведения самолета в определенный интервал. В обоих режимах в том случае, если результаты прогноза говорят о невыполнении заданных требований по точности выполнения посадки, пилоту индицируется рекомендация, обеспечивающая его стимулирование к осуществлению управляющих действий, направленных на повышение точности.

Для целей анализа результатов эффективности использования предложенных моделей и алгоритмов была проведена серия экспериментов с привлечением двух операторов, выполнявших серию посадок на аппаратно-программном симуляторе самолета МиГ-АТ. При проведении эксперимента были возможны три варианта использования системы поддержки:

- в режиме прогноза значения точности приведения;
- в режиме прогноза приведения в заданный интервал;
- выполнение посадки без использования системы поддержки.

Полученные результаты в полной мере подтвердили эффективность использования предлагаемого подхода. Показано, что использование системы в режиме прогноза значения точности приведения позволяет снизить процент неудачных посадок (таких, для которых не удовлетворялись требования по точности приведения самолета в заданную область) практически вдвое – до 20%, по сравнению с 40% - без использования системы поддержки. Использование же системы в режиме

прогноза приведения в заданный интервал позволило полностью исключить неудачные посадки. Этот результат указывает на целесообразность и эффективность использования предложенного подхода и, в частности, предложенных моделей действий летчика, для решения задачи контроля и поддержки его управляющих действий.

В результате исследований, проведенных в диссертационной работе, получены следующие новые научные результаты:

1. Проведен статистический анализ траекторных параметров и параметров, характеризующих перемещения органов управления, в целях подтверждения наличия у пилота индивидуальной манеры пилотирования. Показано, что индивидуальная манера пилотирования статистически достоверно проявляется в значениях и характеристиках распределения как траекторных параметров, так и параметров, характеризующих перемещения органов управления.

2. Рассмотрены существующие методы построения моделей действий летчика. Показано, что известные на сегодняшний день подходы к решению задачи не предполагают учета наличия индивидуальной манеры управления самолетом, присущей конкретному летчику.

3. Предложены алгоритмы построения индивидуально-адаптированной модели действий пилота при выполнении посадки на основе использования аппарата искусственных нейронных сетей. В качестве базовой архитектуры нейронной сети предложено использовать нейронную сеть типа многослойный персептрон. Индивидуализация моделей осуществляется за счет различия в наборах входных параметров сети, количества и весовых коэффициентов нейронов.

4. Предложены алгоритмы формирования рекомендаций, направленных на повышение точности приведения ЛА в заданную область пространства при выполнении посадки, основанные либо на введении искусственных поправок к показаниям курсо-глиссадного прибора, либо на формировании дополнительных информационных сигналов, отображаемых на многофункциональных индикаторах.

5. Разработано специализированное программно-математическое обеспечение, составляющее основу функционально-программного прототипа индивидуально-адаптированной системы поддержки пилота на этапе посадки.

6. Проведено имитационного моделирования режима посадки на программно-аппаратном симуляторе самолет МИГ-АТ с использованием ФПП индивидуально-адаптированной системы поддержки пилота. Полученные результаты показали возможность полного исключения посадок, не удовлетворяющих требованиям по точности, подтвердив тем самым эффективность использования предложенных алгоритмов.

Работа выполнена на кафедре «Информационно-управляющие комплексы» Московского Авиационного Института (национального исследовательского университета) под руководством доцента Р.В. Кима.

Результаты диссертационной работы обсуждались на:

- Московской молодёжной научно-практической конференции «Инновации в авиации и космонавтике – 2014» г. Москва. 22 – 24 апреля 2014 г.;
- Московской молодёжной научно-практической конференции «Инновации в авиации и космонавтике – 2015» г. Москва. 21 – 23 апреля 2015 г.;
- X-ой Всероссийской юбилейной научно-технической конференции «Проблемы совершенствования робототехнических систем ЛА» г. Москва. 26 июня 2015 г.;
- XLII-ой Международной молодежной конференции «Гагаринские чтения» г. Москва. 12-15 апреля 2016 г.;
- VII-ой Научно-технической конференции молодых ученых и специалистов ФГУП «НПЦАП» г. Москва 14-15 апреля 2016 г.;
- XXI-ой Международной научной конференции «Системный анализ, управление и навигация» Крым, Евпатория. 3-10 июля 2016 г.;
- Совместном научном семинаре кафедр «Информационно-управляющие комплексы» и «Системный анализ и управление» Московского авиационного института, 2016 г. а также были отражены в следующих публикациях:

1. **В.Н.Евдокименков, Р.В.Ким, А.Б.Векшина, В.А.Якименко** Исследование индивидуальных особенностей управляющих действий летчиков в процессе посадки на основе нейросетевых моделей // Вестник МАИ 2015 т22 №3 гор. Москва. с.17-30

2. **В.Н.Евдокименков, Р.В.Ким, В.А.Якименко** Согласование технического и биологического сегментов эргатической системы «самолет-летчик» с использованием нейросетевого подхода // Труды МАИ 2016 № 89 г. Москва
3. **В.Н.Евдокименков, Р.В.Ким, В.А.Якименко** Индивидуально-адаптированный контроль и поддержка управляющих действий летчика на основе нейросетевых моделей // Вестник компьютерных и информационных технологий, принята в печать Москва 2016г.
4. **Д.М.Кружков, В.А.Якименко** Методы и алгоритмы оценки эффективности эксплуатации транспортных средств // Научное обозрение 2016 №11 Саратов с.142-148
5. **В.Н.Евдокименков, Р.В.Ким, В.А.Якименко** Программа формирования индивидуально-адаптированной нейросетевой модели управляющих действий летчика при выполнении типовых полетных режимов. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ №2016610115 от 11.01.2016
6. **Д.М.Кружков, В.А.Якименко** Оценка качества эксплуатации транспортного средства на основе обработки измерительной информации с использованием априорной функции потерь. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ №2015613801 от 26.03.2015
7. **Р.В.Ким, А.Б.Векшина, В.А.Якименко** Контроль функционирования систем летательного аппарата на ранних этапах эксплуатации с использованием эллипсоидальной модели состояний. // Московская молодёжная научно-практическая конференция «Инновации в авиации и космонавтике – 2014» Москва. 22 – 24 апреля 2014 г. Тезисы доклада. с. 195-196.
8. **А.Б.Векшина, В.А.Якименко** Разработка индивидуально-адаптированной системы поддержки летчика с использованием нейросетевой модели // Московская молодёжная научно-практическая конференция «Инновации в авиации и космонавтике – 2015» гор. Москва. 21 – 23 апреля 2015г. Тезисы доклада. с. 68
9. **В.Н.Евдокименков, Р.В.Ким, А.Б.Векшина, В.А.Якименко** Нейросетевая модель управляющих действий как основа формирования подсказок в индивидуально-адаптивной системе поддержки летчика // X-я Всероссийская юбилейная научно-

техническая конференция «Проблемы совершенствования робототехнических систем ЛА» гор. Москва. 26 июня 2015г. Текст доклада. с. 11-13

10. **В.А.Якименко** Индивидуально-адаптированная система поддержки управляющих действий летчика при выполнении типовых полетных режимов // XLII Международная молодежная конференция «Гагаринские чтения» , Москва. 12-15 апреля 2016г. Тезисы доклада с. 46-47

11. **В.Н.Евдокименков, Р.В.Ким, В.А.Якименко** Использование нейросетевых моделей для согласования операторских возможностей пилота с характеристиками технического сегмента эргатической системы «самолет-летчик» // XXI Международная научная конференция «Системный анализ, управление и навигация», Евпатория. 3-10 июля 2016г. Тезисы доклада с. 97-100

На защиту выносятся следующие основные положения диссертационной работы:

1. Архитектура функционально-программного прототипа индивидуально-адаптированной системы поддержки пилота на этапе посадки;
2. Индивидуально-адаптированная нейросетевая модель действий пилота на этапе посадки и алгоритмы ее построения на основе полетных данных, источниками которых являются штатные бортовые средства регистрации полетной информации
3. Алгоритмы формирования рекомендаций, направленных на повышение точности приведения ЛА на срез ВПП
4. Специализированное программно-математическое обеспечение, составляющее основу функционально-программного прототипа индивидуально-адаптированной системы поддержки пилота на этапе посадки;
5. Результаты имитационного моделирования режима посадки на программно-аппаратном симуляторе самолет МИГ-АТ, с использованием индивидуально-адаптированной системы поддержки пилота, подтверждающие эффективность индивидуально-адаптированной поддержки пилота как средства повышения точности выполнения посадочного режима

Достоверность результатов, полученных в работе, подтверждается:

- математической обоснованностью и адекватностью моделей действий летчика;

- математической обоснованностью и адекватностью моделей, реализованных в аппаратно-программном-симуляторе самолета МиГ-АТ, использованном в процессе имитационного моделирования;
- результатами имитационного моделирования процесса выполнения посадки на аппаратно-программном симуляторе самолета МиГ-АТ.

Глава 1. Современное состояние исследований в области создания систем поддержки действий летчика. Постановка технической задачи

Безопасность полетов является одним из наиболее важных критериев, определяющих современные тенденции развития авиационных систем. Применение беспилотных летательных аппаратов, совершенствование бортового оборудования пилотируемых ЛА, наземных комплексов обеспечения в той или иной степени связаны с проблемой повышения безопасности полетов. Авиационные происшествия, как правило, не бывают следствием проявления какого-либо одного опасного фактора (одной причины). Обычно они происходят в результате проявления и взаимосвязи нескольких из них. Как показывает практика, в большинстве случаев непосредственными причинами авиационного происшествия становятся действия (бездействие) авиационного персонала и/или состояние воздушного судна либо средств обеспечения полетов. Анализ статистических данных [1] (Таблица 1.1) за последние десятилетия позволяет говорить о том, что на сегодняшний день доля авиационных происшествий и катастроф, вызванных ошибочными действиями летного состава, сих пор остается недопустимо высокой. Более того, можно обоснованно предположить, что в перспективе влияние человеческого фактора на безопасность полетов будет только возрастать поскольку развитие авиационной техники, совершенствование динамических характеристик самолетов и расширение круга решаемых целевых задач неминуемо приведет к тому, что летчик будет вынужден практически мгновенно оценивать обстановку и осуществлять соответствующие управляющие действия, что вызовет рост его информационной загруженности. Одной из причин подобной ситуации может являться недостаточное внимание проблеме согласования характеристик технического сегмента эргатической системы «самолет–летчик» с операторскими возможностями пилота, что ранее было показано результатами исследований [2-5], свидетельствующими, что из-за недостаточно полного учета человеческого фактора при проектировании фактический уровень эффективности вооружения в ряде случаев снижается на 25-30%, сроки освоения систем увеличиваются в 3-5 раз, растут временные и материальные затраты на разработку и эксплуатацию.

Таблица 1.1. Статистика причин авиационных происшествий

Период Причины, %	1950	1960	1970	1980	1990	2000	Средний
Ошибки экипажа	58	57	42	44	53	46	50
Отказы техники	21	20	23	21	21	28	22
Погодные условия	16	10	13	15	9	9	12
Саботаж	5	5	11	13	10	9	9
Другие человеческие ошибки	0	8	9	6	8	8	6
Другое	0	2	2	1	0	1	1

Очевидно, что опасность возникновения особых ситуация в полете, обусловленных неправильными действиями летчика, в существенной степени зависит от его опыта, степени подготовки и психофизиологических особенностей, которые, безусловно, меняются в процессе деятельности. На сегодняшний день ошибочные действия летного состава в теоретическом плане достаточно хорошо изучены и представлены в научных трудах таких специалистов в области инженерной психологии как Геллерштейн С.Г., Платонов К.К., Пономаренко В.А., Стрелков Ю.К. и др. Анализ работ перечисленных выше авторов позволяет установить следующие основные факторы, оказывающие влияние на деятельность летчика.

1. Характеристики самого летчика:

- психофизиологические характеристики (возможности);
- уровень профессиональной подготовки и натренированности (уровень знаний, умений, навыков);
- личностные качества (мотивационные, волевые, эмоциональные);

При этом необходимо отметить, что психофизиологическое состояние летчика является достаточно динамичным явлением, способным изменяться в течение непродолжительного времени, и во многом зависит от внешних факторов, преимущественно от содержания деятельности и ее сложности.

2. Факторы внешней среды. Такими факторами будут служить параметры, характеризующие содержание (вид, сложность) и условия (физические, санитарно-гигиенические, социально-психологические) деятельности летчика.

Совокупность и взаимодействие перечисленных факторов образуют сложную систему деятельности летчика, о которой однозначно можно заявить следующее: если какие-либо элементы этой системы по своим характеристикам не соответствуют заданным требованиям, то летчик не в состоянии успешно осуществлять свои профессиональные функции и неправильные действия станут для него закономерным явлением. И, напротив, если все элементы системы по своим характеристикам строго соответствуют предъявляемым к ним требованиям, то неверные действия летчика будут носить случайный характер.

В связи с перечисленными обстоятельствами проблема разработки авиационных систем, реализующих в том или ином виде функции поддержки летчика и способствующих снижению информационной нагрузки как при выполнении типовых полетных режимов, так и в нештатных ситуациях, остается одной из актуальных проблем создания перспективных образцов авиационной техники.

Одним из возможных путей решения данной проблемы является создание и внедрение в состав бортового оборудования систем и средств поддержки летчика. Идея дополнительной информационной поддержки летчика не является новой, работы в этом направлении активно ведутся как в России, так и за рубежом. Использование систем данного класса позволяет изменить информационное поле пилота с сохранением за ним функции основного управляющего звена, обеспечив его при этом дополнительной информацией, призванной обеспечить поддержку принятия решений с целью предотвращения возникновения и развития особых ситуаций в полете.

1.1. Анализ современных подходов к разработке систем поддержки действий летчика

К настоящему моменту сложились несколько подходов к формированию и модификации информационного поля пилота с целью решения задачи поддержки его действий, которые можно разделить на две основные группы:

1) Подходы, в которых модификация информационного поля происходит с использованием средств «дополненной реальности»;

2) Подходы, в которых модификация информационного поля происходит путем формирования рекомендаций летчику, обеспечивающих поддержку принятия решений.

Первый из вышеназванных подходов базируется на последних достижениях науки и техники в области создания интерфейсов человеко-машинных систем и, по сути, заключается в расширении возможностей сенсорных систем оператора. В основном реализация такого рода идей заключается в создании наשלемых систем индикации и целеуказания. Помимо отображения информации функционал таких систем позволят также отслеживать направление поворота головы и движения глаз пилота, что в свою очередь может быть использовано для определения данных, попадающих в поле зрения летчика. На боевых летательных аппаратах этот функционал позволяет реализовывать опции указания, наведения и сопровождения цели в процессе прицеливания. Таким образом можно говорить о том, что применение систем данного класса позволяет в той или иной мере решить две основные задачи: 1) обеспечить снижение информационной нагрузки на пилота в процессе выполнения целевых задач; 2) обеспечить формирование дополнительного управляющего воздействия, которое существенным образом упрощает для летчика процесс управления летательным аппаратом, например, в режиме прицеливания.

Одним из важных направлений совершенствования систем информационной поддержки пилота на основе средств дополненной реальности является разработка аппаратно-программных комплексов, расширяющих информационное поле, воспринимаемое глазом пилота, так называемых комплексов «улучшенного видения». По функциональным характеристикам системы улучшенного видения можно разделить на три базовых класса.

Системы улучшенной визуализации формируют улучшенное изображение внешней среды по изображениям с телевизионного и телевизионного канала и отображают его на индикаторе, на лобовом стекле или многофункциональном индикаторе дисплея.

Системы синтезированного видения помимо улучшенных изображений внешней среды визуализируют данные о рельефе. Благодаря этому летчик лучше информирован об окружающих физических ограничениях, что позволяет ему с большей эффективностью действовать в случае внезапной необходимости отклониться от заданной траектории.

Системы автоматизированного видения в дополнение к функциям улучшенного видения автоматизируют обнаружение ВВП и других объектов интереса при заходе на посадку и посадке, а также обнаружение потенциально опасных препятствий при рулении самолета на ВПП.

Следующим важным направлением в области разработки систем поддержки действий летчика с использованием технологий «дополненной реальности» являются системы речевого командного интерфейса. Такие системы реализуют возможность восприятия команд пилота, отдаваемых голосом. После предварительной обработки такие команды по бортовым каналам связи команды передаются соответствующим системам бортового оборудования, которые обеспечивают их выполнение. Несмотря на очевидную привлекательность такого интерфейса, его широкое практическое применение ограничивается сложностью автоматического распознавания речи, которая многократно усиливается из-за присутствия фоновых акустических шумов.

Системы формирования рекомендаций летчику, обеспечивающих поддержку принятия решений, обеспечивают расширение информационного поля за счет формирования рекомендации на основе анализа текущей полетной ситуации путем параллельной, по отношению к пилоту, обработки данных с использованием алгоритмов, имитирующих его работу. Использование такого подхода также предполагает сохранения за пилотом функции основного управляющего звена и возможность невмешательства в его деятельность при отсутствии угроз возникновения и развития опасных ситуаций. На сегодняшний день в области создания систем, обеспечивающих поддержку принятия решений, также сложилось несколько различных подходов. В целом такие системы используют в качестве основы различные методы, описывающие действия пилота, которые в самом общем случае можно объединить в две большие группы:

- 1) Бортовые информационно-экспертные системы, использующие в том или ином виде априорную информацию;
- 2) Бортовые информационные системы, основанные на моделях деятельности летчика.

Бортовые информационно-экспертные системы в качестве ядра могут использовать алгоритмы нечеткой и/или многозначной логики, нейронные сети, нечеткие модели и другие методы имитации искусственного интеллекта. Информационную основу таких систем составляет так называемая база знаний, которая использует априорную информацию о текущей целевой задаче и текущие данные, поступающие от бортовых информационных устройств. На основе последних в базе знаний формируется ситуационный вектор, описывающий текущее состояние системы «самолет-летчик», компоненты которого определяются на основе экспертных оценок. В качестве экспертов могут, к примеру, выступать опытные пилоты. Формирование рекомендаций в таких системах реализуется на основе правил [6], полнота и непротиворечивость, которых определяется с помощью имитационного моделирования, проводимого совместно с экспертами. Математический аппарат, используемый для формирования рекомендаций, может быть различным. Наибольшее распространение на сегодня получили системы, основанные на методах нечеткой логики, аппарате искусственных нейронных сетей, механизме прецедентов.

Системы, основанные на методах нечеткой логики предполагают использование механизма, основанного на наборах продукционных правилах «если..., то..., иначе...». В разработанной системе правил ситуационному вектору, описывающему через количественные параметры текущее состояние системы, ставится в соответствие наиболее «подходящая» ситуация из конечного набора типовых ситуаций. На практике продукционные правила строятся на основе информации, полученной в результате интервьюирования экспертов или результатов исследования оптимизационных моделей. В первом случае математическая модель системы и результаты ее исследования находятся в сознании эксперта и формализуются в некоторую совокупность правил в процессе бесед с ним. Однако, такой подход является достаточно трудоемким и зачастую не слишком

результативным. Обычно, на практике, правила строятся на основе оптимизационных моделей. Суть этого подхода заключается в следующем. Для некоторой типовой ситуации, состояние которой описывается ситуационным вектором, координаты которого принимают только количественные значения, формируется математическая модель, включающая в себя:

- множество допустимых способов действий;
- механизмы связи каждого действия с результатом воздействия этого действия на развитие типовой ситуации, её исход;
- механизм оценки каждого исхода.

В процессе функционирования системы, с использованием методов синтеза оптимального управления, решается полученная оптимизационная задача. Целью решения является отыскание наиболее предпочтительного (оптимального по критерию оценки качества) набора действий в выбранной типовой ситуации. Примеры применения такого подхода можно посмотреть в [7,8].

Для ряда задач, решаемых в процессе эксплуатации летательного аппарата, можно выделить типовые ситуации, сложность которых не позволяет сформулировать для них адекватные оптимизационные математические задачи. В случае, если для них известен некоторый набор альтернативных способов ее разрешения $\{A_i\} = (A_1, A_2, \dots, A_n)$ и множество критериев $\{K_j\} = (K_1, K_2, \dots, K_k)$ оценки результата применения каждой альтернативы, то обычно применяются методы оперативного многокритериального выбора наиболее предпочтительной альтернативы. Следует отметить, что при таком подходе для реализовавшейся конкретной типовой ситуации, возможна определенная адаптация каждой альтернативы A_i и оперативная переоценка критериев $\{K_j\}$ важности. Одним из наиболее популярных подходов к решению данной задачи является метод парных сравнений Т.Саати [9]. Суть метода заключается в построении для каждого из критериев матрицы парных сравнений, являющейся квадратной и обладающей следующими свойствами:

- все элементы матрицы положительны;
- на главной диагонали матрицы расположены единицы;

- матрица обратно симметрична относительно главной диагонали;
- матрица обладает свойством транзитивности;
- наибольшее собственное число этой матрицы равно ее размерности.

Все описанные выше свойства следуют из правил построения такой матрицы:

-номер строки как и номер столбца соответствуют номеру альтернативы A_i из набора $\{A_i\} = (A_1, A_2, \dots, A_n)$;

-каждый элемент матрицы является отношением весов альтернатив на пересечении которых он находится.

Такая матрица называется «идеальной» матрицей парных сравнений, на практике получить ее практически невозможно. Вследствие данного обстоятельства при решении прикладных задач используется так называемая «экспериментальная» матрица, полученная с помощью 9-бальной шкалы Т.Саати [9].

Системы, основанные на методах оперативного многокритериального выбора наиболее предпочтительной альтернативы, обычно применяются следующий механизм вывода:

- на основе текущей информации, описывающей типовую ситуацию и допустимые альтернативы ее разрешения, генерируется полный набор альтернатив $\{A_i\}$ допустимых типов и для каждой альтернативы $A_i \in \{A_i\}$ рассчитываются числовые значения каждого критерия $K_j \in \{K_j\}$. Таким образом, каждая альтернатива, описывается вектором, координаты которого являются числовыми значениями критериев K_j . Сформированные на основе этих данных матрицы парных сравнений альтернатив для каждого критерия позволяют определить наиболее предпочтительное разрешение типовой ситуации. Следует так же отметить, что при составлении матрицы парных сравнений могут учитываться текущие (оперативные) пожелания экипажа, однако создание интерфейса ввода таких данных отдельная достаточно трудоемкая задача, которая не всегда имеет адекватное решение.

Системы, основанные на механизме прецедентов, используются в случаях, когда сложность типовых ситуаций не позволяет провести их конструктивную формализацию, но при этом существует некоторый опыт их успешного разрешения. Один из ключевых недостатков такого подхода заключается в правильном

формировании ситуационного вектора, как по количеству его компонент, так и по форме их представления. Полнота описания ситуационного вектора и связь конкретного вектора с конкретным прецедентом устанавливается при длительной работе с экспертами. Так как координаты ситуационного вектора зачастую представляют собой лингвистические переменные и/или нечеткие множества, то механизмы вывода для таких ситуаций основаны на теории нечетких множествах и нечеткой логике [10]. Такой подход основан на использовании различных алгоритмов, в основе которых могут лежать:

- алгоритмы композиционного правила нечеткого вывода Заде;
- нечеткий логический вывод Мамдани;
- методы группы Такаги-Сугено.

В [11] Л. Заде под лингвистической понимает переменную, которая принимает свои значения на множестве термов - высказываний естественного языка. К примеру, лингвистическая переменная «высота», может принимать свои значение на множестве термов {сверхнизкая, малая, средняя, большая}. При этом каждый терм описывается своей функцией принадлежности, которая и обеспечивает переход от числового значения к лингвистическому, посредством определения терма с максимальным значением функции принадлежности.

Непосредственный выбор наиболее приемлемого разрешения типовой ситуации, описанной вектором, состоящим из лингвистических переменных, осуществляется на основе нечетких правил, которые в свою очередь, формируются с помощью матрицы прецедентов, в которой каждому прецеденту ставится в соответствие множество связанных ситуационных векторов.

Помимо описанных выше подходов информационно-экспертные системы могут использовать в качестве основы алгоритмы, основанные на *аппарате искусственных нейронных сетей*. Под искусственной нейронной сетью принято понимать математическую модель, представляющую собой систему соединенных и взаимодействующих между собой простых процессоров - элементарных единиц обработки информации, накапливающих экспериментальные знания и предоставляющих их для последующей обработки [12-13]. Базовым элементом в этой системе является процессор, обычно называемый нейроном, и состоящий из двух

частей: приемника и передатчика. Теория искусственных нейронных сетей основана на современных представлениях о структуре и работе центральной нервной системы человека [12].

При использовании нейросетевого подхода понятие базы знаний и экспертные оценки заменяются непосредственно самой нейронной сетью и обучающей выборкой, используемой для определения параметров сети. Под обучающей выборкой понимают совокупность примеров, в котором каждому набору входных переменных противопоставляется известный набор выходных. На основе обучающей выборки с использованием специальной группы методов, известных как алгоритмы обучения нейронной сети, определяется ее структура и значения параметров. В процессе работы на вход обученной сети подаются текущие компоненты вектора состояния системы «самолет-летчик». В качестве отклика сети выступают значения набора выходных сигналов, которые описывают типовые действия для разрешения текущей полетной задачи. Такой подход позволяет говорить, о том, что если для обучения сети используются данные, полученные в процессе предшествующей деятельности летчика, то выдаваемые ему рекомендации основаны по существу на его предшествующем опыте разрешения подобных задач.

1.2. Современные подходы к разработке математических моделей деятельности летчика

Несмотря на все положительные качества подхода к решению задачи поддержки действий пилота, основанного на использовании информационно-экспертных систем, он обладает ключевым недостатком, который заключается в необходимости использования в том или ином виде априорной информации. При этом, следует отметить, что эти данные, по сути, описывают набор типовых ситуаций и, как следствие, не охватывают все множество возможных состояний системы «самолет-летчик». Иными словами, такой подход не является универсальным. Этого недостатка лишены системы поддержки действий пилота, основанные на использовании математических моделей человека, как оператора. В рамках такого подхода пилот рассматривается как элемент обратной связи в системе «самолет-летчик», описанный в привычных терминах теории автоматического управления.

Рассмотрим существующие на сегодняшний день методы построения моделей действий летчика.

Одной из наиболее простых моделей деятельности летчика является *модель в виде передаточной функции* с постоянными коэффициентами, отражающей следующие психофизиологические реакции летчика [14,15]:

- временную задержку реакции или период невосприимчивости, который для различных пилотов может находиться в диапазоне $\tau_{л} = 0.1 \div 0.25c$;

- динамическое нервно-мышечное запаздывание $(\tau_M p + 1)^{-1}$, где $\tau_M = 0.1 \div 0.2c$.

Подобная модель характерна для описания процессов слежения за задающим сигналом. Наиболее распространенной формой представления такой модели летчика является ее описание в виде последовательного соединения неизменяемой $W'_{л} p$ и варьируемой $W''_{л} p$ частей [14]:

$$W_{л} p = W'_{л} p W''_{л} p \quad (1.1)$$

где

$$W'_{л} p = \frac{e^{-p\tau_M}}{\tau_M p + 1} \quad (1.2)$$

$$W''_{л} p = \frac{K_{л} T_{1л} p + 1}{T_{2л} p + 1} \quad (1.3)$$

В рамках данной модели индивидуальные психофизиологические реакции летчика характеризуются динамическим запаздыванием $T_{1л}$ и форсированием $T_{2л}$.

Опыт использования вышеописанной модели показывает, что она эффективна для описания деятельности летчика, функционирующего в линейном контуре управления, на полетных режимах, для которых характерно управление по типу «компенсаторного слежения». К числу недостатков подобной модели можно отнести:

- невозможность прогноза состояния системы «самолет-летчик»;
- сложность описания деятельности летчика в процессе комбинированного управления, достигаемого синхронным перемещением нескольких органов управления.

Модель высококвалифицированного оператора

Следующее направление развития моделей, описывающих деятельность летчика в процессе управления самолетом, опирается на известный принцип инженерной психологии: высококвалифицированный оператор действует почти оптимальным образом при решении задач управления с учетом своих ограничений и своего понимания целевых задач. В качестве индивидуальных характеристик летчика, учитываемых в моделях такого класса, рассматриваются:

- временная задержка восприятия информации и принятия решений (как и в ранее рассмотренной модели на основе передаточной функции);
- блок нейро-мускульной динамики (также повторяющий рассмотренную выше модель);
- неоднозначность ответной реакции летчика, которая отождествляется с шумами, вносимыми им в процесс управления.

При этом полагается, что шумы, присутствующие в данной модели, можно разделить на шумы наблюдения, сопровождающие процесс анализа приборной информации, и двигательные шумы, обусловленные, во-первых, нестабильностью выполнения маршрутов обзора приборных панелей, и во-вторых, нестабильностью отработки управляющих воздействий. Формализация модели опирается на предположение, что летчик рассматривает в качестве оптимального плавное управление, минимизирующее энергетические затраты на его реализацию.

Степень адекватности моделей такого класса существенно выше, чем у моделей на основе передаточных функций. Однако и этим моделям присущ ряд недостатков, ограничивающих возможность их использования в качестве основы систем поддержки пилота. Принципиальный недостаток такого рода моделей состоит в том, что они слабо согласуются с самой логикой управляющих действий летчика. Выполняя тот или иной режим полета, летчик анализирует показания отдельных приборов, причем с неизбежными в условиях воздействия на летательный аппарат возмущений погрешностями. На основе проведенного анализа в сознании летчика формируется оперативный образ полета, отражающий представление о пространственном положении самолета, о текущей полетной ситуации, о выполняемом режиме полета. В случае расхождения оперативного образа полета

эталонной модели, обобщающей его опыт, квалификацию, знания динамических характеристик самолета, требования регламентирующих инструкций, летчик формирует управляющие воздействия, стремясь ликвидировать это несоответствие. То есть деятельность летчика можно представить как функционирование устройства, реализующего оптимальное управление на основе оценки вектора состояния ЛА.

Прогнозно-оптимизационная модель деятельности летчика, предложенная академиком А.А. Красовским [16], базируется на результатах фундаментальных исследований в области физиологии, принадлежащих Н.А. Бернштейну и П.К.

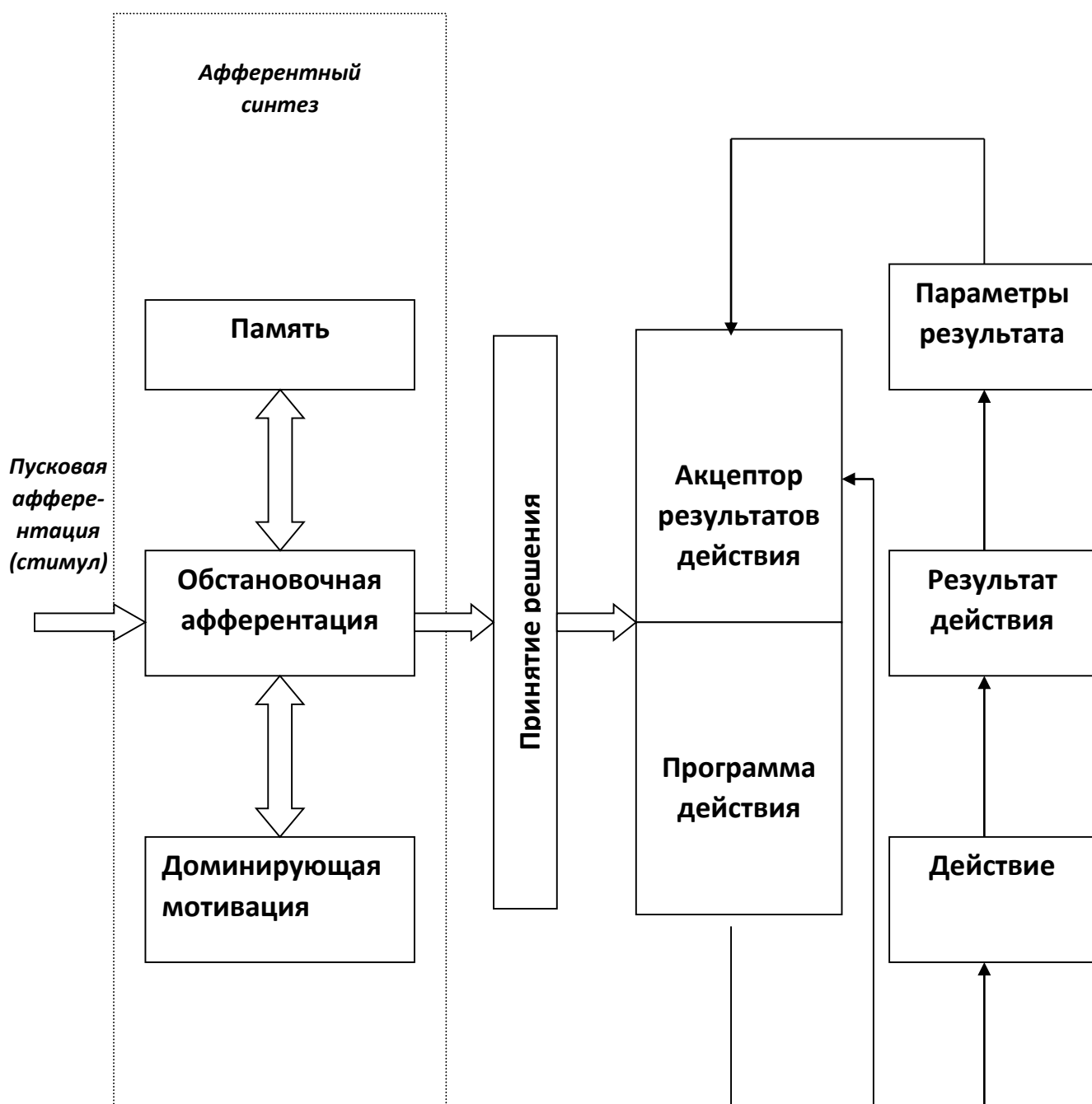


Рис. 1.1. Модель функциональной системы, предложенная П.К.Анохиным

Анохину, из которых следует наличие обратной афферентации – сложного и высокосовершенного вида биологической обратной связи. Схема психофизиологической функциональной системы, например, летчика, представлена на рис. 1.1.

В соответствии с приведенной схемой пусковой стимул воздействует на блок афферентного синтеза. Он включает формирование образа-цели на основе доминирующей мотивации, концептуальной модели, оценки ситуации, предвидения. Механизмы этих действий недостаточно исследованы, что делает невозможной строгую формализацию модели на основе этой схемы.

Следующим блоком рассматриваемой модели является блок принятия решений. В этом блоке помимо непосредственно реализации процедуры принятия решения формируется также акцептор (приемник) результатов действия. После принятия решения могут быть реализованы такие исполнительные действия, как например:

- формирование программы действий;
- реализация программы;
- переход к новому действию.

Таким образом, основными операциями в представленной неформализованной модели деятельности человека-оператора являются:

- предвидение;
- мотивация и оптимизация;
- адаптация.

Переход от описанной модели функциональной системы, предложенной П.К. Анохиным, к полуформализованной прогнозно-оптимизационной модели А.А. Красовского осуществляется с учетом факта, следующего из модели функциональной системы: управляющие действия летчика строятся на основе прогноза движения системы «самолет-летчик» с фиксированным положением рулевых органов (так называемого свободного движения) и принятия решения об управлении на основе сопоставления данного прогноза свободного движения с заданным движением. Если отталкиваться от этого предположения, функционирование системы «самолет-летчик» можно описать дифференциально-операторными уравнениями вида [14]:

$$\begin{aligned}\dot{X} &= F(X, Y, t) \\ \dot{Y} &= U\end{aligned}\tag{1.4}$$

Здесь:

$Y = Y(t)$ - субвектор, объединяющий компоненты вектора состояния системы «самолет-летчик», имеющие смысл «рулевых органов», фиксируемых при свободном движении. В качестве вектора $Y(t)$ могут выступать в зависимости от выбранного типового полетного режима перегрузки, угловые скорости, положение или скорость перемещения рулевых поверхностей, усилия на органах управления или их угловые перемещения;

$U = U(t)$ - вектор управления.

Операторное представление уравнений (1.4) позволяет в общем случае учесть в них звенья с запаздыванием, дискретные элементы и другие особенности модели. Преимуществом уравнений (1.4) является также то, что они могут описывать как системы типа «вход-выход», так и системы в пространстве состояний. В последнем случае оператор $F(X, Y, t)$ преобразуется к виду функции, описывающей правые части обыкновенных дифференциальных уравнений.

Формализация целей текущего полетного режима в рамках модели А.А. Красовского достигается с применением функционала обобщенной работы (ФОР), минимизация которого является целью оптимального синтеза управления в системе «самолет-летчик».

$$\begin{aligned}I &= V_3(X_k(t), Y_k(t), t_k) + \int_{t_0}^{t_k} Q_3(X(\tau), Y(\tau), \tau) d\tau + \\ &+ 0.5 \int_{t_0}^{t_k} U^T(\tau) K^{-1} U(\tau) + U_{оп}^T(\tau) K^{-1} U_{оп}(\tau) d\tau\end{aligned}\tag{1.5}$$

В критерии (1.5):

V_3 - заданная положительно-определенная функция, устанавливающая требования на компоненты вектора состояния системы «самолет-летчик» в заданный конечный момент t_k ;

Q_3 - заданная положительно-определенная функция, определяющая требования на компоненты вектора состояния (траекторию) при движении от текущего момента времени t_0 до конечного t_k ;

K - заданная симметричная невырожденная матрица коэффициентов штрафа за расход управления на рассматриваемом этапе полета;

$U_{оп}$ - неизвестное до решения задачи синтеза управление в замкнутой системе «самолет-летчик».

Известно [14], что оптимальное управление, минимизирующее ФОР (4.5) для системы (4.4) имеет вид:

$$U_{оп} = -K \frac{\partial}{\partial Y} \left\{ V_3 f(X, t_0, Y, t_0, t_0, t, Y, t_k) + \int_{t_0}^{t_k} Q_3 f(X, t_0, Y, t_0, t_0, t, Y, \tau, Y, \tau, \tau) d\tau \right\} \quad (1.6)$$

где $f(X, t_0, Y, t_0, t_0, t)$ - решение уравнений (1.5). Заметим, что точные значения величин, входящих в (1.6) заменяются оценками, полученными с помощью соответствующих методов фильтрации.

На рис. 1.2. представлена структура описанного полужормализованного варианта модели действий летчика в замкнутой системе «самолет-летчик»

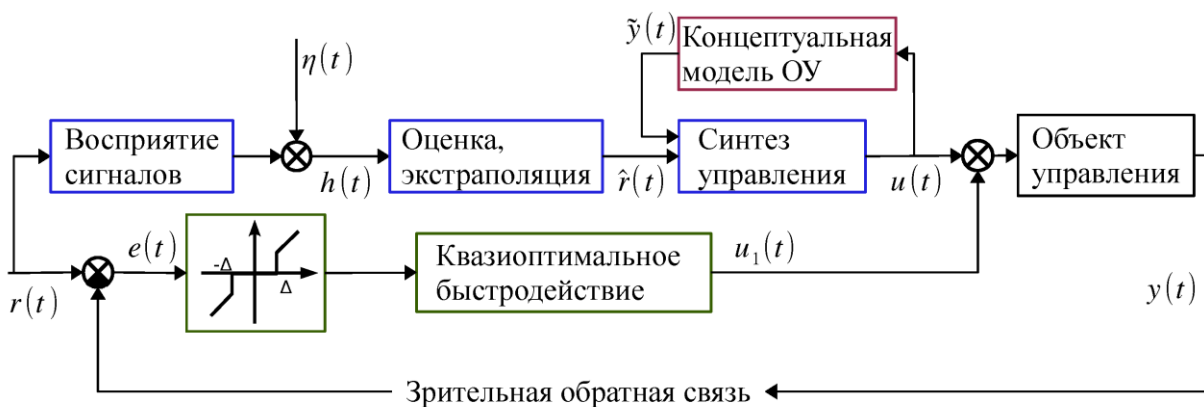


Рис. 1.2. Структурная схема полужормализованной прогнозно-оптимизационной модели деятельности летчика

Заметим, что процедура синтеза оптимальных управляющих действий «идеального» летчика на основе ФОР сталкивается с проблемой недостаточной достоверности прогноза свободного движения в условиях действующих возмущений.

Индивидуально-адаптированная поддержка летчика на основе вероятностно-гарантирующего подхода.

При всех своих преимуществах описанные выше подходы к построению ядра системы информационной поддержки пилота обладают существенным недостатком, заключающимся в том, что параметры представленных математических моделей определяются для так называемого «среднего летчика». Иными словами, при разработке современных систем такого рода используется интегральный опыт, накопленный в процессе деятельности различных летчиков. Такой подход, по сути, приводит к формированию «осредненных» рекомендаций конкретному пилоту, который возможно в текущей типовой ситуации привык действовать несколько иным способом. Такой диссонанс может вызвать у летчика замешательство, что в свою очередь может привести к потере контроля над текущей полетной ситуацией и существенно повысить опасность возникновения нештатной ситуации. Также необходимо отметить тот факт, что повышение динамики летательных аппаратов, совершенствование их технических характеристик, расширение круга решаемых задач приводит к увеличению психофизиологической нагрузки на пилота. Очевидно, что в таких условиях индивидуальные особенности управления самолетом будут проявляться у пилота все сильнее, а влияние индивидуальной манеры пилотирования на состояние замкнутой системы «самолет-летчик» будет все более существенным. Рассматривать особенности управления летательным аппаратом конкретного пилота, в качестве возмущения не представляется целесообразным, так как этот факт является проявлением индивидуального устойчивого навыка, который формируется у пилота в силу уникальности восприятия окружающего мира у каждого человека. Вышеизложенные обстоятельства позволяют утверждать, что на современном этапе развития авиационной техники создание систем поддержки летчика требует учета индивидуальных особенностей управления самолетом конкретного пилота.

Следует отметить, что формальная основа систем поддержки, учитывающих стиль управления конкретного пилота, была предложена в работах [17,18] М.Н. Красильщикова, В.Н. Евдокименкова, Д.А. Базлева, Г.Г. Себрякова. Подход описанный в работе [17] опирается на предположение о том, что любой полет может быть разбит на набор типовых полетных режимов, для каждого из которых может

быть сформирован некоторый показатель качества. Предложенная методология предполагает построение, так называемого, индивидуального вероятностного профиля пилота, который для каждого момента выполнения типового полетного режима и состояния эргатической системы «самолет-летчик», соответствующего этому моменту, позволяет определить вероятность успешного выполнения текущего этапа полета. Индивидуальный вероятностный профиль пилота представляет собой зависимость $P(R,t)$, где R - скалярный параметр, характеризующий состояние системы в момент времени t и которая визуально может быть представлена как поверхность в трехмерном пространстве. При этом скалярный параметр R представляет собой свертку текущего состояния на основе следующего соотношения:

$$R = (Z(t) - m(t))^T K_z^{-1}(t) (Z(t) - m(t)) \quad (1.7)$$

где $Z(t)$ - текущий вектор состояния системы самолет летчик, $m(t)$ - математического ожидание вектора состояния системы, $K_z(t)$ - матрица ковариации вектора состояния, отнесенные к моменту времени t . Учет индивидуальной манеры пилотирования в рассматриваемом подходе производился за счет построения индивидуального вероятностного профиля летчика на основе обработки данных, накопленных в процессе предшествующей деятельности конкретного летчика. Ключевым недостатком подхода изложенного в [17] является использование скалярного параметра R в качестве характеристики текущего состояния системы «самолет-летчик», что приводит к ситуации, при которой одному и тому же скалярному параметру R могли соответствовать различные реализации текущего вектора состояния.

Таким образом на основе проведенного анализа можно сделать следующие заключения:

1. Системы поддержки действий летчика, основанные на использовании математических моделей его действий, потенциально обладают более высоким уровнем универсальности по сравнению с информационно-экспертными системами и лишены существенного недостатка, связанного с необходимостью учета субъективных мнений специалистов-экспертов при формировании методов и алгоритмов принятия решений;

2. Современный уровень развития технического сегмента эргатических систем «самолет-летчик» приводит к необходимости учета индивидуальных особенностей управляющих действий пилота;

3. Существующие на сегодняшний день подходы к созданию систем поддержки действий летчика, учитывающие индивидуальные особенности его управляющих реакций, обладают определенными недостатками, требующими проведение дополнительных исследований в данной области.

С учетом вышеизложенных обстоятельств в следующем разделе формулируется постановка технической задачи разработки прототипа системы поддержки действий летчика развивающей идею индивидуально-адаптированного подхода, и обеспечивающей контроль и поддержку действий летчика на основе текущего состояния системы «самолет-летчик».

1.3. Постановка задачи

Будем предполагать, что любой полет может быть разбит на набор типовых полетных режимов [17], задачей каждого из которых является приведение ЛА в заданную (терминальную) область в пространстве параметров его состояния. Показателем качества выполнения типового полетного режима при таком подходе является отклонение от центра терминальной области. В дальнейшем в качестве типового полетного режима будем рассматривать режим посадки. Выбор именно этого режима обусловлен тем, что данный режим является одним из наиболее сложных в смысле реализации управляющих действий, вследствие чего именно на этот участок полета приходится наибольшее количество нештатных ситуаций. При этом, как будет показано далее, различные летчики могут осуществлять успешное приведение в терминальную область по различным траекториям, что позволяет говорить о наличии индивидуальной манеры управления самолетом. Следует так же отметить, что данный режим является наиболее регламентированным, со стороны требований к действиям пилотов, соответственно именно для режима посадки проявление индивидуальной манеры пилотирования должно быть минимальным. Таким образом, можно утверждать, что во-первых если даже для такого строго регламентированного этапа полета будут выявлены признаки наличия

индивидуального стиля пилотирования, то на остальных режимах его влияние будет более существенным и во-вторых, если на таком строго регламентированном режиме использование индивидуально-адаптированной системы поддержки позволит повысить качество его выполнения, в смысле повышения точности приведения ЛА в терминальную область, то на остальных режимах такой подход также будет эффективен. Таким образом, в работе будем рассматривать функционирование замкнутой системы «самолет-летчик» на этапе посадки, являющимся одним из типовых режимов полета. Предполагается, что задачей данного полетного режима является приведение ЛА в терминальную область в пространстве параметров его состояния в некоторый фиксированный момент времени (t^*), либо в определенной точке траектории. Для режима посадки такой точкой может служить, например, точка начала (среза) взлетно-посадочной полосы (ВПП), как показано на рис.1.3. При такой постановке будем считать, что показателем качества выполнения посадки является

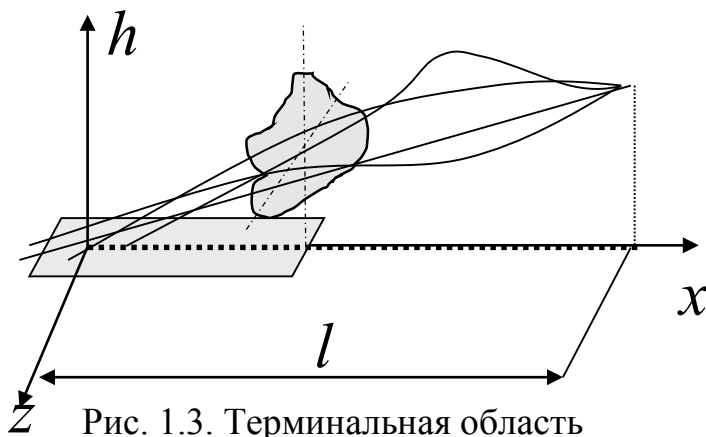


Рис. 1.3. Терминальная область на этапе посадки

отклонение от центра терминальной области на срезе ВПП.

Введем вектор

$$Z = (z_1, z_2, \dots, z_i, \dots, z_n)^T, i = 1 \dots n,$$

компонентами которого являются параметры, регистрируемые штатными бортовыми средствами регистрации полетной информации и

включающий как текущие траекторные и динамические параметры ЛА, так и параметры, описывающие его техническое состояние и управляющие действия пилота. Вектор Z по сути представляет собой вектор состояния замкнутой системы «самолет-летчик». Предположим, что терминальная область, попадание в которую характеризует успешное выполнение посадки, ограничена величинами $z_{iMIN}(l^*)$ и $z_{iMAX}(l^*), i = 1 \dots n$, которые представляют собой предельно допустимые значения отклонений параметров вектора состояния от штатной глиссады на срезе ВПП, при $l = l^*$. Следовательно, условие, характеризующее штатное выполнение посадочного режима, будет выглядеть следующим образом: $z_{iMIN} \leq z_i(l) \leq z_{iMAX}, i = 1 \dots n, l = 0$. При

такой постановке область, показанная на рисунке 1.3, будет представлять собой многомерный параллелепипед. Для удобства дальнейшего сопоставления параметров, измеряемых в различных масштабах и имеющих различные значения величин ограничений, в качестве показателей качества будем рассматривать набор нормированных величин, принимающих свои значения в интервале от -1 до +1, вычисляемых с использованием следующего соотношения:

$$\mu_i = \frac{z_i(l^*) - 0,5(z_{iMAX}(l^*) + z_{iMIN}(l^*))}{0,5(z_{iMAX}(l^*) - z_{iMIN}(l^*))}, i = 1 \dots n \quad (8)$$

Под моделью летчика будем понимать зависимость $\mu_i = \mu_i(Z, l)$, определяющую связь между текущим состоянием замкнутой системы «самолет-летчик» и прогнозируемым отклонением от центра терминальной области по i -тому компоненту вектора Z .

Для осуществления прогноза значения величины μ_i , характеризующей степень отклонения i -той компоненты вектора состояния от центра терминальной области, необходимо отыскать функциональную зависимость $\mu_i(Z, l)$. При этом следует учитывать тот факт, что разные пилоты на одном и том же летательном аппарате могут осуществлять успешное приведение в терминальную область по различным траекториям, что позволяет говорить о наличии у летчика индивидуальной манеры управления самолетом [19]. Данное утверждение позволяет говорить о том, что зависимость $\mu_i(Z, l)$, которая для каждого момента выполнения полетного режима, характеризующегося дальностью l от среза ВПП, и соответствующего этому моменту состояния Z системы «самолет-летчик» определяет прогнозируемую точность приведения самолета на ВПП выраженную скалярной величиной μ_i может рассматриваться как индивидуальная модель летчика, при условии, что данная зависимость учитывает характерную манеру управления конкретного пилота.

Учитывая сложность решения задачи прогноза приведения ЛА в терминальную область, а также тот факт, что терминальная область представляет собой многомерный параллелепипед в пространстве параметров состояния системы «самолет-летчик», ограниченный минимальными и максимальными значениями каждого из параметров, воспользуемся допущением и будем рассматривать

отклонения только одного параметра состояния на срезе ВПП, а именно высоты, с показателем качества μ_H . Обоснованием этого допущения могут служить следующие факты: первое – попадание в заданный промежуток высот на срезе ВПП является одним из ключевых условий успешного выполнения посадочного режима, второе – рассмотрение большего числа параметров приведет лишь к расширению вектора прогнозируемых параметров μ_i , что приведет к увеличению количества функций прогноза $\mu_i(Z, l)$ и никоим образом не изменит сути предлагаемого подхода. Таким образом задача сводится к отысканию способа построения модели пилота $\mu_H(Z, l)$, которая обеспечила бы учет его индивидуальной манеры управления, и разработке способов отображения пилоту рекомендаций, сформированных на основе прогнозного значения μ_H .

С учетом вышеизложенных положений требуется определить:

- Способ построения индивидуально-адаптированной модели летчика $\mu_i = \mu_i(Z, l)$ на этапе посадки;
- Способ сообщения рекомендаций пилоту в случаях, если прогнозируется нештатное приведение самолета в терминальную область.

Выводы к главе 1.

1. Рассмотрены современные направления в области разработки систем поддержки действий летчика. В основе большинства систем данного класса лежит идея расширения информационного поля пилота путем добавления дополнительных информационных сигналов. Такие информационные сигналы могут обеспечивать либо расширение сенсорного интерфейса летчика, либо обеспечивать поддержку принятия решений. И в обоих случаях целью формирования таких сигналов является стимулирование летчика к осуществлению управляющих действий, направленных на успешное решение целевой задачи. Также показано, что наибольшей универсальностью среди систем поддержки принятия решений обладают системы, основанные на использовании моделей деятельности летчика.

2. Проведен анализ существующих подходов к разработке математических моделей деятельности летчика. Показано, что основным недостатком, присущим большинству из них, является неучёт индивидуальных особенностей управляющих

реакций летчика при осуществлении пилотирования. Это обстоятельство может существенным образом ограничивать эффективность использования таких моделей, особенно в условиях совершенствования технического сегмента эргатических систем типа «самолет-летчик».

3. Учитывая данное обстоятельство сформулирована постановка технической задачи разработки индивидуально-адаптированной системы поддержки действий летчика при выполнении режима посадки.

Глава 2. Обоснование необходимости использования индивидуально-адаптированных моделей летчиков в интересах контроля и поддержки их управляющих действий при выполнении посадочных режимов

Необходимость использования индивидуально-адаптированного подхода к решению задачи контроля и анализа управляющих действий летчика, реализуемой системой поддержки, опирается на предположение о наличии устойчивых индивидуальных особенностей управления самолетом конкретным летчиком. С целью обоснования справедливости данного предположения и, как следствие, необходимости индивидуально-адаптированного подхода к контролю и поддержке управляющих действий был проведен статистический анализ данных, накопленных в процессе многократного повторения посадочных режимов различными операторами. Моделирование проводилось с использованием аппаратно-программного симулятора (АПС) самолета МиГ-АТ. Методика моделирования и структура АПС рассмотрена в следующем разделе.

2.1. Моделирование функционирования эргатической системы «самолет-летчик» при выполнении посадочных режимов

Структура аппаратно-программного симулятора (АПС) самолета МиГ-АТ, использовавшегося для проведения моделирования посадочных режимов, представлена на рис. 2.1. Функциональный макет кабины АПС включает элементы поста управления пилота – штурвал или ручку управления самолетом (РУС) и ручку управления двигателем (РУД), а также имитацию (на экране ПЭВМ) приборной доски самолета, включающую набор пилотажно-навигационных приборов, достаточный для реализации режима ручного управления. В случае необходимости на приборной доске могут располагаться дополнительные электронные образы приборов системы индикации состояния бортового оборудования, если их наличие целесообразно с точки зрения отработки интерфейса взаимодействия экипажа с пилотажно-навигационным оборудованием самолета. Эти элементы обеспечивают возможность проведения разнообразных исследований эргатической системы «самолет - внешняя среда - пилотажно-навигационное оборудование-экипаж».

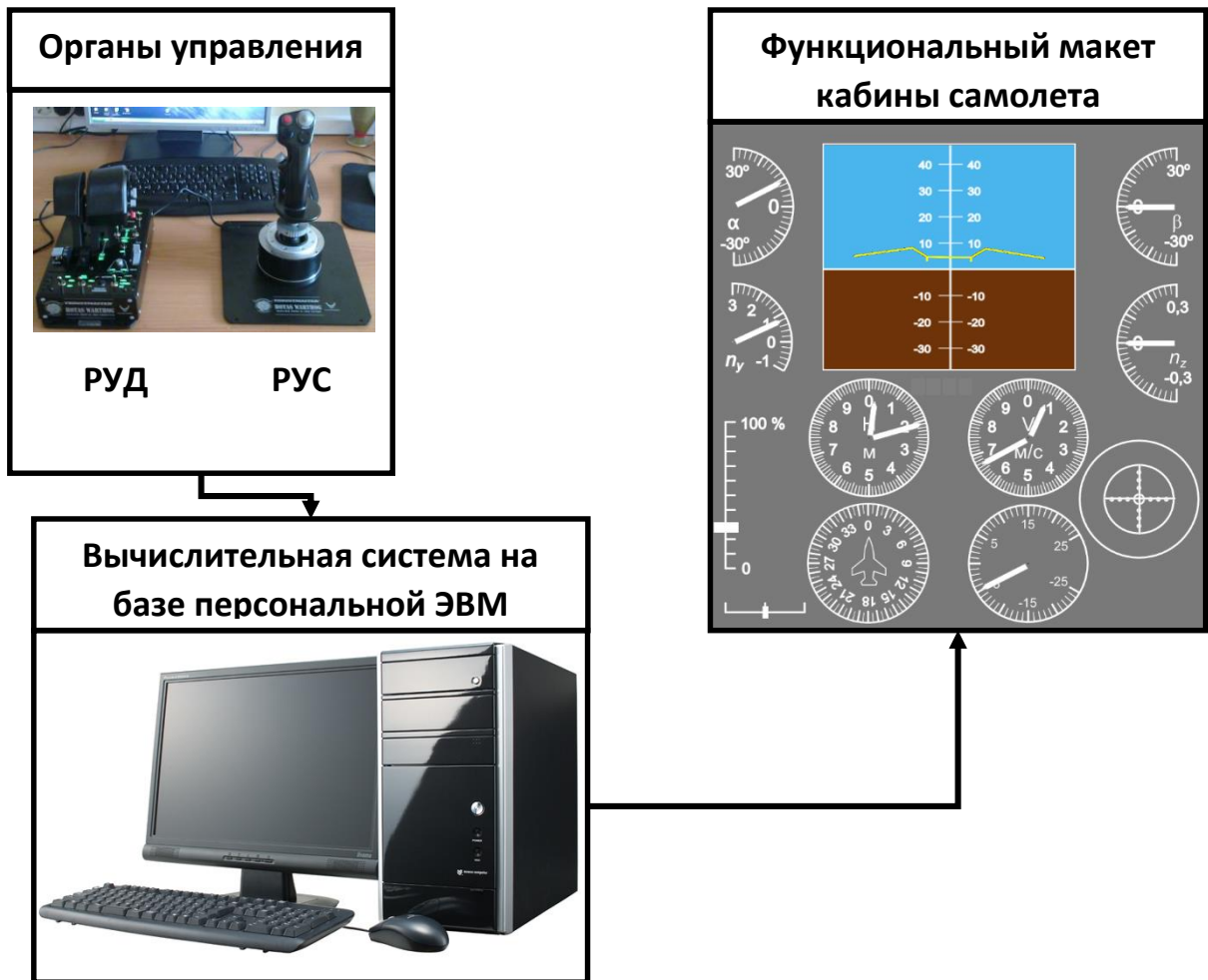


Рис. 2.1. Структурный состав аппаратно-программного симулятора самолета МиГ-АТ

Вычислительная система АПС представляет собой программно-аппаратный комплекс, состоящий из персонального компьютера и устройств сопряжения. Структура вычислительной системы представлена на рис. 2.2. Стрелками отображены информационные потоки, отражающие взаимодействие элементов вычислительной системы АПС МиГ-АТ.

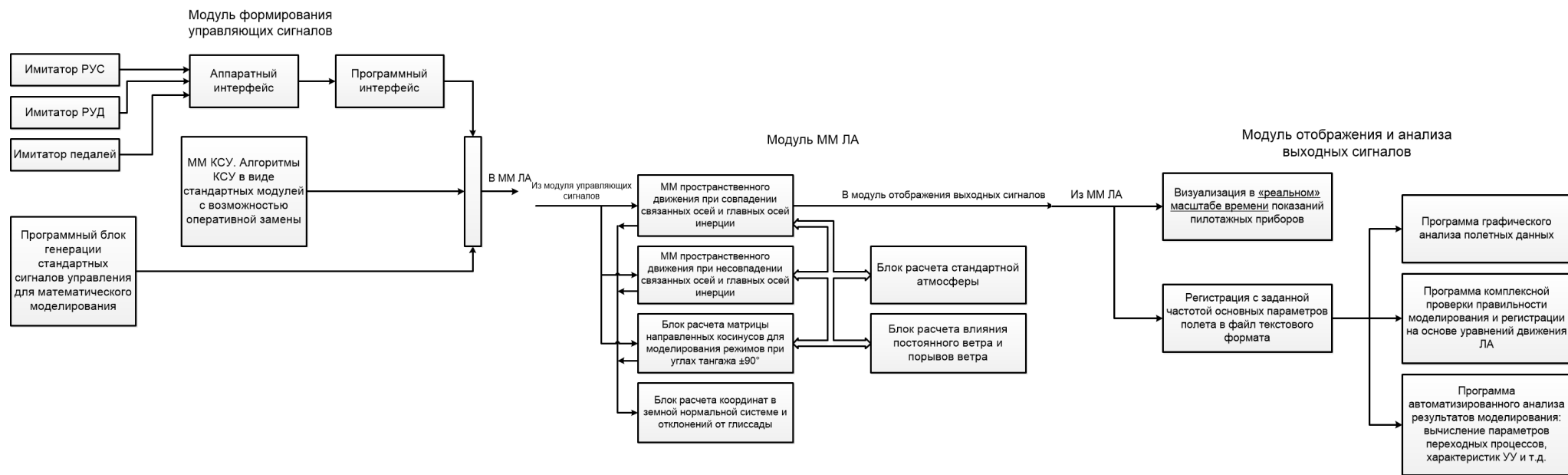


Рис. 2.2. Структура вычислительной системы АПС самолета МиГ-АТ

Информационное ядро вычислительной системы составляет подсистема моделирования движения самолета и внешней среды. Математическая модель динамики движения самолета, реализуемая в программно-математическом обеспечении (ПМО) вычислительной системы АПС, должна удовлетворять высоким и зачастую противоречивым требованиям, которые выдвигаются при одновременном решении пилотажных и навигационных задач. При моделировании пилотажных процессов, особенно на переходных режимах, основным требованием является точность воспроизведения аэродинамических характеристик самолета, тяговых и динамических характеристик силовой установки во всех диапазонах скоростей полета. Кроме того, допустимая величина шага интегрирования нелинейных дифференциальных уравнений движения самолета для обеспечения необходимой точности моделирования должна быть малой величиной, что предъявляет высокие требования к быстродействию персонального компьютера.

Поскольку основное назначение разрабатываемого АПС – моделирование пилотажных задач, в математических моделях использовано представление уравнений движения самолета МиГ-АТ в связанной и траекторной системах координат. Вычисления положения центра масс самолета производятся в прямоугольной системе координат, связанной с земной поверхностью (привязанной к аэродрому вылета). Земля при этом полагается плоской и неподвижной. Масса самолета, его моменты инерции и центровка задаются перед началом каждого эксперимента и в процессе моделирования полета полагаются неизменными. Атмосферные возмущения учитываются в виде струйных течений ветра различной ориентации. Указанные возмущения вводятся в уравнение сил и моментов и далее учитываются при формировании траекторных параметров: траекторной (кинематической) скорости, угла пути, угла наклона траектории.

Ниже приводится полная нелинейная модель пространственного движения самолета:

$$\left\{ \begin{aligned}
\frac{d\alpha}{dt} &= \omega_z - \frac{1}{\cos \beta} \left[\left(\frac{a_x}{V} - \omega_y \sin \beta \right) \sin \alpha + \left(\frac{a_y}{V} + \omega_x \sin \beta \right) \cos \alpha \right], \\
\frac{d\beta}{dt} &= \frac{a_z}{V} \cos \beta - \left(\frac{a_x}{V} \sin \beta - \omega_y \right) \cos \alpha + \left(\frac{a_y}{V} \sin \beta + \omega_x \right) \sin \alpha, \\
\frac{dV}{dt} &= a_x \cos \alpha \cos \beta - a_y \sin \alpha \cos \beta + a_z \sin \beta, \\
\frac{d\omega_z}{dt} &= \frac{J_x - J_y}{J_z} \omega_x \omega_y + q \frac{S b_A}{J_z} m_z - \frac{k_{\text{дог}} \omega_y}{J_z} - \frac{(P_{\text{нр}} + P_{\text{лео}}) y_{\text{дог}}}{J_z}, \\
\frac{d\omega_y}{dt} &= \frac{J_z - J_x}{J_y} \omega_x \omega_z + q \frac{S l}{J_y} m_y + \frac{k_{\text{дог}} \omega_z}{J_y} + \frac{(P_{\text{нр}} - P_{\text{лео}}) z_{\text{дог}}}{J_y}, \\
\frac{d\omega_x}{dt} &= \frac{J_y - J_z}{J_x} \omega_y \omega_z + q \frac{S l}{J_x} m_x, \\
\frac{d\vartheta}{dt} &= \omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma, \\
\frac{d\gamma}{dt} &= \omega_x - \text{tg } \vartheta (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma), \\
\frac{d\psi}{dt} &= \frac{1}{\cos \vartheta} (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma), \\
\frac{dH}{dt} &= \frac{dY}{dt} g = V [\cos \alpha \cos \beta \sin \vartheta - \sin \alpha \cos \beta \cos \vartheta \cos \gamma - \sin \beta \cos \vartheta \sin \gamma], \\
\frac{dX_g}{dt} &= V [\cos \alpha \cos \beta \cos \vartheta \cos \psi + \sin \alpha \cos \beta (\sin \vartheta \cos \gamma \cos \psi - \sin \gamma \sin \psi) + \\
&\quad + \sin \beta (\sin \vartheta \sin \gamma \cos \psi + \cos \gamma \sin \psi)], \\
\frac{dZ_g}{dt} &= -V [\cos \alpha \cos \beta \cos \vartheta \sin \psi + \sin \alpha \cos \beta (\sin \vartheta \cos \gamma \sin \psi + \sin \gamma \cos \psi) + \\
&\quad + \sin \beta (\sin \vartheta \sin \gamma \sin \psi - \cos \gamma \cos \psi)].
\end{aligned} \right. \quad (2.1)$$

Ускорения вдоль связанных осей:

$$\begin{cases}
a_x = qS (-c_x + c_p) / m - g \sin \vartheta = g (n_x - \sin \vartheta), \\
a_y = qSc_y / m - g \cos \vartheta \cos \gamma = g (n_y - \cos \vartheta \cos \gamma), \\
a_z = qSc_z / m + g \cos \vartheta \sin \gamma = g (n_z + \cos \vartheta \sin \gamma).
\end{cases} \quad (2.2)$$

Перегрузки вдоль связанных осей:

$$\begin{cases}
n_x = qS (-c_y + c_p) / gm = a_x / (g + \sin \vartheta), \\
n_y = qSc_y / gm = a_y / (g + \cos \vartheta \cos \gamma), \\
n_z = qSc_z / gm = a_z / (g - \cos \vartheta \sin \gamma).
\end{cases} \quad (2.3)$$

В системах уравнений (2.1) - (2.3) используются следующие обозначения:

α, β – углы атаки и скольжения, рад;

$\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – угловые скорости относительно связанных осей, рад./с;

ϑ, γ, ψ – углы тангажа, крена, рыскания, рад.;

V – истинная воздушная скорость, м/с;

$H = Y_g$ Y_g – высота полета, м;

X_g, Y_g, Z_g – координаты полета в земной нормальной системе координат;

m_x, m_y, m_z – коэффициенты аэродинамических моментов;

c_x, c_y, c_z – коэффициенты аэродинамических сил в связанной системе координат;

J_x, J_y, J_z, J_{xy} – моменты инерции относительно связанных осей, кг×м²;

m – масса самолета, кг;

l, b_A – размах крыла и длина средней аэродинамической хорды, м;

S – эквивалентная площадь крыла, м²;

$q = \rho_H V^2 / 2$ – скоростной напор, Па;

ρ_H – плотность воздуха на высоте полета, кг/м³;

$c_p = P / qS$ – коэффициент тяги двигателей;

$P_{пр}, P_{лев}$ – сила тяги правого и левого двигателей, Н;

$k_{дв}$ – кинетический момент роторов двигателей, кг м²;

$y_{дв}, z_{дв}$ – координаты двигателя относительно связанных осей, м;

$\varphi_{дв}$ – угол установки двигателей, рад.

Значения коэффициентов подъемной силы и сопротивления, определенные по результатам аэродинамических продувок, обычно задаются в полусвязанной системе координат Ox_eYeZe . Для перевода данных коэффициентов из одной системы в другую используются соотношения:

$$\begin{cases} c_x = c_{xe} \cos \alpha + c_{ye} \sin \alpha, \\ c_y = -c_x \sin \alpha + c_y \cos \alpha, \\ c_{xe} = c_x \cos \alpha - c_y \sin \alpha, \\ c_{ye} = c_x \sin \alpha + c_y \cos \alpha, \end{cases} \quad (2.4)$$

где c_{xe}, c_{ye} – коэффициенты составляющих аэродинамической силы в полусвязанной системе координат;

c_x, c_y – коэффициенты составляющих аэродинамической силы в связанной системе координат.

Линейная модель аэродинамических коэффициентов продольного и бокового движения имеет вид:

$$\begin{cases} c_{xe} = c_{x0} + c_{xe}^{\alpha} \alpha + c_{xe}^{\alpha^2} \alpha^2, \\ c_{ye} = c_{y0} + c_{ye}^{\alpha} \alpha + c_{ye}^{\delta_B} \delta_B, \\ m_z = m_{z0} + m_z^{\alpha} \alpha + m_z^{\delta_B} \delta_B + m_z^{\bar{\omega}_z} \cdot \frac{b_A}{V} \omega_z + m_z^{\bar{\alpha}} \cdot \frac{b_A}{V} \frac{d\alpha}{dt}. \end{cases} \quad (2.5)$$

$$\begin{cases} c_z = c_z^{\beta} \beta + c_z^{\delta_n} \delta_n, \\ m_x = m_x^{\beta} \beta + m_x^{\bar{\omega}_x} \frac{l}{2V} \omega_x + m_x^{\bar{\omega}_y} \frac{l}{2V} \omega_y + m_x^{\delta_n} \delta_n + m_x^{\delta_s} \delta_s, \\ m_y = m_y^{\beta} \beta + m_y^{\bar{\omega}_x} \frac{l}{2V} \omega_x + m_y^{\bar{\omega}_y} \frac{l}{2V} \omega_y + m_y^{\delta_n} \delta_n + m_y^{\delta_s} \delta_s. \end{cases} \quad (2.6)$$

где параметрами являются производные коэффициентов аэродинамических сил и моментов по углу атаки α , отклонению стабилизатора δ_B , углу скольжения β , отклонениям руля направления δ_n и элеронов δ_s , угловым скоростям ω_x , ω_y , ω_z .

При необходимости учета нелинейных аэродинамических зависимостей используются полиномы или сплайны одной или нескольких переменных.

Для моделирования условий, приближенных к реальным условиям эксплуатации в симуляторе реализуются:

- модель стандартной атмосферы по [20], по которой в том числе рассчитываются значения плотности воздуха и статического давления на высоте полета;
- модель ветра, в которой ветер (скорость и направление) представлен как произвольная функция от времени, задаваемая в соответствии с целями эксперимента.

Пусть скорость ветра задается тремя проекциями на оси земной нормальной системы координат $V_{xg-w}, V_{yg-w}, V_{zg-w}$. Тогда проекции воздушной скорости самолета в земной нормальной системе координат имеют вид:

$$\begin{cases} V_{xg-a} = V_{xg} + V_{xg-w}, \\ V_{yg-a} = V_{yg} + V_{yg-w}, \\ V_{zg-a} = V_{zg} + V_{zg-w}. \end{cases} \quad (2.7)$$

где V_{xg}, V_{yg}, V_{zg} – значения проекций скорости ЛА в спокойной атмосфере на оси нормальной земной системы. Эти скорости равны правым частям последних трех уравнений системы (2.1):

$$V_{yg} = \frac{dY}{dt} g, V_{xg} = \frac{dX}{dt} g, V_{zg} = \frac{dZ}{dt} g.$$

Очевидно, что модуль вектора воздушной скорости равен:

$$V_a = \sqrt{V_{xg-a}^2 + V_{yg-a}^2 + V_{zg-a}^2}. \quad (2.8)$$

Проекции воздушной скорости в связанной системе координат получим, умножая проекции (2.6) на матрицу перехода от земной нормальной к связанной системе координат согласно [21]:

$$\begin{bmatrix} V_{x-a} \\ V_{y-a} \\ V_{z-a} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \gamma & \sin \vartheta & -\sin \psi \cos \vartheta \\ \sin \psi \sin \gamma - \cos \psi \sin \vartheta \cos \gamma & \cos \vartheta \cos \gamma & \cos \psi \sin \gamma + \sin \psi \sin \vartheta \cos \gamma \\ \sin \psi \cos \gamma - \cos \psi \sin \vartheta \sin \gamma & -\cos \vartheta \sin \gamma & \cos \psi \cos \gamma - \sin \psi \sin \vartheta \sin \gamma \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} V_{xg-a} \\ V_{yg-a} \\ V_{zg-a} \end{bmatrix} \quad (2.9)$$

Используя проекции (2.9) воздушной скорости на связанные оси, запишем формулы для углов атаки и скольжения с учетом ветра:

$$\alpha_w = -\arctan \frac{V_{y-a}}{V_{x-a}}, \quad \beta_w = \arcsin \frac{V_{z-a}}{V_a}, \quad (2.10)$$

где α_w, β_w – значения углов атаки и скольжения с учетом ветра.

Вычисления проводятся следующим образом:

- задаются проекции скорости ветра в земной системе координат и начальные условия для системы (2.1);
- на основе выражений (2.7) - (2.9) вычисляются для начальных условий значения углов атаки и скольжения α_w, β_w с учетом ветра;
- выполняется численное решение дифференциальных уравнений для спокойной атмосферы (2.1) с учетом соотношений (2.2) и (2.3). В процессе решения в формулы (2.4) - (2.6) подставляются углы атаки и скольжения α_w, β_w , вычисленные с учетом ветра.

Скоростной напор $q = \rho_H V_a^2 / 2$, и выражения (2.5), (2.6) также рассчитываются с учетом ветра, где вместо V подставляется V_a – воздушная скорость, рассчитанная в соответствии с (2.8).

Полная пространственная модель систем «самолет– внешняя среда» с переменной массой и динамической конфигурацией для обеспечения характеристик устойчивости и управляемости самолета в режиме ручного управления в разработанной версии АПС представляется в виде уравнения состояния

$$\dot{X} = F(X, U, W, A, t),$$

где x - вектор состояния самолета, U - вектор управляющих воздействий, W - вектор возмущающих воздействий, A - вектор нестационарных параметров, t - текущее время.

Вектор состояния x представляет собой блочный вектор, образованный подвекторами:

- пилотажных параметров, включающих углы тангажа, крена, рыскания и их угловых скоростей;
- траекторных параметров, в состав которых входят траекторная (кинематическая) скорость движения центра масс самолета, угол наклона траектории, угол пути, высота полета и координаты центра масс в прямоугольной системе координат, связанной с точкой старта;
- навигационных параметров.

Вектор нестационарных параметров A включает аэродинамические характеристики самолета (коэффициенты аэродинамических сил и моментов по связанным осям), высотно-скоростные характеристики двигателя, параметры стандартной атмосферы и зависящие от региона полета ускорение свободного падения.

Вектор возмущений w содержит проекции скорости ветра. Проекции скорости ветра включают составляющие, зависящие от турбулентности атмосферы, и изменяемого по высоте струйного бокового и попутного или встречного ветра (градиентного ветра).

Таким образом, пространственная модель движения самолета описывается нелинейной нестационарной системой дифференциальных уравнений высокой размерности. Кроме того, для замыкания контура ручного управления и формирования измерений эта система дифференциальных уравнений дополнена системой нелинейных алгебраических уравнений, вычисляющих дополнительные параметры (число Маха, углы атаки и скольжения, перегрузки в проекциях на связанные оси самолета, абсолютные ускорения в проекциях на связанные оси, относительные и абсолютные угловые скорости, вертикальная скорость, путевая скорость и путевой угол, географическая широта и долгота текущего положения самолета).

Как и в традиционных пилотажных стендах, в рамках рассматриваемого АПС решение уравнений моментов выполняется в проекциях на оси связанной системы координат, уравнения сил решаются в траекторной системе координат. Траекторные скорости и координаты текущего местоположения центра масс самолета определяются путем решения кинематических уравнений в различных системах координат (прямоугольных, сферических, геодезических) с учетом параметров формы и вращения земного геоида, а также с учетом состояния атмосферы.

Подсистема приема управляющих команд (рис. 2.2) обеспечивает расчет составляющих вектора управляющих воздействий U , присутствующего в динамической модели самолета. В вектор управляющих воздействий в общем случае входят сигналы управления в каналах руля высоты, элеронов, руля направления, перемещения ручки управления двигателем. Эти сигналы рассчитываются в зависимости от перемещения ручки управления с учетом динамических характеристик исполнительных механизмов (приводов).

Модуль регистрации данных в составе АПС имеет расширяемый интерфейс, позволяющий регистрировать в ходе эксперимента параметры состояния системы «самолет-летчик». Реализованные в составе АПС алгоритмы в совокупности с высокой производительностью современных ПЭВМ позволяют регистрировать данные с частотой 100 герц.

Моделирование процесса функционирования системы «самолет-летчик» при выполнении типового полетного режима посадки с использованием описанного выше аппаратно-программного симулятора самолета МиГ-АТ осуществлялось на основании следующего сценария. В процессе экспериментов участвовали два оператора (пилота). Каждым из операторов в процессе экспериментальных исследований выполнено 50 посадочных режимов при одинаковых начальных условиях. В качестве возмущений учитывались струйные порывы ветра различной интенсивности и ориентации.

Каждая посадочная траектория с использованием «Подсистемы регистрации и документирования результатов моделирования» в составе АПС описывалась с помощью дискретного набора векторов $Z(l_i)$, компоненты которых объединяют траекторные параметры самолета и параметры, характеризующие перемещения

органов управления, в зависимости от дальности l_i до центра ВПП. Компоненты вектора Z приведены в таблице 2.1.

Таким образом, результаты экспериментальных исследований траектории посадки на АПС самолета МиГ-АТ в совокупности представлены наборами реализаций $Z^{1,j}(l_i), Z^{2,j}(l_i), j=1, \dots, 50; i=1, \dots, 600$, где верхние индексы 1,2 указывают на номер конкретного оператора, индекс j соответствует номеру полета, а индекс i задает удаление до центра ВПП.

Таблица 2.1. Компоненты вектора состояния системы «самолет-летчик», регистрируемые в процессе выполнения посадочных режимов с использованием АПС самолета МиГ-АТ

№	Компоненты вектора состояния	Ед. измерения
1	Полётное (модельное) текущее время	с
2	Модуль вектора воздушной скорости	м/с
3	Отклонение руля высоты	градусы
4	Отклонение руля направления	градусы
5	Отклонение элерона	градусы
6	Тяга двигателей в текущий момент времени	Н
7	Угловая скорость по крену	градусы/с
8	Угловая скорость по рысканью	градусы/с
9	Угловая скорость по тангажу	градусы/с
10	Перегрузка по оси X	ед
11	Перегрузка по оси Н	ед
12	Перегрузка по оси Z	ед
13	Тангаж	градусы
14	Крен	градусы
15	Угол атаки с учётом ветра	градусы
16	Угол скольжения с учётом ветра	градусы
17	Высота	м
18	Число Маха	ед
19	Перемещение РУС (канал тангажа)	ед [-1 ; 1]
20	Коэффициент силы сопротивления в полусвязанной системе координат	ед
21	Коэффициент подъемной силы в полусвязанной системе координат	ед
22	Отклонение руля высоты	градусы

23	Перемещение РУС (канал тангажа)	ед [-1 ; 1]
24	Рысканье	градусы
25	Проекция воздушной скорости на ось X в земной нормальной системе координат	м/с
26	Проекция воздушной скорости на ось Н в земной нормальной системе координат	м/с
27	Проекция воздушной скорости на ось Z в земной нормальной системе координат	м/с
28	Истинная воздушная скорость	км/ч
29	Угол атаки	градусы
30	Угол скольжения	градусы
31	Перемещение РУС (канал крена)	ед [-1 ; 1]
32	Отклонение глissадной планки	ед [-1 ; 1]
33	Отклонение курсовой планки	ед [-1 ; 1]
34	Координата по оси X	м
35	Координата по оси Z	м
36	Угол наклона траектории	градусы
37	Скоростной напор	Па
38	Разность между Z-координатой ЛА и Z-координатой КРМ (расстояние до линии глissады по горизонтали)	м
39	Разность между текущей высотой ЛА и высотой точки на линии глissады, координата X которой соответствует X-координате ЛА (расстояние до линии глissады по вертикали)	м

Сформированная таким образом выборка посадочных траекторий, выполненных двумя операторами, использовалась для дальнейшего обоснования необходимости и возможности реализации индивидуально-адаптированного подхода к контролю и поддержке управляющих действий летчика при выполнении типовых полетных режимов предполагающего проверку следующих утверждений:

1) в процессе подготовки у летчика вырабатывается определенный стереотип поведения, который проявляется в присущей ему манере управления самолетом (летном «почерке»), сохраняющейся в процессе его профессиональной деятельности. Справедливость этого утверждения предполагает отсутствие статистически достоверных различий между параметрами состояния системы «самолет-летчик», соответствующими различным посадочным траекториям, выполненным одним и тем же летчиком. В математической статистике подобная задача известна как задача

анализа различий между двумя зависимыми выборочными совокупностями, поскольку экспериментальные данные объединяют результаты многократного выполнения посадочного режима одним и тем же летчиком;

2) Особенности формирования летчиком приборного образа полета, выработки управляющих команд, адекватных этому приборному образу, и их реализация путем координированного перемещения органов управления (РУС, РУД) двух различных летчиков отличаются друг от друга. Справедливость этого утверждения, напротив, предполагает наличие статистически достоверных различий между параметрами состояния системы «самолет-летчик», соответствующими посадочным траекториям, выполненными различными летчиками. Подобная задача в математической постановке формулируется как задача анализа различий между двумя независимыми выборочными совокупностями, поскольку экспериментальные данные объединяют результаты многократного выполнения посадочного режима разными летчиками.

В следующем разделе рассмотрены методы статистической обработки данных, позволяющие решить сформулированные выше задачи.

2.2. Методы статистической обработки результатов моделирования посадочных режимов на аппаратно-программном симуляторе самолета МиГ-АТ

Подавляющее большинство методов анализа различий между выборочными совокупностями основаны на проверке гипотез о наличии различий в значениях каких-либо параметров распределения некоторой скалярной случайной величины Z , на основе которой проводится сравнение выборок. Объектом статистического исследования в нашем случае выступают две выборочные совокупности, каждая из которых содержит реализации значений некоторого скалярного параметра состояния системы «самолет-летчик», накопленные в результате многократного повторения посадочных режимов каждым из двух операторов, либо различными операторами. В качестве скалярных случайных величин, на основе которых проводится сравнение выборочных совокупностей, выступают компоненты вектора состояния системы «самолет-летчик», перечень которых представлен в таблице 2.1.

Современный аппарат математической статистики предлагает разнообразные методы анализа различий между двумя выборочными совокупностями [22-25],

которые можно объединить в две группы в зависимости от характера распределения скалярного показателя, на основе которого проводится сравнение групп:

1) критерий Стьюдента (для независимых и зависимых выборок), используемый в том случае, если распределение скалярного показателя, на основе которого проводится сравнение выборок, подчиняется нормальному закону;

2) ранговые методы, используемые в ситуациях, когда распределение скалярного показателя, на основе которого проводится сравнение выборок, не подчиняется нормальному закону хотя бы в одной из групп. Среди ранговых критериев для анализа парных групповых различий используют:

- критерий Манна-Уитни, объектом применения которого являются независимые выборочные совокупности;

- критерий Уилкоксона, используемый в случае зависимых выборок.

Таким образом, первая задача, возникающая в процессе анализа различий между двумя выборочными совокупностями, заключается в подтверждении (или, напротив, опровержении) того факта, что распределение значений скалярного показателя, на основе которого проводится сравнение групп, подчиняется нормальному закону распределения. Для этой цели используется группа статистических критериев, называемых критериями согласия [23]. В диссертационной работе для анализа распределения значений параметров состояния системы «самолет-летчик» использовался критерий согласия Колмогорова-Смирнова.

В основе критерия Колмогорова-Смирнова лежит проверка предположения (нулевой гипотезы)

$$H_0: F_T(Z) = F(Z) \quad (2.11)$$

против альтернативы

$$H_1: F_T(Z) \neq F(Z) \quad (2.12)$$

где $F_T(Z), F(Z)$ - соответственно теоретическая функция нормального распределения и экспериментальная функция распределения случайной величины Z . Подтверждение нулевой гипотезы указывает на соответствие выборочного распределения нормальному закону. Для проверки выдвинутого предположения

(2.11) на основе экспериментальных данных используется выборочные аналог $\hat{F}(Z)$ функции распределения $F(Z)$.

В качестве меры близости функций $F_T(Z), \hat{F}(Z)$ в критерии согласия Колмогорова-Смирнова используется статистика вида [22]:

$$D = \sup_{0 < \mu < \infty} |F_T(Z) - \hat{F}(Z)| \quad (2.13)$$

Из вида этой статистики следует, что она принимает тем большее значение, чем более выражены различия между функциями $F_T(Z), \hat{F}(Z)$. Иными словами, большое значение этой статистики является индикатором различий между теоретическим нормальным и выборочным распределениями. Проблема заключается в том, что таким образом определенная статистика является случайной величиной, поскольку она рассчитывается на основе значений выборочных функций распределения, которые являются случайными. Известно следующее свойство, которым обладает случайная величина D [23]: если справедлива нулевая гипотеза ($H_0: F_T(Z) = F(Z)$) случайная величина $\sqrt{n}D$, где n - объем выборки (количество реализаций скалярного показателя), обладает устойчивыми статистическими свойствами, которые описываются распределением Колмогорова. Функция распределения Колмогорова $\Phi(X)$ задается зависимостью вида:

$$\Phi(X) = \begin{cases} \sum_{k=-\infty}^{\infty} (-1)^k \exp\{-2k^2 x^2\}, x > 0; \\ 0, x \leq 0 \end{cases} \quad (2.14)$$

Используя известную функцию распределения Колмогорова сформулируем правило для проверки согласия выборочного и теоретического нормального распределений:

1) задается значение доверительной вероятности α , определяющее требование к достоверности вывода.

2) на основе известной функцию распределения Колмогорова (2.14) для выбранного значения доверительной вероятности α находится значение квантили Z_α :

$$\Phi(Z_\alpha) = \alpha \quad (2.15)$$

3) на основе значений функций распределения $F_T(Z), \hat{F}(Z)$ рассчитывается соответствующее им наблюдаемое значение статистики D (2.13),

4) проверяется условие:

$$\sqrt{n}D_n \leq Z_\alpha \quad (2.16)$$

подтверждение которого позволяет с гарантированной вероятностью α утверждать, что распределение скалярного показателя, на основе которого проводится сравнение выборок, подчиняется нормальному закону. Нарушение вышеприведенного неравенства указывает на их существенные различия. В том случае, если на основе вышеописанного критерия Колмогорова-Смирнова подтвержден тот факт, что распределение значений случайного показателя в обеих сравниваемых группах подчиняется нормальному закону, для анализа различий между группами используется критерий Стьюдента.

Критерий Стьюдента для независимых выборок формулируется следующим образом. Пусть имеются две независимые нормальные выборки $Z(1) = (z(1)_1, z(1)_2, \dots, z(1)_{n1})$ и $Z(2) = (z(2)_1, z(2)_2, \dots, z(2)_{n2})$ скалярного случайного показателя Z объемами $n1$ и $n2$ с неизвестной, но одинаковой дисперсией σ^2 . В основе критерия Стьюдента лежит проверка предположения о равенстве математических ожиданий значений случайного показателя в обеих группах: $H_0: M_{z1} = M_{z2}$. Дальнейшее использование критерия Стьюдента предполагает выполнение следующих действий:

1. На основе выборочных значений $Z(1) = (z(1)_1, z(1)_2, \dots, z(1)_{n1})$ и $Z(2) = (z(2)_1, z(2)_2, \dots, z(2)_{n2})$ вычисляются выборочные оценки математических ожиданий:

$$\overline{M_{z1}} = \frac{1}{n_1} \sum_{i=1}^n z_i^{(1)} \quad \text{и (2.17)}$$

$$\overline{M_{z2}} = \frac{1}{n_2} \sum_{j=1}^n z_j^{(2)},$$

а также выборочные оценки дисперсий:

$$s_{z1}^2 = \frac{1}{n_1 - 1} \sum_{i=1}^{n_1} \left([z_i^{(1)} - \overline{M_{z1}}] \right)^2$$

$$s_{z2}^2 = \frac{1}{n_2 - 1} \sum_{j=1}^{n_2} \left([z_j^{(2)} - \overline{M_{z2}}] \right)^2$$

$$S^2 = \frac{1}{n_1 + n_2 - 2} [(n_1 - 1)s_{z_1}^2 + (n_2 - 1)s_{z_2}^2] \quad (2.18)$$

2. Рассчитывается статистика Стьюдента:

$$t = \left(\frac{\overline{M_{z_1}} - \overline{M_{z_2}}}{S} \right) \sqrt{\frac{n_1 n_2}{n_1 + n_2}} \quad (2.19)$$

которая обладает следующим доказанным свойством: при справедливости гипотезы H_0 случайная величина t подчиняется теоретическому распределению Стьюдента (t -распределению) с $(n_1 + n_2 - 2)$ степенями свободы.

3. Для заданного уровня доверительной вероятности α ($\alpha \geq 0.95$), используя таблицу распределения Стьюдента, определяется критический уровень (квантиль) распределения Стьюдента – t_{α} , соответствующая доверительной вероятности α . Гипотеза H_0 отвергается в случае, если рассчитанная на основе экспериментальных данных статистика t больше значения квантиля t_{α} . Это значит, что имеют место статистически достоверные различия между выборками по значениям случайного показателя Z .

В отличие от рассмотренного критерия Стьюдента для независимых выборок в случае зависимых выборок для оценки различий между сравниваемыми группами используется статистика вида:

$$t = \frac{M_d}{S_d} \quad (2.20)$$

где:

$$M_d = \frac{\sum_{i=1}^n [(z)_i^{(1)} - z_i^{(2)}]}{n} \quad (2.21)$$

$$S_d = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n M_{di}^2 - \frac{\left(\sum_{i=1}^n [(M_{di})^2]\right)}{n}}{n(n-1)}} \quad (2.22)$$

Доказано [23], что в случае справедливости предположения об отсутствии различий между сравниваемыми выборками эта статистика имеет теоретическое t -распределение с $(n-1)$ степенями свободы. Правило выработки решения о наличии/отсутствии различий между выборками аналогично, рассмотренному выше:

для заданного уровня доверительной вероятности α ($\alpha \geq 0.95$), используя таблицу распределения Стьюдента, определяется критический уровень (квантиль) распределения Стьюдента $-t_{\alpha}$, соответствующая доверительной вероятности α . Если рассчитанная на основе экспериментальных данных статистика t (2.20) больше значения квантили t_{α} . Принимается решение о наличии статистически достоверного различия между выборками по значениям случайного показателя Z .

Далее рассмотрим ранговые методы, используемые для оценки статистической значимости различий между двумя выборочными совокупностями. Необходимость использования этих методов возникает, когда распределение значений случайного показателя, по которому проводится сравнение выборок, хотя бы в одной из сравниваемых групп, не подчиняется нормальному закону.

К числу наиболее используемых ранговых методов относятся критерий Манна-Уитни для случая независимых выборок и критерий Уилкоксона, применяемый для анализа зависимых выборочных совокупностей.

Ранговые критерии основаны на переходе от анализа конкретных значений числовой переменной к анализу информации об их взаимной упорядоченности. Для этого осуществляют переход от исходных числовых значений к их рангам. Рангом называют тот номер, который получает некоторое значение переменной в упорядоченной по определенному правилу (например, в порядке возрастания значений переменной) совокупности всех значений. Привлекательность ранговых критериев заключается в том, что они надежно работают при очень слабых предположениях о характере распределения экспериментальных данных, не требуя, чтобы эти распределения подчинялись какому-либо конкретному закону.

Критерий Манна-Уитни представляет собой ранговый критерий, который используется для оценки различий между двумя независимыми выборками, он является непараметрической альтернативой критерия Стьюдента для независимых выборок. Как и ранее предположим, что в результате проведенных экспериментов сформированы две независимые выборки $Z(1) = (z(1)_1, z(1)_2, \dots, z(1)_{n1})$ и $Z(2) = (z(2)_1, z(2)_2, \dots, z(2)_{n2})$ объемами $n1$ и $n2$. Пусть F_{z1}, F_{z2} - функции распределений случайных величин $Z(1)$ и $Z(2)$. В основе критерия Манна-Уитни лежит проверка гипотезы $H_0: F_{z1} = F_{z2}$, альтернативой которой является предположение $F_{z1} \neq F_{z2}$. То есть критерий

Манна-Уитни позволяет делать выводы о наличии различий между сравниваемыми группами на основе различий в положениях соответствующих им функций распределения.

Дальнейшая реализация критерия Манна-Уитни предполагает попарное (каждого с каждым) сравнение значений обеих выборочных совокупностей. В результате сравнения рассчитывается значение статистики Манна-Уитни согласно формуле:

$$U = \sum_{i=1}^{n_1} \sum_{j=1}^{n_2} I\{z_i^{(1)} < z_j^{(2)}\} \quad (2.23)$$

где индикаторная функция:

$$I\{z_i^{(1)} < z_j^{(2)}\} = \begin{cases} 1, & z_i^{(1)} < z_j^{(2)} \\ 0, & z_i^{(1)} > z_j^{(2)} \end{cases} \quad (2.24)$$

Таким образом, для статистики U выполняется условие. $0 \leq U \leq n_1 n_2$. При справедливости гипотезы $H_0: F_{z_1} = F_{z_2}$ выполняется условие

$$P(z_i^{(1)} < z_j^{(2)}) = P(z_i^{(1)} > z_j^{(2)}) = 0.5 \quad (2.25)$$

то есть, при отсутствии существенных различий между сравниваемыми группами, значение статистики Манна-Уитни не должно значительно отклоняться от $n_1 n_2 / 2$. В случае достаточно больших объемов $n_1, n_2 \geq 30$ сравниваемых выборок $Z(1)$ и $Z(2)$ используют аппроксимацию распределения статистики U стандартным нормальным распределением с последующей проверкой гипотезы H_0 с использованием квантилей нормального распределения. Для этого вместо исходной статистики Манна-Уитни U используется величина Q :

$$Q = \frac{(U - m_U)}{\sigma_U}, \text{ где}$$

$$m_U = \frac{n_1 n_2}{2},$$

$$\sigma_U^2 = \frac{n_1 n_2 (n_1 + n_2 + 1)}{12} \quad (2.26)$$

При справедливости гипотезы H_0 статистика Q имеет стандартное нормальное распределение с нулевым математическим ожиданием и единичной дисперсией. В этом случае правило проверки гипотезы H_0 формулируется следующим образом:

гипотеза отвергается в пользу альтернативы, если оказывается малой вероятность $1 - \Phi(Q)$, где $\Phi(Q)$ – функция стандартного нормального распределения (функция Лапласа).

Критерий Уилкоксона является ранговым методом оценки различий между зависимыми выборками случайных величин. Реализация критерия Уилкоксона предполагает выполнение следующих действий: на основе выборочных значений $Z(1) = (z(1)_1, z(1)_2, \dots, z(1)_{n1})$ и $Z(2) = (z(2)_1, z(2)_2, \dots, z(2)_{n2})$ рассчитываются разности $W_i = Z(2)_i - Z(1)_i$, $i=1, \dots, n$, и их абсолютные значения $|W_i| = |Z(2)_i - Z(1)_i|$. Полученные значения $|W_i|$ ранжируются и каждому значению $|W_i|$ ставится в соответствие его ранг R_i – порядковый номер в упорядоченной по возрастанию выборке $|W_i|$. В качестве статистики Уилкоксона выступает величина T , представляющая собой сумму рангов положительных значений W_i . При достаточно больших объемах выборок $n \geq 30$ используется нормированная центрированная статистика Уилкоксона.

$$\bar{T} = \frac{T^* - \frac{n(n+1)}{4}}{\sqrt{\frac{n(n+1)(2n+1)}{24}}} \quad (2.27)$$

Статистика Уилкоксона при справедливости предположения об отсутствии различий между сравниваемыми выборочными совокупностями имеет стандартное нормальное распределение. Правило выработки решения о наличии/отсутствии различий между сравниваемыми выборочными совокупностями на основе нормированной центрированной статистики Уилкоксона аналогично правилу, рассмотренному ранее для критерия Манна-Уитни.

2.3. Результаты статистической обработки траекторий посадки, выполненных различными летчиками

В процессе обработки данных, полученных в результате моделирования процесса посадки, предварительно был проведен качественный анализ значений траекторных параметров и параметров, характеризующих управляющие действия операторов. На рис. 2.3 – 2.7 в качестве примера представлены зависимости,

отражающие их изменение вдоль траектории посадки для каждого из двух операторов (летчиков), участвовавших в эксперименте.

Приведенные зависимости выявляют достаточно ярко выраженные различия в значениях параметров, что служит подтверждением наличия у операторов индивидуальной манеры управления самолетом. Однако, строгое обоснование наличие такой манеры и, как следствие, подтверждение необходимости применения индивидуально-адаптированного подхода при создании систем поддержки действий летчика требует более строгого обоснования. Такое обоснование может быть получено на основе статистической обработки экспериментальных данных с использованием методов, изложенных в разделе 2.2.

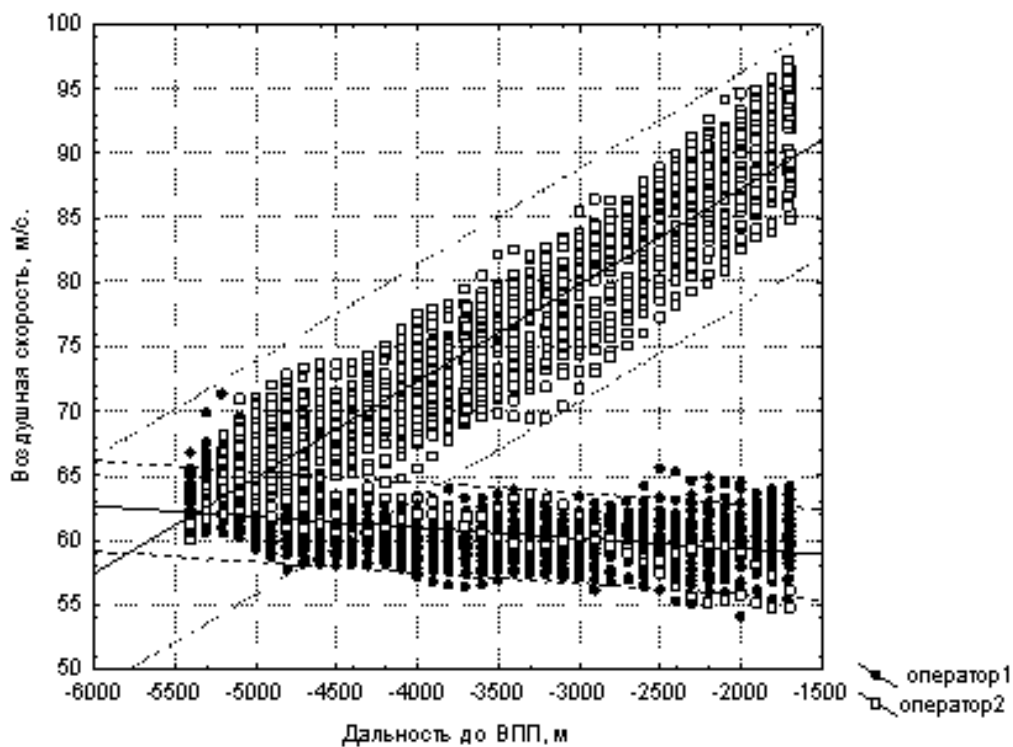


Рис 2.3. Изменение значений воздушной скорости в зависимости от дальности до ВПП

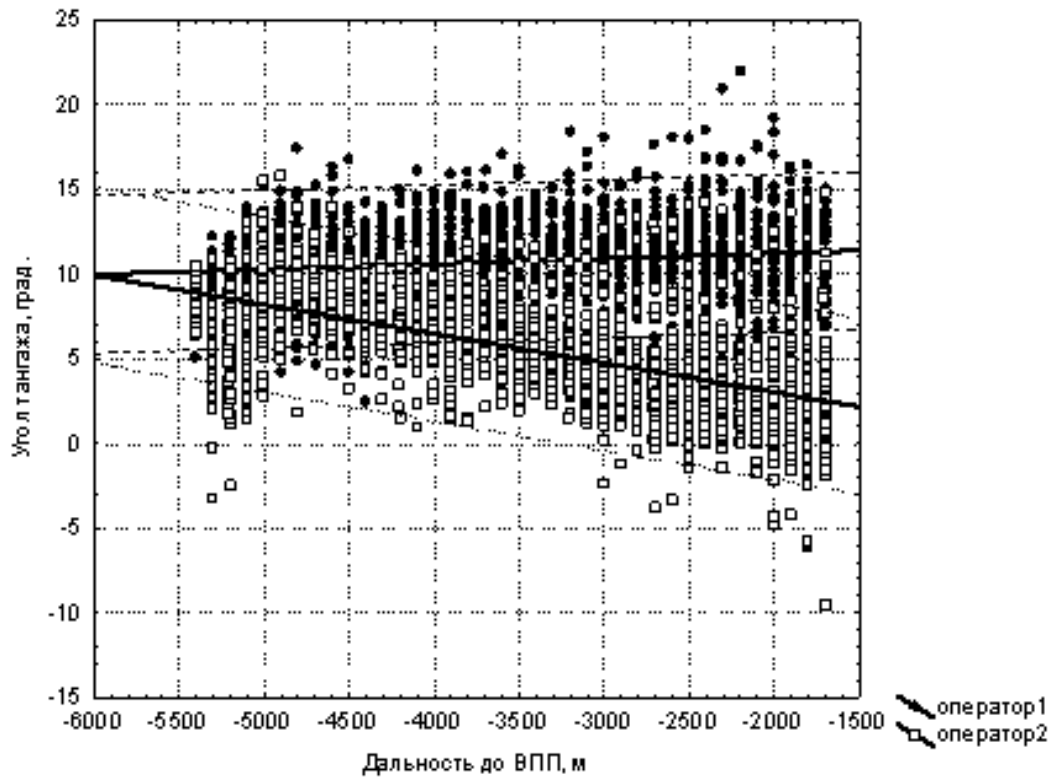


Рис 2.4. Зависимость угла тангажа от дальности до ВПП

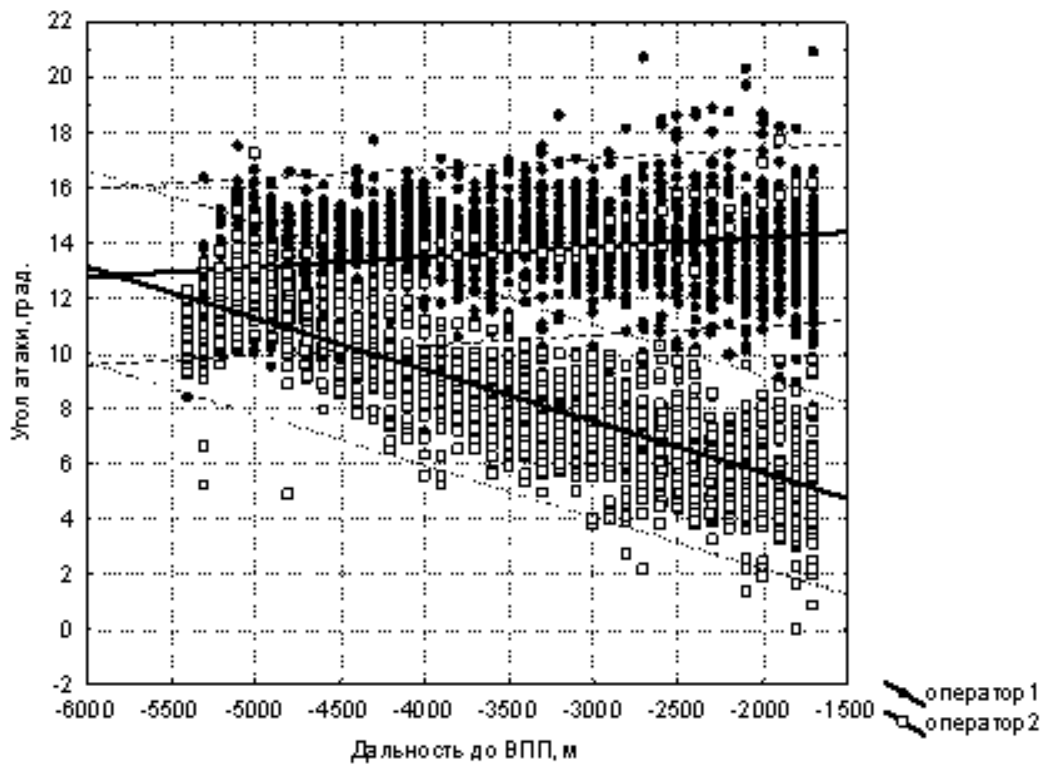


Рис 2.5. Зависимость угла атаки от дальности до ВПП

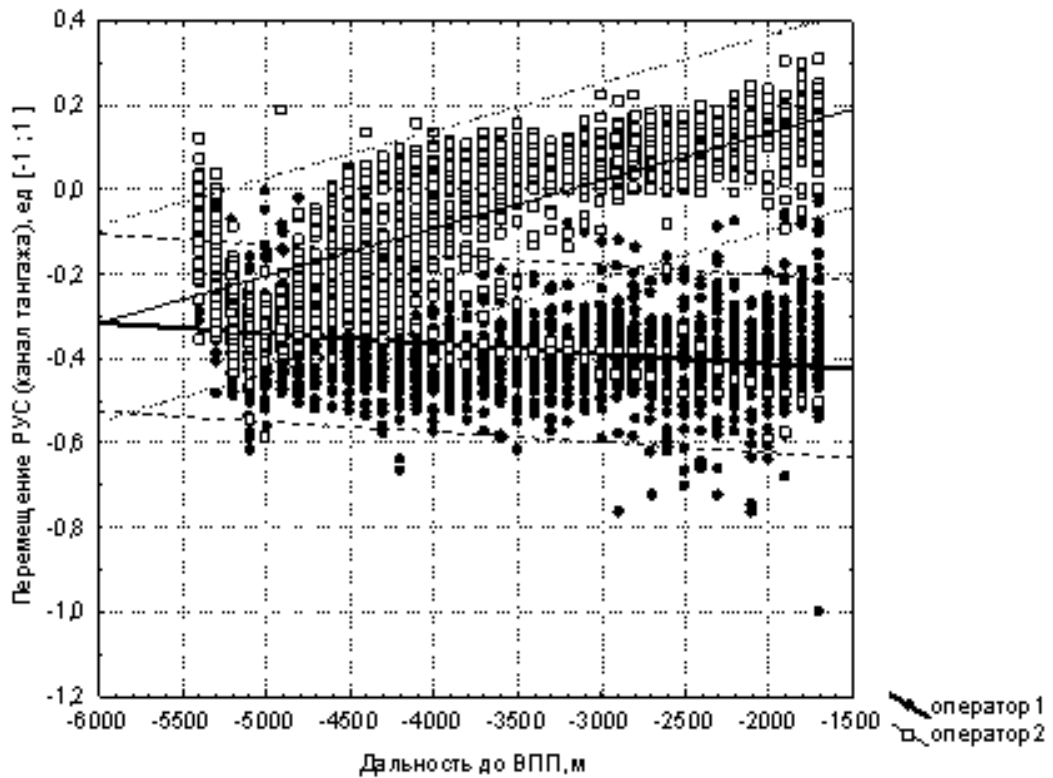


Рис 2.6. Зависимость перемещения РУС в канале тангажа от дальности до ВПП

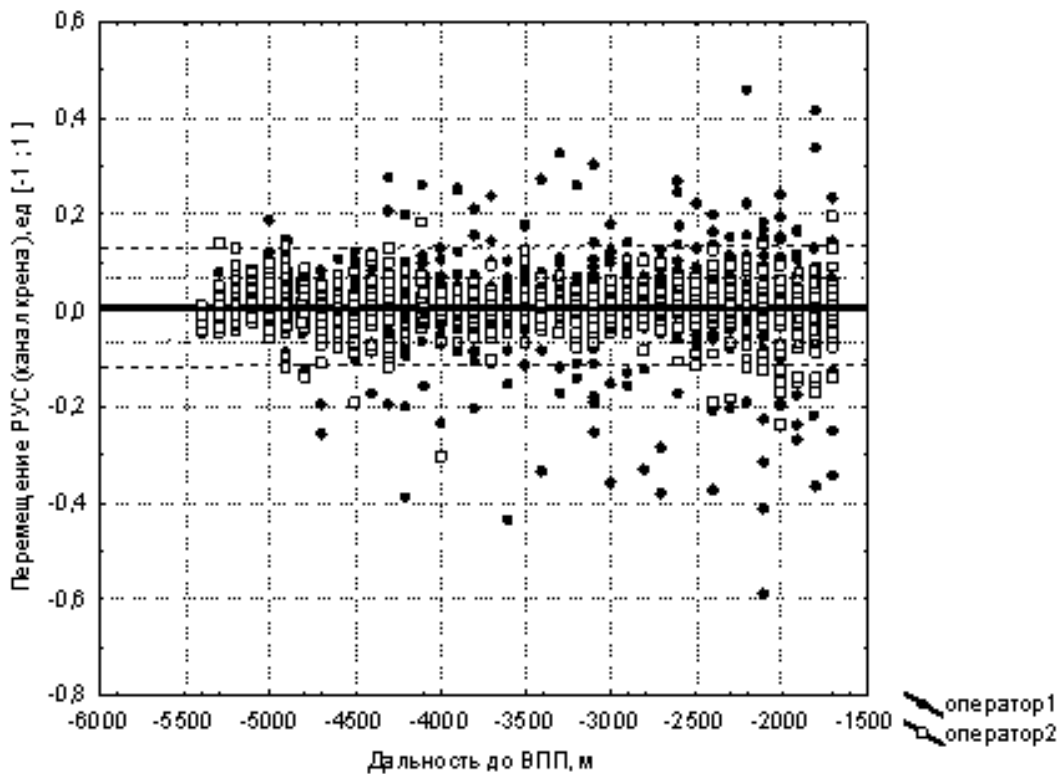


Рис 2.7. Зависимость перемещения РУС в канале крена от дальности до ВПП

Как уже указывалось ранее, подобное обоснование предполагает проверку на основе строгих статистических критериев следующих утверждений:

1) в процессе подготовки у летчика вырабатывается определенный стереотип поведения, который проявляется в присущей ему манере управления самолетом (летном «почерке»), сохраняющейся в процессе его профессиональной деятельности;

2) свойственная летчику манера управления самолетом обладает индивидуальной спецификой, обусловленной опытом, квалификацией и особенностями управляющих реакций конкретного летчика.

Для проверки первого из сформулированных утверждений использовался ранговый критерий Уилкоксона для двух зависимых выборок. Выборки формировались следующим образом: данные, накопленные в результате выполнения одним оператором 50-ти посадочных режимов, были разбиты на две выборки. Первая объединяла реализации параметра, накопленные в результате выполнения посадочных режимов в первых 25-ти полетах. Соответственно вторая содержала реализации параметра, полученные в полетах с 26-го по 50-ый. Использование критерия Уилкоксона обусловлено существенными отличиями распределений значений анализируемых параметров от нормального закона распределения, что подтверждено на основе критерия согласия Колмогорова-Смирнова.

Сопоставление сформированных таким образом выборочных совокупностей проводилось по каждому параметру в нескольких фиксированных точках траектории, соответствующих следующим значениям удаления самолета от центра ВПП: $l_1 = 5000$ м; $l_2 = 4000$ м; $l_3 = 3000$ м; $l_4 = 2000$ м.

Результаты оценки различий между выборками, соответствующими разным периодам деятельности первого оператора, представлены в табл. 2.2. В каждой ячейке таблицы сверху приведено нормированное значение статистики Уилкоксона (2.27), снизу – рассчитанный уровень значимости. Под значимостью в математической статистике понимается вероятность справедливости базового предположения (нулевой гипотезы), в данном случае - предположения об отсутствии различий между выборками. Принято считать [23], что нулевая гипотеза отвергается, если рассчитанный уровень значимости не превышает величину 0.05. Исходя из этого, в табл. 2.2 цветом выделены параметры, по которым наблюдались статистически достоверные различия для различных периодов деятельности оператора.

Таблица 2.2. Результаты статистической обработки траекторий полета оператора 1

дальность до ВПП	5000 м	4000 м	3000 м	2000 м
параметр				
V - воздушная скорость	3.085714	1.197358	0.470871	1.009009
	0.002031	0.231168	0.637733	0.312971
δ_{PB} -угол отклонения руля высоты	1.400000	1.197358	0.605406	0.578499
	0.161514	0.231168	0.544910	0.562928
δ_{PH} -угол отклонения руля направления	1.171429	0.282523	0.470871	0.901382
	0.241427	0.777543	0.637733	0.367386
$\delta_{эл}$ -угол отклонения элеронов	0.885714	1.520241	0.632312	0.309429
	0.375772	0.128452	0.527183	0.756995
Р – тяга двигателя	1.800000	0.174895	0.282523	0.067267
	0.071862	0.861162	0.777543	0.946369
$\dot{\gamma}$ - скорость изменения угла крена	0.057143	1.116637	1.520241	0.282523
	0.954431	0.264150	0.128452	0.777543
$\dot{\psi}$ - скорость изменения угла рысканья	2.428571	0.390150	0.363234	1.009009
	0.015159	0.696426	0.716423	0.312971
$\dot{\theta}$ - скорость изменения угла тангажа	1.257143	1.304985	0.309429	0.390150
	0.208703	0.191899	0.756995	0.696426
n_x - проекция перегрузки на ось OX1 связанной системы координат	2.000000	0.255616	0.121081	0.228709
	0.045501	0.798248	0.903627	0.819095
n_y - проекция перегрузки на ось OY1 связанной системы координат	0.685814	1.009001	0.443964	0.578499
	0.492894	0.312971	0.657069	0.562928
n_z - проекция перегрузки на ось OZ1 связанной системы координат	2.200000	0.632312	0.713033	0.174895
	0.027808	0.527183	0.475826	0.861162

ϑ - угол тангажа	1.371429	1.385706	0.524685	1.358799
	0.170242	0.165838	0.599803	0.174211
γ - угол крена	2.314286	0.255616	0.766847	0.121081
	0.020653	0.165838	0.443173	0.903627
α - угол атаки	2.000000	0.605406	0.524685	1.035916
	0.045501	0.544910	0.599803	0.300242
β - угол скольжения	2.228571	0.820661	0.686126	0.147988
	0.025843	0.411840	0.492634	0.882352
H - высота полета	2.085714	0.309429	0.847568	1.009009
	0.037005	0.756995	0.396679	0.312971
X_{PUC}^{ϑ} - отклонение РУС по тангажу	2.228571	0.551592	0.282523	0.201802
	0.025843	0.581229	0.777543	0.840072
ψ - угол рысканья	2.371429	2.488889	1.16637	0.551592
	0.017720	0.012815	0.264150	0.581229
V_x - проекция воздушной скорости на ось ОХ земной нормальной с.к.	3.085714	1.035916	0.686126	1.197358
	0.002031	0.300242	0.492634	0.231168
V_y - проекция воздушной скорости на ось ОУ земной нормальной с.к.	1.228571	1.654775	0.417057	1.251171
	0.219233	0.097971	0.676637	0.210873
V_z - проекция воздушной скорости на ось ОZ земной нормальной с.к.	1.057143	2.784865	1.197358	0.228709
	0.290447	0.005355	0.231168	0.819095
X_{PUC}^{γ} - отклонение РУС по тангажу	0.657143	1.574054	0.417057	0.057143
	0.511090	0.115476	0.676637	0.954431
Z - боковое отклонение от оси ВПП	1.885714	2.542703	2.031472	1.304985
	0.059334	0.011000	0.042208	0.191899
θ - угол наклона траектории	1.200000	1.520241	0.417057	1.062823
	0.230140	0.128452	0.676637	0.287863
δZ - боковое отклонение от посадочной глиссады	1.885714	2.542703	2.031472	1.304985
	0.059334	0.011000	0.042208	0.191899

δH - отклонение от посадочной глиссады по высоте	2.114286	0.309429	0.847568	1.009009
	0.034492	0.756995	0.396679	0.312971

Из данных, представленных в табл. 2.2 следует, что на большом удалении от ВПП, на дальности 5000 м., свойственная оператору индивидуальная манера управления недостаточно выражена, что подтверждается наличием ряда параметров, значения которых демонстрируют статистически достоверные различия для разных периодов деятельности оператора. Однако, начиная с удаления до ВПП равного 4000 м. свойственная оператору манера управления самолетом устойчиво проявляется, независимо от периода его деятельности, что подтверждается отсутствием статистически достоверных различий в значениях параметров состояния системы «самолет-летчик». Таким образом, можно говорить о наличии у летчика определенного стереотипа поведения, сохраняющемся в процессе его профессиональной деятельности, который проявляется как в значения траекторных параметров, так и в значениях параметров, характеризующих перемещения органов управления.

Следующая задача предполагала проверку второго из формулированных выше утверждений, а именно - предположения о наличии различий в манере пилотирования, присущей различным операторам. Для решения этой задачи использовался ранговый критерий Манна-Уитни для двух независимых выборок. При этом в каждом случае одна из сравниваемых выборок содержала реализации одного из анализируемых параметров (табл. 2.1), накопленные в результате выполнения 50 посадочных режимов первым оператором, а другая выборка значения того же параметра, полученные при выполнении 50 посадочных режимов вторым оператором. Как и в предыдущем случае значения параметров регистрировались в фиксированных точках траектории, соответствующих следующим удалениям самолета от центра ВПП: $l_1 = 5000$ м; $l_2 = 4000$ м; $l_3 = 3000$ м; $l_4 = 2000$ м. Результаты приведены в таблице 2.3.

Таблица 2.3 Результаты статистического анализ данных, накопленных при выполнении посадочных режимов обоими операторами

дальность до ВПП	5000 м	4000 м	3000 м	2000 м
параметр				
V - воздушная скорость	-7.54184	-8.71345	-8.16244	-7.84591
	< 0.05	< 0.05	< 0.05	< 0.05
δ_{PB} -угол отклонения руля высоты	-1.18574	-6.78079	-6.46240	-7.21015
	0.235727	< 0.05	< 0.05	< 0.05
δ_{PH} -угол отклонения руля направления	-0.337797	1.92606	2.10607	0.26009
	0.735516	< 0.05	0.035199	0.794798
$\delta_{эл}$ -угол отклонения элеронов	-0.585975	4.30066	2.02526	2.14950
	0.557893	0.000017	< 0.05	< 0.05
P – тяга двигателя	-6.7007	-3.62785	-2.97126	-2.62253
	< 0.05	0.000286	0.002966	0.008728
$\dot{\gamma}$ - скорость изменения угла крена	0.227496	-2.97484	0.13282	-1.17761
	0.820038	0.002932	0.894340	0.238953
$\dot{\psi}$ - скорость изменения угла рысканья	-1.53732	3.51572	2.94091	0.33956
	0.124215	0.000439	0.003273	0.734191
$\dot{\theta}$ - скорость изменения угла тангажа	-3.72956	0.17150	0.36809	0.63576
	0.000192	0.863832	0.712808	0.524930
n_x - проекция перегрузки на ось OX1 связанной системы координат	-5.60468	4.15554	5.39229	7.55693
	< 0.05	0.000032	< 0.05	< 0.05
n_y - проекция перегрузки на ось OY1 связанной системы координат	-5.30135	-0.50130	-1.09667	1.02589
	< 0.05	0.616158	0.272785	0.304943
n_z - проекция перегрузки на ось OZ1 связанной системы координат	-1.06165	3.04740	2.98644	-0.87418
	0.288396	0.002309	0.002823	0.382023

ϑ - угол тангажа	5.535737	7.96809	7.41108	7.97595
	< 0.05	< 0.05	< 0.05	< 0.05
γ - угол крена	1.992393	-3.29145	-2.21991	1.26430
	0.053	0.000997	0.026426	0.206122
α - угол атаки	3.336609	8.52876	7.94993	7.81701
	0.000848	< 0.05	< 0.05	< 0.05
β - угол скольжения	2.792393	-3.02761	-3.02439	-0.02890
	< 0.05	0.002465	0.002492	0.976946
H -высота полета	7.155785	1.03559	-3.36591	-4.34921
	< 0.05	0.300395	0.000763	0.000014
X_{PUC}^{ϑ} -отклонение РУС по тангажу	-2.40250	-8.22534	-7.59323	-7.81701
	0.016284	< 0.05	< 0.05	< 0.05
ψ - угол рысканья	-1.37187	0.96303	3.94271	3.22939
	0.170105	0.335533	0.000081	0.001241
V_x - проекция воздушной скорости на ось ОХ земной нормальной с.к.	-7.52116	-8.72004	-8.16244	-7.83146
	< 0.05	< 0.05	< 0.05	< 0.05
V_y - проекция воздушной скорости на ось ОУ земной нормальной с.к.	5.866641	-1.28624	3.10787	4.78268
	< 0.05	0.198360	0.001885	0.000002
V_z - проекция воздушной скорости на ось ОZ земной нормальной с.к.	0.592869	-0.87069	-3.91994	-3.31609
	0.553270	0.383927	0.000089	0.000913
X_{PUC}^{γ} -отклонение РУС по тангажу	-0.682488	4.14895	1.07770	1.28598
	0.494931	< 0.05	0.281169	0.198452
Z - боковое отклонение от оси ВПП	0.675594	1.64902	-1.51409	-3.12825
	0.499299	0.099144	0.130003	0.001759
θ - угол наклона траектории	5.480587	-2.80994	0.42880	1.93619
	< 0.05	0.004955	0.668067	0.05
δZ - боковое отклонение от посадочной глиссады	0.675594	2.64902	-2.51409	-3.12825
	0.499299	< 0.05	< 0.05	0.001759

δH - отклонение от посадочной глиссады по высоте	7.155785	1.01580	-3.35833	-4.33476
	< 0.05	0.309736	0.000784	0.000015

В ячейках таблицы содержатся значения нормированной статистики Манна-Уитни и соответствующие им уровни значимости для каждого из анализируемых параметров в различных точках траектории. Цветом выделены те параметры, для которых по результатам анализа подтверждено наличие статистически достоверных различий.

Из представленных данных видно, что статистически значимые различия, обусловленные индивидуальной манерой управления самолетом, наблюдаются по большинству параметров состояния системы «самолет-летчик». Причем эти различия проявляются независимо от момента выполнения посадочного режима. Именно эти параметры являются наиболее информативными с точки зрения отражения индивидуальной манеры пилотирования, свойственной летчику.

Полученные результаты позволяют сделать важный вывод, имеющий принципиальную важность с точки обоснования использования индивидуально-адаптированного подхода к решению задач контроля и поддержки управляющих действий летчика при выполнении типовых полетных режимов: индивидуальные особенности управляющих действий летчика статистически достоверно подтверждаются различиями в значениях параметров движения самолета и параметров, характеризующих управляющие реакции летчиков.

В следующем разделе рассматривается один из возможных вариантов структуры индивидуально-адаптированной бортовой системы поддержки летчика.

2.4. Структура индивидуально-адаптированной системы поддержки действий летчика

Приведенные в разделе 2.3 результаты статистического анализа данных, полученных в процессе выполнения посадочных режимов различными летчиками, указывают на необходимость учета свойственной им индивидуальной манеры пилотирования при реализации функций контроля их действий. Подобный учет возможен за счет использования в составе бортовой системы поддержки летчика

(БСПЛ) такого элемента как «Электронный паспорт летчика» (ЭПЛ) [17]. Информация, представленная в ЭПЛ, отражает характерную для летчика манеру пилотирования конкретного типа самолета, которая может меняться в процессе его деятельности под влиянием приобретенного опыта, возросшей квалификации, изменения психофизиологического статуса.

Конструктивно ЭПЛ может быть выполнен в виде персонифицированного компактного электронного носителя информации с флэш-памятью, данные с которого на этапе предполетной подготовки самолета посредством стандартного интерфейса вводятся в БСПЛ и используются в дальнейшем для целей индивидуально-адаптированного контроля и поддержки управляющих действий конкретного летчика. При этом, информация, представленная в ЭПЛ, непрерывно уточняется в процессе повторения летчиком типовых полетных режимов на конкретном типе самолета с учетом качества их выполнения. На рис. 2.8 представлена укрупненная схема БСПЛ, интеллектуальным ядром которой является ЭПЛ.

В соответствии с приведенной на рис. 2.8 функциональной схемой:

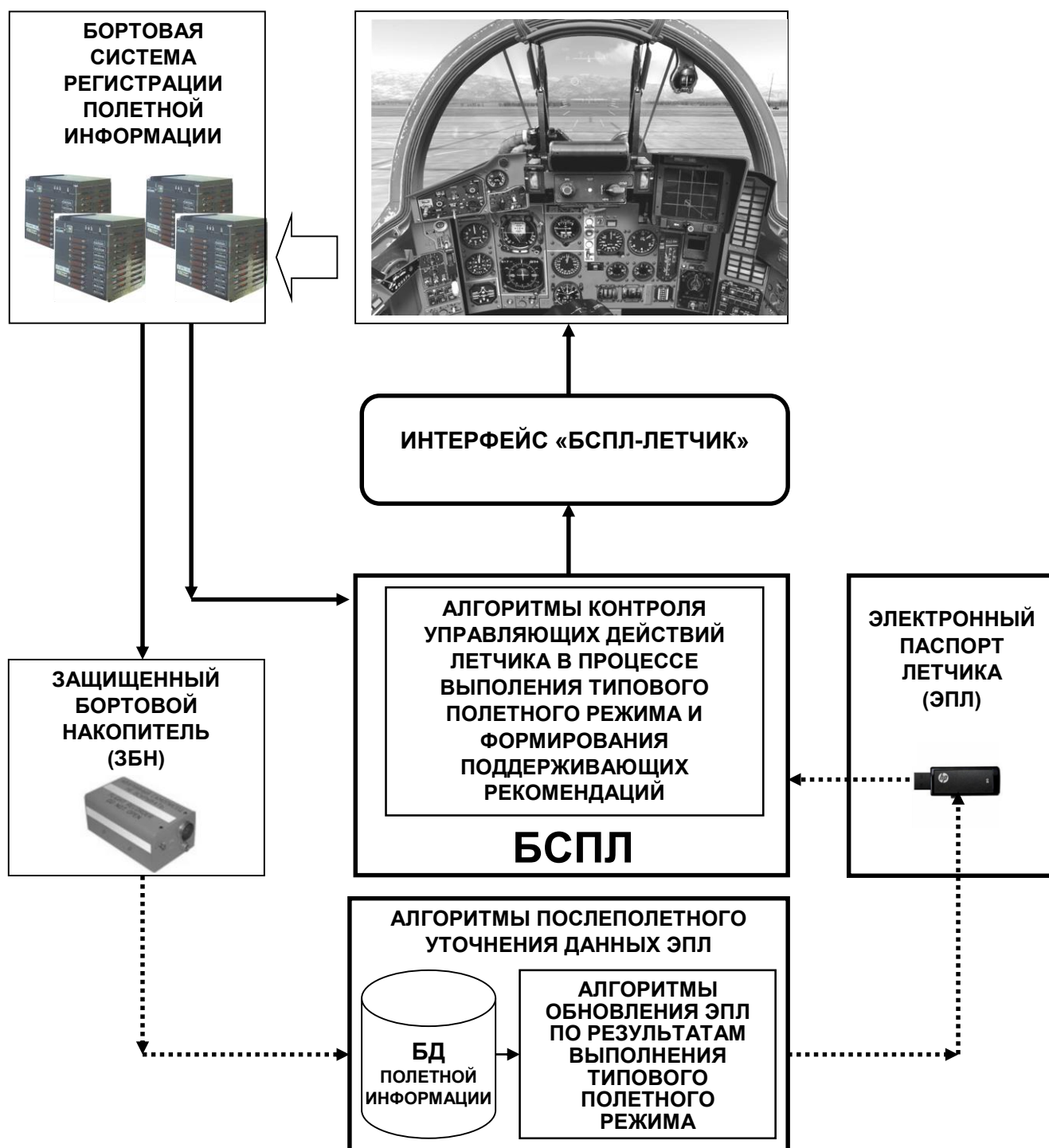


Рис. 2.8. Функциональная схема БСПЛ во взаимодействии с бортовым оборудованием самолета

- на этапе предполетной подготовки самолета осуществляется загрузка данных, содержащихся в ЭПЛ конкретного летчика, в БСПЛ. Как уже указывалось для этой цели может использоваться индивидуальный компактный электронный носитель информации с флэш-памятью;

- в процессе полета информация, представленная в ЭПЛ в комплексе с данными, поступающими от бортовой системы регистрации полетной информации (БСРПИ), используется в алгоритмах БСПЛ, реализующих функции контроля управляющих действий летчика и формирование в случае необходимости поддерживающих рекомендаций. Эти рекомендации посредством интерфейса «БСПЛ-летчик» в том или ином виде представляются летчику для их последующей реализации.

- на этапе послеполетного обслуживания самолета, данные, накопленные в защищенном бортовом накопителе (ЗБН) и отражающие состояние системы «самолет-летчик» в ходе выполнения каждого типового полетного режима, поступают в базу данных полетной информации. Эта база данных представляет собой наращиваемое в процессе эксплуатации самолета хранилище данных, вся информация в котором посредством уникального кода «привязана» к конкретным летчикам, выполнявшим в разное время полеты на конкретном самолете. Такая персонафицированная информация в дальнейшем используется для уточнения данных, представленных в электронном паспорте летчика. Информация, содержащаяся в обновленном ЭПЛ, помещается индивидуальный компактный электронный носитель информации для его использования в следующем полете.

Таким образом, использование ЭПЛ в структуре БСПЛ позволяет на осуществлять непрерывный индивидуально-адаптированный контроль и поддержку действий летчика в процессе его деятельности с учетом возможного изменения его квалификации, опыта, психофизиологического состояния. Алгоритмы контроля управляющих действий летчика в процессе выполнения типового полетного режима и формирования поддерживающих рекомендации, реализованные в БСПЛ рассматриваются в следующей главе диссертационной работы.

Выводы к главе 2

1. Рассмотрена методика моделирования выполнения летчиком типового полетного режима посадки, которое проводилось с использованием аппаратно-программного симулятора самолета МиГ-АТ. Рассмотрена структура и состав математических моделей, реализованных в аппаратно-программном симуляторе.

2. Рассмотрены методы статистической обработки данных, используемых для решения задачи анализа наличия различий между выборочными совокупностями.

Показано, что решение данной задачи необходимо осуществлять в два этапа, первым из которых является проверка гипотезы о соответствии закона распределения исследуемого параметра нормальному закону, вторым - непосредственно оценка наличия различий.

3. Проведена статистическая обработка данных, накопленных в процессе моделирования выполнения посадочных режимов на аппаратно-программном симуляторе двумя операторами. Результаты статистической обработки подтверждают наличие у летчика индивидуальной устойчивой манеры, которая проявляется в значениях характеристик параметров движения ЛА и параметров, характеризующих управляющие действия летчика. Полученный результат подтверждает необходимость учета индивидуальной манеры в системах контроля и поддержки управляющих действий летчика.

4. Предложена структура индивидуально-адаптированной системы поддержки летчика, реализующей функции контроля управляющих действий летчика в процессе выполнения типового полетного режима и формирования поддерживающих рекомендации, основным элементом которой является «Электронный паспорт летчика». Электронный паспорт летчика содержит непрерывно обновляемую с учетом накопления опыта, изменения квалификации и психофизиологического состояния информацию, отражающую характерную для летчика манеру пилотирования конкретного типа самолета. Такая информация совместно с поступающими с бортовых средств регистрации полетной информации используется в качестве основы в алгоритмах контроля действий летчика и формирования рекомендаций в процессе выполнения типового полетного режима.

Глава 3. Индивидуально-адаптированная нейросетевая модель эргатической системы «самолет-летчик» как формализованная основа контроля и поддержки управляющих действий летчика при выполнении типовых полетных режимов

Как было показано в разделе 1.3, условием успешного выполнения типового полетного режима является приведение самолета в заданную область в пространстве параметров состояния. При этом контроль текущих управляющих действий летчика и формирование представляемых ему рекомендаций по управлению основываются на прогнозе точности приведения ЛА в такую область. В случае, если прогнозируется превышение допустимых значений отклонений от центра области, то система поддержки формирует рекомендации, направленные на стимулирование летчика к осуществлению таких управляющих действий, которые бы позволили выполнить требования по точности приведения ЛА в заданную область.

Для решения задачи прогноза точности приведения ЛА в терминальную область на основе текущего вектора состояния необходимо определить зависимость $\mu(Z,l)$, рассматриваемую, как модель летчика. При этом с учетом наличия индивидуальной манеры пилотирования необходимо определить такой способ построения модели, который бы предполагал возможность учета такой индивидуальной манеры. Для поиска зависимости $\mu(Z,l)$ можно воспользоваться как методами регрессионного анализа, так и аппаратом искусственных нейронных сетей. Преимуществом нейросетевого подхода является отсутствие необходимости выбора вида регрессионной модели. При этом, как показано в работах [19,26,27], индивидуальная манера пилотирования отражается в структуре нейронной сети, значениях ее параметров и наборе входных сигналов сети. Обучение сети может производиться с использованием данных накопленных предшествующей деятельности летчика [28,29]. На основе прогноза отклонения от центра терминальной области формируются рекомендации летчику. Рассмотрим подробнее возможности и особенности применения аппарата искусственных нейронных сетей для построения индивидуально-адаптированной модели действий летчика.

3.1 Формирование моделей действий летчика на основе аппарата искусственных нейронных сетей

В отличие от методов регрессионного анализа, основу которых составляет функциональное описание связей между входными и выходными переменными модели, в основе нейросетевых моделей лежит типовой элемент, называемый кибернетическим нейроном. Именно нейрон является той элементарной единицей, из которой выстраиваются более сложные конструкции, именуемые нейронными сетями.

Нейрон состоит из следующих типовых блоков:

- 1) блок взвешенного суммирования входных сигналов;
- 2) блок нелинейного преобразования.

Рассмотрим структуру этих блоков применительно к рассматриваемой задаче. Задача формирования модели летчика сводится к получению зависимости $\mu(Z)$ на основе «измерений» $\mu_k = \mu(Z^k), k = 1, \dots, NT$, где N - количество полетов, накопленных в базе данных полетной информации, T - суммарное число измерений параметров состояния системы «самолет-летчик» на этапе посадки, определяемое дискретностью работы бортовой системы регистрации полетной информации.

Взаимодействие блоков, образующих элементарный нейрон, применительно к задаче построения зависимости $\mu(Z)$ иллюстрирует рис. 3.1

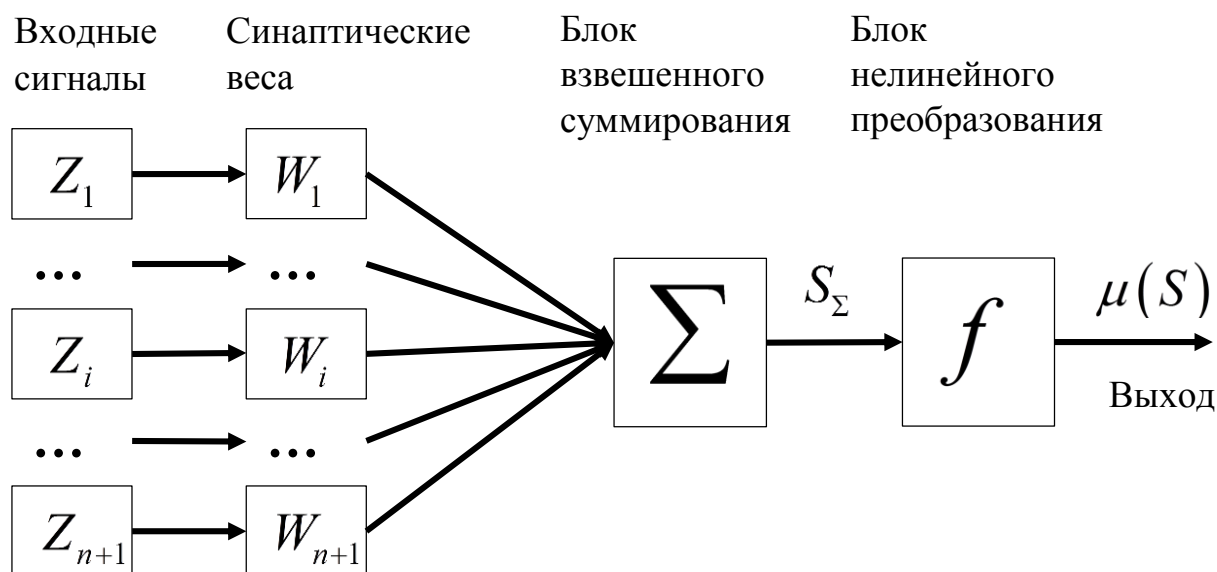


Рис. 3.1. Модель нейрона.

Блок взвешенного суммирования реализует процедуру суммирования значений входных сигналов с соответствующими им синаптическими весами:

$$S_{\Sigma} = \sum_{i=1}^{n+1} W_i Z_i \quad (1.28)$$

Результат взвешенного суммирования подаётся на вход блока нелинейного преобразования. В качестве функции преобразование обычно используются следующие:

1) простой порог:

$$f(S_{\Sigma}) = \begin{cases} 1, S_{\Sigma} \geq \theta; \\ 0, S_{\Sigma} < \theta. \end{cases} \quad (1.29)$$

θ - заданное пороговое значение.

2) линейно-пороговая функция:

$$f(S_{\Sigma}) = \begin{cases} 0, S_{\Sigma} \leq \theta; \\ S_{\Sigma}, \theta < S_{\Sigma} < \theta + 1; \\ 1, S_{\Sigma} \geq \theta + 1. \end{cases} \quad (1.30)$$

3) сигмоида:

$$f(S_{\Sigma}) = \frac{1}{1 + \exp\{-(S_{\Sigma} - \theta)\}} \quad (1.31)$$

популярных вариантов реализации функций преобразования, используемых в нейросетевых моделях.

В свою очередь элементарные нейроны (рис. 3.1) могут объединяться в более сложные многослойные конструкции, образуя нейронные сети, за счет чего достигается многообразие вариантов описания связей между входными и выходными сигналами. В настоящее время известно большое число нейросетевых архитектур, из которых наиболее популярными являются [12,20,31]: многослойный персептрон, радиально-базисные сети, сети Хопфилда, самоорганизующиеся сети Кохенена.

Опыт использования нейронных сетей для построения регрессионных моделей показывает, что многослойный персептрон – является одной из самых популярных и часто используемых нейросетевых архитектур. На рис. 3.2 представлена структура связей в многослойном персептроне, адаптированная для целей формирования индивидуально адаптированной модели летчика. Приведенная на рис. 3.2 структура

многослойного персептрона может иметь произвольное число слоёв R , причем количество нейронов первого слоя N_1 равно количеству входных сигналов $n+1$, что соответствует числу аргументов функции $\mu(Z)$. Последний слой образован единственным нейроном $N_R=1$, поскольку выходом нейросетевой модели является скалярная функция $\mu(Z)$. Треугольниками на рис. 3.2 в соответствии с принятым представлением структуры нейронных сетей обозначены нейроны-рецепторы, реализующие формальные операции регистрации входных сигналов без каких-либо их преобразований.

Особенностью многослойного персептрона является то, что нейроны одного и того же слоя друг с другом не связаны, но выход каждого нейрона некоторого слоя с номером $r-1$ направляется на все нейроны последующего слоя с собственными весами. Эти веса в дальнейшем будем обозначать как $W_{ij}^r, i=1, \dots, N_{r-1}; j=1, \dots, N_r; r=1, \dots, R; N_{0=} = n+1$

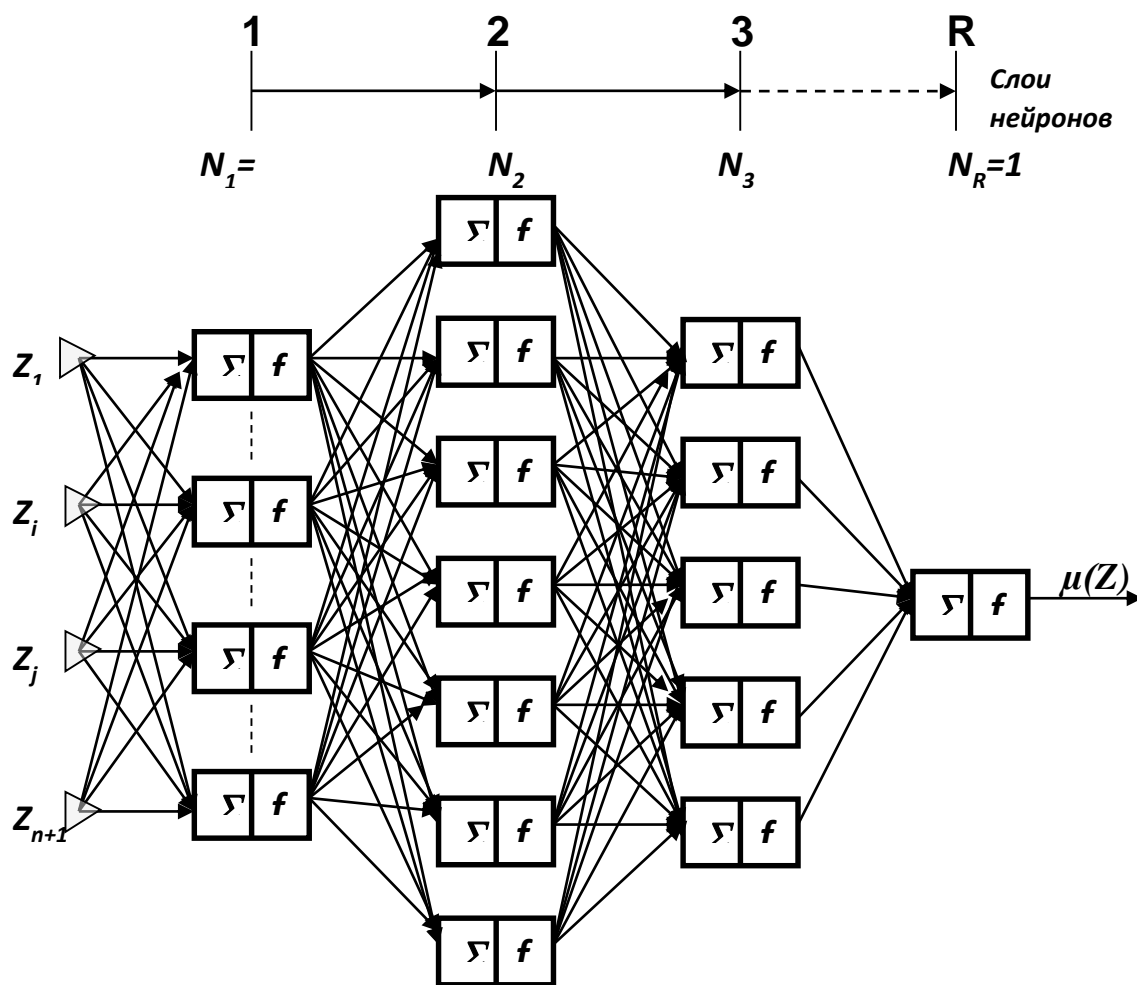


Рис. 3.2. Модель многослойного

Для многослойного персептрона справедлива следующая теорема: «Многослойный персептрон способен аппроксимировать любую непрерывную функцию с любой заданной степенью точности»[12]. Доказательство этой фундаментальной теоремы базируется на теореме Колмогорова [32], которая гласит: «любая непрерывная функция, определенная в n -мерном множестве действительных чисел, может быть представлена в виде суммы функций, имеющих своим аргументом суммы непрерывных функций с единственным аргументом»[33]. Математически это выражается следующим образом:

$$f(x_1, x_2, \dots, x_n) = \sum_{k=1}^{2n+1} g_k \left(\sum_{j=1}^n \eta_{k,j} \right)$$

где $g_k, \eta_{k,j}$ -непрерывные функции.

Из приведенного выражения следует, что для любой непрерывной функции существует многослойный персептрон, аппроксимирующий ее с заданной точностью. Кроме того, нейросетевые модели на базе многослойного персептрона обладают рядом преимуществ:

- возможность решать алгоритмически неразрешимые задачи или задачи, для которых алгоритмическое решение неизвестно, но для которых возможно составить репрезентативный набор примеров с известными решениями;
- простота реализации процедуры обучения;
- гарантированное получение результата за счет исключения эффектов «зацикливания» в результате последовательной обработки входных сигналов без наличия обратных связей.

Перечисленные выше достоинства многослойного персептрона позволяют рассматривать данную архитектуру нейронной сети в качестве наиболее предпочтительного варианта для формирования модели действий летчика.

Для того, чтобы нейросетевая модель с приемлемой точностью описывала зависимость $\mu(Z)$, она должна быть соответствующим образом «обучена». Под «обучением» нейросетевой модели понимается процедура отыскания таких оптимальных значений весовых коэффициентов $W_{ij}^i, i = 1, \dots, N_{r-1}; j = 1, \dots, N_r; r = 1, \dots, R; N_{0=} = n + 1$, при которых ошибка в оценке

значений функции $\mu(Z)$ будет минимальной. Опишем идею самого популярного метода обучения многослойного персептрона - метода обратного распространения ошибки [31] на примере двухслойной сети. Выбор в качестве примера двухслойного персептрона никак не ограничивает общность изложения, поскольку в теории нейронных сетей доказывается, что для любой R -слойной сети ($R > 2$), можно построить эквивалентную ей двухслойную сеть. В двухслойной сети первый слой нейронов обычно называют скрытым, а второй - выходным. Структура двухслойного персептрона приведена на рис. 3.3

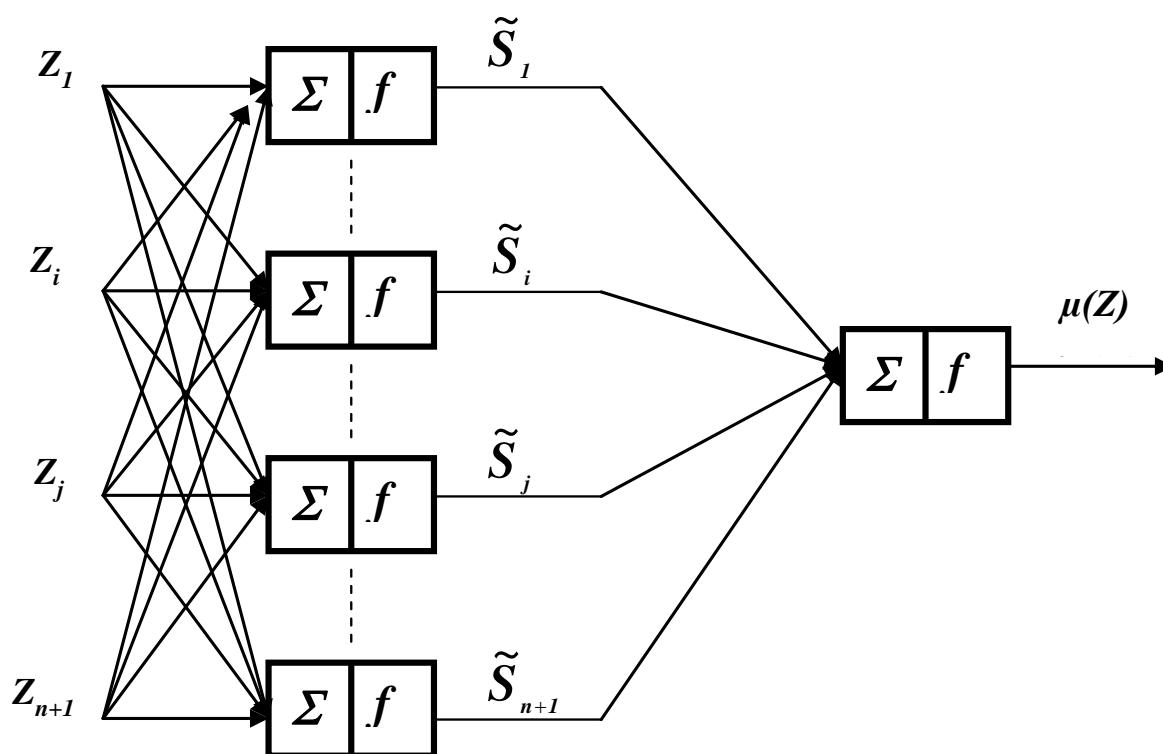


Рис. 3.3. Модель многослойного персептрона

В качестве функции преобразования в модели на рис. 3.3 используется сигмоида с нулевым порогом. Основу алгоритма «обучения» нейросетевой модели составляет набор обучающих примеров $\mu_k, S^k, k = 1, \dots, NT$, каждый из которых для некоторого набора значений входных переменных S^k задает требуемое значение индикаторной функции μ_k . Напомним, что в задаче построения модели действий летчика набор обучающих примеров формируется на основе данных, накапливаемых в базе данных полетной информации. Целью «обучения» является отыскание оптимальных в смысле минимума ошибки нейросетевой модели значений весовых коэффициентов $W_{ij}^1, W_{j1}^2, i, j = 1, \dots, n + 1$.

Введем соотношения, необходимые для последующего описания алгоритма обучения нейросетевой модели на основе метода обратного распространения ошибки. Пусть, \tilde{S}_j - выходной сигнал j -го нейрона первого (входного) слоя. Этот выходной сигнал формируется путем последовательного выполнения двух операций:

1) взвешенного суммирования, результатом которого является значение

$$S_{j\Sigma} = \sum_{i=1}^{n+1} W_{ij}^1 Z_i \quad (1.32)$$

2) результат взвешенного суммирования подвергается преобразованию с помощью сигмоиды с нулевым порогом, в результате чего получается выходное значение \tilde{S}_j

$$\tilde{S}_j = \frac{1}{1 + \exp\{-S_{j\Sigma}\}} \quad (1.33)$$

Выражения (3.5), (3.6) справедливы для любого нейрона входного слоя.

Выход рассматриваемой двухслойной нейросетевой модели μ также представляет результат последовательного выполнения двух операций^

1) взвешенного суммирования, результатом которого является значение

$$\tilde{S}_\Sigma = \sum_{j=1}^{n+1} W_{j1}^2 \tilde{S}_j \quad (1.34)$$

2) нелинейного преобразования с помощью сигмоиды:

$$\mu = \frac{1}{1 + \exp\{-\tilde{S}_\Sigma\}} \quad (1.35)$$

В соответствии с методом обратного распространения ошибки реализация алгоритма обучения начинается с уточнения весовых коэффициентов $W_{j1}^2, j = 1, \dots, n + 1$ выходного слоя и предполагает последовательное выполнение следующих шагов:

Шаг 1. Произвольным образом задаются начальные приближения весовых коэффициентов: $(W_{ij}^1)^0, (W_{j1}^2)^0, i, j = 1, \dots, n + 1$

Шаг 2. На вход нейросетевой модели подается некоторый вектор Z^k из обучающего набора $\mu_k, Z^k, k = 1, \dots, NT$. В результате работы модели со случайно выбранными значениями весовых коэффициентов $(W_{ij}^1)^0, (W_{j1}^2)^0, i, j = 1, \dots, n + 1$

получаем выходное значение μ , которое будет отличаться от требуемого значения μ_k .

Шаг 3. Рассчитывается ошибка нейросетевой модели:

$$E = \frac{1}{2}(\mu - \mu_k)^2 \quad (1.36)$$

Шаг 4. Находятся оптимальные значения весовых коэффициентов выходного слоя $W_{j1}^2, j=1, \dots, n+1$ из условия минимума ошибки, то есть решается задача минимизации вида:

$$E(W_{j1}^2) \rightarrow \min_{W_{j1}^2, j=1, \dots, n+1} \quad (1.37)$$

Рассмотрим решение задачи (3.10) для некоторого фиксированного весового коэффициента W_{j1}^2 , поскольку для всех других весовых коэффициентов описанная выше процедура полностью повторяется. Воспользуемся методом градиентного спуска, реализация которого приводит к рекуррентной процедуре уточнения весового коэффициента W_{j1}^2 :

$$(W_{j1}^2)^k = (W_{j1}^2)^{k-1} - h \frac{\partial E}{\partial W_{j1}^2}, k=1, \dots, NT \quad (1.38)$$

где h - положительная константа, посредством которой регулируется скорость сходимости рекуррентной процедуры (3.11). Проблема непосредственного использования выражения (3.11) в том, что ошибка E явным образом не зависит от весового коэффициента W_{j1}^2 . Эта связь неявная, она выражается через последовательность соотношений, непосредственно следующих из (3.7), (3.8): $E = E(\mu)$, $\mu = \mu(\tilde{S}_\Sigma)$, $\tilde{S}_\Sigma = \tilde{S}_\Sigma(W_{j1}^2)$. Тогда, используя правило дифференцирования неявной функции, имеем:

$$\frac{\partial E}{\partial W_{j1}^2} = \frac{\partial E}{\partial \mu} \frac{\partial \mu}{\partial \tilde{S}_\Sigma} \frac{\partial \tilde{S}_\Sigma}{\partial W_{j1}^2} \quad (1.39)$$

Из (3.9), (3.8), (3.7) последовательно получаем:

$$\begin{aligned}\frac{\partial E}{\partial \mu} &= (\mu - \mu_k) \\ \frac{\partial \mu}{\partial \tilde{S}_\Sigma} &= \mu(1 - \mu) \\ \frac{\partial \tilde{S}_\Sigma}{\partial W_{j1}^2} &= \tilde{S}_j\end{aligned}\tag{1.40}$$

Тогда в окончательном виде приходим к следующему выражению для уточнения весовых коэффициентов выходного слоя:

$$(W_{j1}^2)^k = (W_{j1}^2)^{k-1} - h\{(\mu - \mu_k) \mu (1 - \mu) \tilde{S}_j\}\tag{1.41}$$

Последовательно подавая на вход нейросетевой модели значения входных переменных $S^k, k = 1, \dots, NT$ из обучающего набора, регистрируя для каждого конкретного входа фактические значения выхода j -го нейрона входного слоя \tilde{S}_j и выхода нейросетевой модели μ на основе (3.14) рассчитывается оптимальное значение весового коэффициента W_{j1}^2 . Выполнив рекуррентную процедуру (3.14) для всех нейронов входного слоя $j = 1, \dots, n + 1$ находим всю совокупность весовых коэффициентов $W_{j1}^2, j = 1, \dots, n + 1$. Предположим, что оптимальные значения этих коэффициентов равны $W_{j1}^2 = \hat{W}_{j1}^2, j = 1, \dots, n + 1$. Эти оптимальные значения весовых коэффициентов фиксируются, после чего проводится уточнение весовых коэффициентов $W_{ij}^1, i, j = 1, \dots, n + 1$ входного слоя.

Шаг 5. Вновь на вход нейросетевой модели подается вектор S^k из обучающего набора $\mu_k, S^k, k = 1, \dots, NT$. В результате работы модели со значениями весовых коэффициентов $(W_{ij}^1)^0, \hat{W}_{j1}^2, i, j = 1, \dots, n + 1$ получаем выходное значение μ .

Шаг 6. Рассчитывается ошибка нейросетевой модели:

$$E = \frac{1}{2}(\mu - \mu_k)^2\tag{1.42}$$

Шаг 7. Находятся оптимальные значения весовых коэффициентов входного слоя $W_{ij}^1, i, j = 1, \dots, n + 1$ из условия минимума ошибки, то есть решается задача минимизации вида:

$$E(W_{ij}^1) \rightarrow \min_{W_{ij}^1, i, j=1, \dots, n+1} \quad (1.43)$$

Как и ранее рассмотрим решение задачи (3.16) для некоторого фиксированного весового коэффициента W_{ij}^1 , для чего вновь воспользуемся методом градиентного спуска, реализация которого приводит к рекуррентной процедуре уточнения весового коэффициента W_{ij}^1 :

$$(W_{ij}^1)^k = (W_{ij}^1)^{k-1} - h \frac{\partial E}{\partial W_{ij}^1}, k = 1, \dots, NT \quad (1.44)$$

Как и на шаге 4, применяя формулы неявного дифференцирования и свойства сигмоиды, вычислим производную $\frac{\partial E}{\partial W_{ij}^1}$.

$$\frac{\partial E}{\partial W_{ij}^1} = \frac{\partial E}{\partial \tilde{S}_j} \frac{\partial \tilde{S}_j}{\partial S_{j\Sigma}} \frac{\partial S_{j\Sigma}}{\partial W_{ij}^1} \quad (1.45)$$

Из (3.9), (3.6), (3.5) последовательно получаем:

$$\begin{aligned} \frac{\partial E}{\partial \tilde{S}_j} &= (\mu - \mu_k) \mu (1 - \mu) \hat{W}_{j1}^2 \\ \frac{\partial \tilde{S}_j}{\partial S_{j\Sigma}} &= \tilde{S}_j (1 - \tilde{S}_j) \\ \frac{\partial S_{j\Sigma}}{\partial W_{ij}^1} &= S_i^k \end{aligned} \quad (1.46)$$

Тогда в окончательном виде приходим к следующему выражению для уточнения весовых коэффициентов входного слоя:

$$(W_{ij}^1)^k = (W_{ij}^1)^{k-1} - h \{ (\mu - \mu_k) \mu (1 - \mu) \hat{W}_{j1}^2 \tilde{S}_j (1 - \tilde{S}_j) S_i^k \}, k = 1, \dots, NT \quad (1.47)$$

Как и ранее, последовательно подавая на вход нейросетевой модели значения входных переменных $S^k, k = 1, \dots, NT$ из обучающего набора, регистрируя при этом для каждого конкретного входа фактические значения выхода j -го нейрона входного слоя \tilde{S}_j и выхода нейросетевой модели μ на основе (4.30) рассчитывается оптимальное значение весового коэффициента W_{ij}^1 . Выполнив рекуррентную процедуру (3.20) для всех весовых коэффициентов входного слоя входного слоя $W_{ij}^1, i, j = 1, \dots, n+1$ находим их оптимальные значения.

Заметим, что в случае многослойного персептрона идея алгоритма обучения, изложенная выше, сохраняется. Наряду с рассмотренным методом обратного распространения ошибки к настоящему моменту предложено много других методов: стохастические, генетические и т.д. Однако, всех их объединяет идея, впервые использованная в методе обратного распространения ошибки: подход к обучению нейросетевой модели, как к задачи многомерной оптимизации.

3.2. Алгоритмы формирования рекомендаций летчику с использованием индивидуально-адаптированной нейросетевой модели

В соответствии с допущением, принятым в разделе 1.3 будем рассматривать модель действий летчика в вертикальном канале управления, позволяющую осуществлять прогноз точности при ведении ЛА в заданную область по высоте. В дальнейшем такую модель будем обозначать $\mu_H(Z, l)$. Зависимость $\mu_H(Z, l)$ позволяет осуществлять прогнозирование точности приведения самолета на срез ВПП по высоте, учитывающий свойственную летчику манеру управления. Эта зависимость является формальной основой для контроля действий летчика при управлении в продольном канале. Действительно, условие

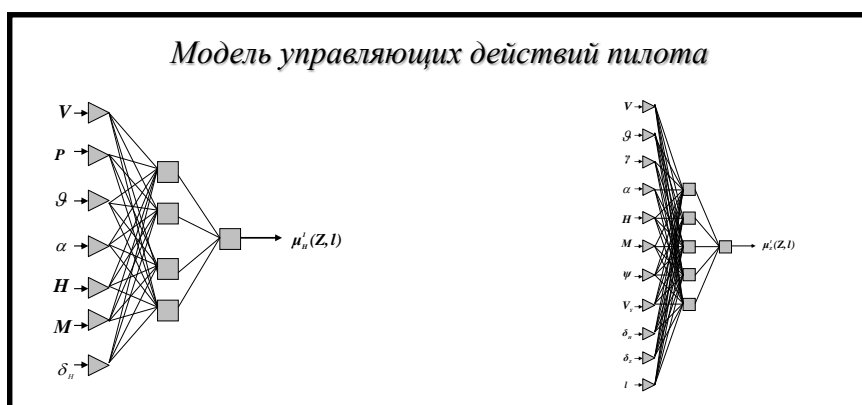
$$|\mu_H(Z, l)| \leq 1$$

Указывает на то, что прогнозируемая точность приведения самолета на срез ВПП отвечает заданным ограничениям по высоте, а значит, необходимости в поддержке действий оператора не возникает. Напротив, нарушение вышеприведенного условия указывает на опасность возникновения нештатной ситуации, поскольку текущие действия летчика не обеспечивают выполнение заданных требований по точности приведения ЛА на срез ВПП по высоте. В этой ситуации возникает необходимость поддержки его управляющих действий для исключения опасности аварийной посадки. Такая поддержка может быть организована по-разному в зависимости от наличия или отсутствия радиотехнической системы посадки, используемой для формирования курсо-глиссадных планок на командно-пилотажном индикаторе. Исходя из этого, возможны следующие режимы управления:

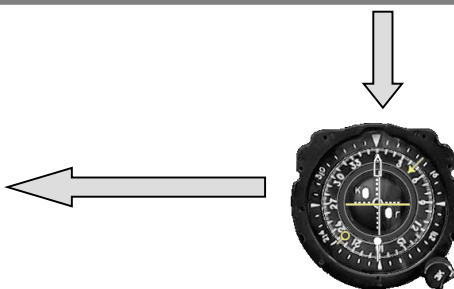
- режим «визуальной» посадки, при котором летчик осуществляет управление самолетом только на основе визуального анализа внекабинного пространства по наземным ориентирам без какой-либо приборной поддержки;

- режим управления по типу «компенсаторного» слежения, когда летчик осуществляет управление самолетом по директорным курсо-глисссадным планкам, формируемым радиотехнической системой посадки.

Для режима «визуальной» посадки поддержка действий летчика достигается путем выдачи тревожного сигнала посредством звуковой или цветовой сигнализации,



**Алгоритм
включения «тревожной» сигнализации (режим
визуальной посадки) или
формирования индивидуально-адаптированных курсо-
глисссадных директорных меток (режим посадки по
курсо-глисссадным планкам)**



**Изображение курсо-
глисссадных планок на
пилотажно-командном
индикаторе**

Рис. 3.4. Контроль и поддержка управляющих действий летчика для разных режимов посадки

если возникает опасность нештатного приведения самолета на ВПП. Этот момент наступает при выполнении условия

$$|\mu_H(Z, l)| > 1.$$

Для режима управления по типу «компенсаторного слежения» поддержка управляющих действий оператора может быть достигнута путем формирования на панели пилотажно-командного прибора индивидуально-адаптированных курсовой и глиссадной директорных планок [3,4] (рис. 3.4).

Идея формирования индивидуально-адаптированных курсо-глиссадных планок состоит в следующем. Нейросетевая модель $\mu_H(Z, l)$, представленная в ЭПЛ, устанавливает связь между текущим приборным образом полета, формируемым летчиком на основе показаний пилотажных приборов, и прогнозируемой точностью приведения самолета на срез ВПП с учетом присущей ему манеры управления. Иными словами, эта модель описывает характерный для конкретного летчика механизм преобразования формируемого им приборного образа полета в управляющие действия с целью обеспечения требуемой точности приведения самолета на ВПП. Следовательно, если в некоторый момент выполнения посадочного режима прогнозируемая точность приведения самолета на срез ВПП по высоте не отвечает заданным требованиям $|\mu_H(Z, l)| > 1$ можно, корректируя определенным образом текущий приборный образ полета, стимулировать выполнение оператором таких управляющих действий, которые обеспечат требуемую точность посадки на ВПП. Такая искусственная коррекция является дополнительным средством стимулирования управляющих действий летчика в ситуации, когда проявляется опасность возникновения особой ситуации, то есть присутствует угроза успешному выполнению посадки.

Наиболее просто эта стимулирующая коррекция реализуется посредством добавления поправки к показанию глиссадной планки. Рассмотрим конкретный механизм формирования этой поправки. С целью упрощения дальнейших формальных записей представим нейросетевую модель летчика $\mu_H(Z, l)$,

$$\mu_H(Z, l) = \mu_H(\delta_H, \tilde{Z}, l) \quad (1.48)$$

где

δ_H - текущее отклонение глissадной планки, отображаемой на панели пилотажно-командного прибора;

Допустим, что для некоторого текущего момента выполнения посадочного режима l и совокупности контролируемых летчиком значений пилотажных параметров имеют место условия

$$|\mu_H(\delta_H, \tilde{Z}, l)| > 1,$$

то есть существует опасность возникновения нештатной ситуации вследствие недопустимого промаха по высоте. Введем поправку $\Delta\delta_H$ в отклонение глissадной планки. Эта поправка корректирует текущий приборный образ полета и, как следствие, - управляющие действия летчика с учетом присущей ему манеры пилотирования. Логично выбрать эту корректирующую поправку так, чтобы вызванные ей управляющие действия летчика обеспечили необходимую точность приведения самолета на срез ВПП. Ранее отмечалось что, необходимая точность достигается в случае выполнения условия

$$|\mu_H(\delta_H, \tilde{Z}, l)| \leq 1,$$

причем нулевые значения индикаторной функции $\mu_H(\delta_H, \tilde{Z}, l) = 0$ указывают на отсутствие промаха, то есть приведение в центр области допустимых отклонений по высоте и боковому отклонению. Учитывая это, будем формировать корректирующие добавки к отклонениям глissадной и курсовой планок так, чтобы выполнялось условие

$$\mu_H(\delta_H + \Delta\delta_H, \tilde{Z}, l) = 0 \quad (1.49)$$

Разложим эту зависимость в ряд в окрестности текущего значения δ_H с сохранением линейных членов разложения:

$$\mu_H(\delta_H + \Delta\delta_H, \tilde{Z}, l) = \mu_H(\delta_H, \tilde{Z}, l) + \frac{\partial\mu_H(\delta_H, \tilde{Z}, l)}{\partial\delta_H} \Delta\delta_H = 0 \quad (1.50)$$

Решив приведенное уравнение, получим интересующие нас корректирующее значение поправки к отклонениям глissадной планки:

$$\Delta\delta_H = -\frac{(\mu_H(\delta_H, \tilde{Z}, l))}{\frac{\partial\mu_Z(\delta_H, \delta_Z, \tilde{Z}, l)}{\partial\delta_H}} \quad (1.51)$$

Отметим следующие основные преимущества описанного алгоритма:

- в процессе выполнения посадочного режима обеспечивается непрерывный контроль текущей ситуации с учетом состояния системы «самолет-летчик» с количественно выраженной (значением индикаторной функции) оценкой опасности успешного выполнения целевой задачи;
- поддержка управляющих действий летчика путем формирования и последующего отображения индивидуально-адаптированных директорных меток представляется наиболее предпочтительной, так как сохраняет за летчиком функции основного управляющего звена.

Анализ нейросетевых моделей $\mu_H(Z, l)$ показывает, что влияние положения глиссадной планки δ_H на величину конечного промаха тем слабее, чем больше удаление от ВПП. То есть, имеют место следующие предельные соотношения:

$$\lim_{l \rightarrow l_0} \frac{\partial\mu_H(\delta_H, \tilde{Z}, l)}{\partial\delta_H} = 0 \quad (1.52)$$

Здесь l_0 – удаление от ВПП, соответствующее моменту начала посадочного режима.

Учитывая указанные особенности, предлагается следующий способ формирования стимулирующих поправок глиссадной планки.

$$\Delta\delta_H = (1 - K(l))(\mu_H(\delta_H, \tilde{Z}, l)) \quad (1.53)$$

Зависимость $K(l)$, присутствующая в (3.26), приведена на рис. 3.5. Она формировалась с учетом предельного соотношения (3.25). Кроме того, форма этой зависимости выбрана так, чтобы обеспечить более плавное изменение положения планки, снизить амплитуду ее «биение».

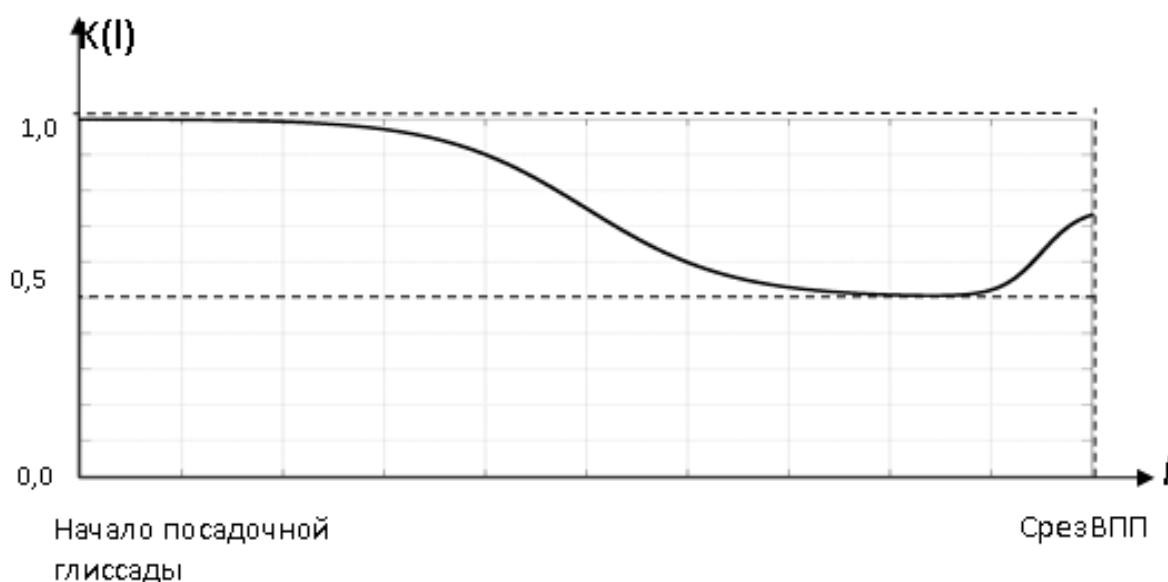


Рис. 3.5. Вид зависимости $K(l)$, используемой в алгоритме формирования стимулирующих поправок для курсо-глиссадных планок

В процессе проведения исследований был выявлен тот факт, что объективно присутствующие ошибки прогноза точности приведения ЛА на срез ВПП по высоте приводят к наличию биений в показаниях в отклонениях глиссадной планки. Такие биения были причиной существенных нареканий к предлагаемым алгоритмам со стороны операторов, участвовавших в экспериментах. При этом формирование поправок с использованием зависимости (3.26) хотя и приводит к снижению амплитуды таких биений, но тем не менее не позволяет избавиться от них полностью. Однако, в процессе предварительного анализа результатов было обнаружено, что несмотря на ошибки прогноза величин отклонений ЛА от центра терминальной области, прогноз направления (знака) отклонения практически всегда осуществлялся правильно. Опираясь на данное обстоятельство, был предложен альтернативный подход к формированию информационных сигналов пилоту в основе которого лежит решение задачи классификации.

Рассмотрим основные соображения, на основе которых осуществлялся переход от задачи регрессии к задаче классификации на примере прогноза отклонения от центра терминальной области в канале высоты. Все множество возможных нормированных значений отклонений было разделено на конечное

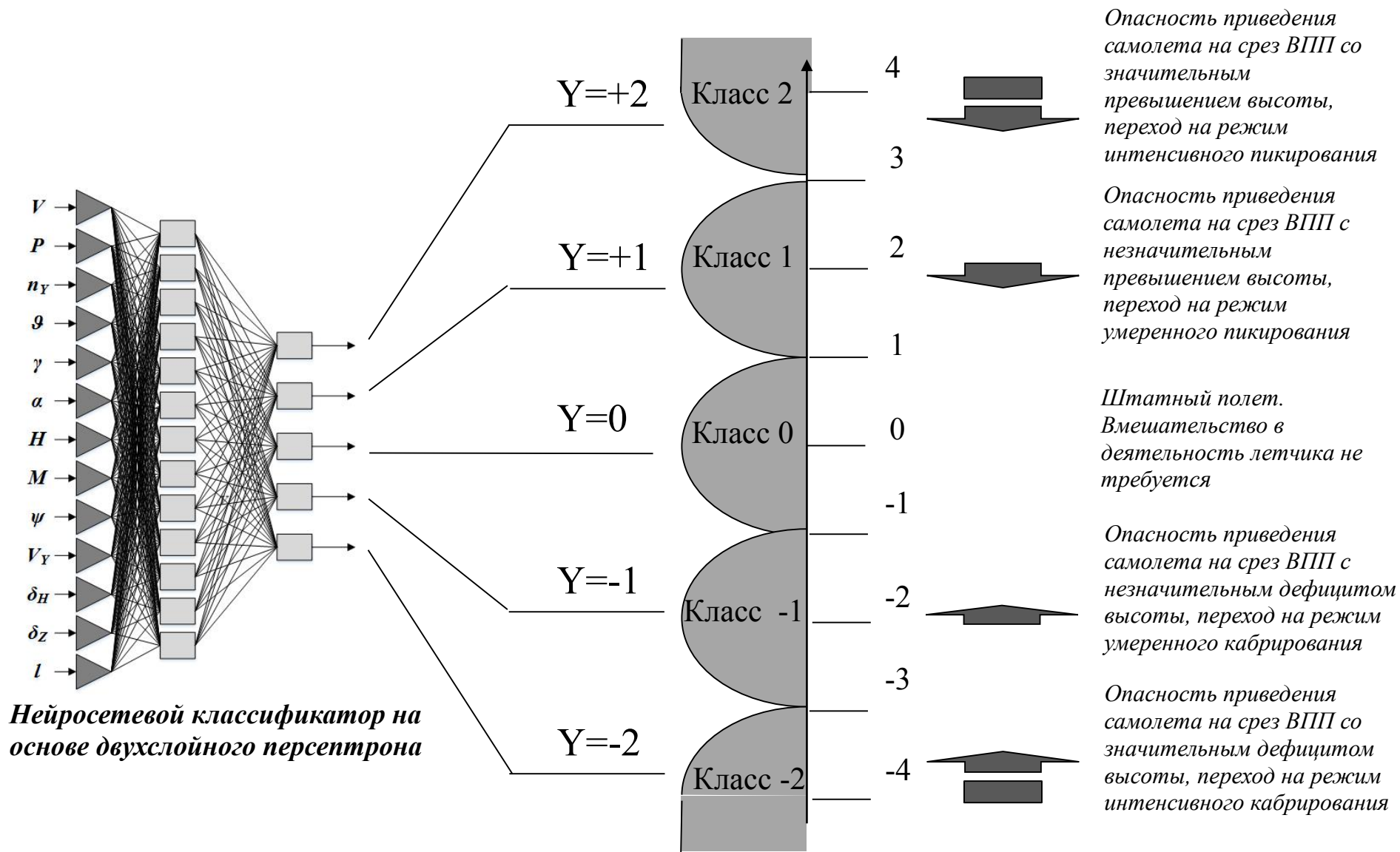


Рис. 3.6. Возможный интерфейс отображения рекомендаций, основанных на решении задачи классификации, при переходе от непрерывного показателя точности приведения в терминальную область к набору классов

число диапазонов, соответствующих эталонным классам (рис. 3.6). Попадание в терминальную область соответствует классу 0. Попадание в диапазон выше максимально допустимого отклонения соответствует классу 1 попадание в диапазон «намного» выше максимально допустимого отклонения соответствует классу 2. Аналогичным образом формируются классы -1 и -2. Задача классификации также, как и задача регрессии может быть решена с использованием аппарата искусственных нейронных сетей [12].

В качестве обучающей выборки аналогично рассмотренному ранее варианту использовались данные, накопленные в результате выполнения предыдущих полетов. В данном случае нейронная сеть является уже не аппроксиматором, а классификатором, позволяющим на основе текущего вектора состояния осуществить прогноз попадания в определенный эталонный класс. Отображение рекомендации летчику при таком варианте реализации функции поддержки осуществлялось уже не в виде поправок к показаниям штатных приборов, а в виде дополнительного информационного сигнала индицируемого на многофункциональном индикаторе или наשלемной системе. Так, например, если прогнозируется попадание в класс, отличный от класса 0, соответствующего приведению в терминальную область, то на многофункциональном индикаторе отображается стрелка, направленная в сторону движения к терминальной области. При этом в зависимости от попадания в классы соответствующие различным значениям удаления от центра терминальной области может варьироваться цвет или величина такой стрелки.

Выводы к главе 3

1. Рассмотрена возможность использования аппарата искусственных нейронных сетей для решения задачи формирования индивидуально-адаптированной модели управляющих действий летчика. Показано, что для решения данной задачи может быть использована нейронная сеть типа многослойный персептрон с одним скрытым слоем.

2. Рассмотрены алгоритмы формирования индивидуально-адаптированной нейросетевой модели управляющих действий летчика, основой которых является

процедура обучения нейронной сети с использованием данных, накопленных в результате предшествующей деятельности летчика.

3. Рассмотрены алгоритмы формирования рекомендаций летчику на основе его индивидуально-адаптированной нейросетевой модели и текущего вектора состояния системы «самолет-летчик». Такие рекомендации могут формироваться как на основе решения задачи прогнозирования значения промаха, так и на основе решения задачи классификации.

Глава 4. Оценка эффективности индивидуально-адаптированного контроля и поддержки управляющих действий летчика на основе нейросетевой модели с использованием аппаратно-программного симулятора самолета МиГ-АТ

Для практической апробации и оценки эффективности использования алгоритмов формирования рекомендаций летчику, предложенных в разделе 3.2, и уточнения в процессе деятельности его нейросетевой модели $\mu(Z,l)$, описанной в разделе 3.1, использовались результаты моделирования процесса выполнения посадки на аппаратно-программном симуляторе самолета МиГ-АТ. Структура базы данных полетной информации, объединяющей параметры состояния системы «самолет-летчик», накопленные в процессе моделирования посадочных режимов на АПС самолета МиГ-АТ и методика моделирования ранее были описаны в Главе 2.

4.1 Нейросетевые модели управляющих действий летчика

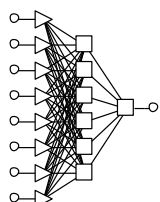
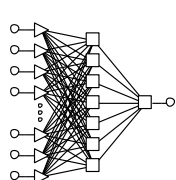
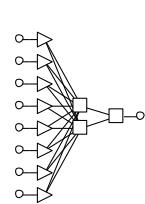
В качестве базовой архитектуры нейронной сети, определяющей модель действий летчика, использовался многослойный персептрон (МСП), что, как указывалось ранее, обусловлено его практически неограниченными аппроксимирующими возможностями. В первую очередь были проведены исследования оптимальной (в смысле точности аппроксимации зависимостей $\mu^1(Z,l)$ и $\mu^2(Z,l)$, соответствующих моделям первого и второго оператора, участвовавших в исследованиях), структуры, многослойного персептрона. Оптимизация структуры предполагала определение:

- состава входных переменных;
- количества слоев нейронной сети;
- числа нейронов в каждом из слоев.

В табл. 4.1 приведены оценки точности аппроксимации зависимости $\mu^1(Z,l)$, достигнутые при использовании многослойных персептронов различной с различным количеством нейронов в первом слое и различными наборами входных переменных. В качестве меры точности в табл. 4.1 выступают среднеквадратические отклонения (с.к.о.), относительных ошибок аппроксимации, рассчитанные по множеству точек

$\mu_j(Z^j(l_t), l_t)$, $j = 1, N; t = 1, \dots, T$, в которых «измерялись» значения индикаторной функции. Приведенные в табл. 4.1 варианты многослойных персептронов расположены в порядке убывания с.к.о. ошибок аппроксимации. В табл. 4.2 представлены аналогичные оценки для зависимости $\mu^2(Z, l)$, достигнутые при использовании многослойных персептронов различной архитектуры.

Таблица 4.1. Точность аппроксимации зависимости $\mu^1(Z, l)$ с использованием МСП различной архитектуры

Варианты архитектур МСП	Число входных переменных	Состав входных переменных	Количество слоев/ число нейронов в каждом слое	С.к.о. относительной ошибки аппроксимации
	8	$Z_2, Z_7, Z_{14}, Z_{15}, Z_{17}, Z_{18}, Z_{20}, Z_{21}$	2 слоя: 1 слой - 6; 2 слой - 1	0.18
	15	$Z_1, Z_2, Z_4, Z_7 - Z_9, Z_{11} - Z_{14}, Z_{16} - Z_{20},$	2 слоя: 1 слой - 7; 2 слой - 1	0.15
	8	$Z_2, Z_4, Z_{14}, Z_{17}, Z_{18}, Z_{20}, Z_{21}$	2 слоя: 1 слой - 2; 2 слой - 1	0.13

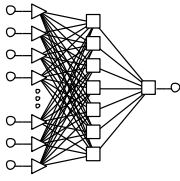
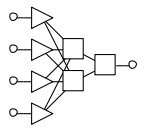
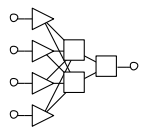
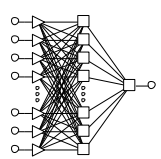
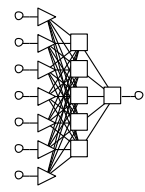
	22	$Z_1 - Z_{22}$	2 слоя: 1 слой - 7; 2 слой - 1	0.08
---	----	----------------	--------------------------------------	------

Таблица 4.2. Точность аппроксимации зависимости $\mu^2(Z, l)$ с использованием МСП различной архитектуры

Варианты архитектур МСП	Число входных переменных	Состав входных переменных	Количество слоев/число нейронов в каждом слое	С.к.о. относительной ошибки аппроксимации
	4	$Z_{15}, Z_{16},$ Z_{17}, Z_{21}	2 слоя: 1 слой - 2; 2 слой - 1	0.25
	4	$Z_{14}, Z_{15},$ Z_{17}, Z_{20}	2 слоя: 1 слой - 2; 2 слой - 1	0.22
	11	$Z_3, Z_4, Z_5,$ $Z_8, Z_9, Z_{13},$ Z_{14}, Z_{16}, Z_{17} Z_{18}, Z_{20}	2 слоя: 1 слой - 9; 2 слой - 1	0.12
	7	$Z_1, Z_{11}, Z_{13},$ $Z_{14}, Z_{17}, Z_{18},$ Z_{21}	2 слоя: 1 слой - 5; 2 слой - 1	0.09

Приведенные в таблицах 4.1, 4.2 данные позволяют сделать следующие выводы:

1) модель деятельности летчика может быть представлена нейросетевой моделью в виде двухслойного персептрона с достаточной степенью точности. Относительная ошибка аппроксимации значений индикаторных функций не превышает 9 %.

2) нейросетевая модель в виде двухслойного персептрона отражает присущую оператору манеру управления самолетом на этапе посадки. Различия проявляются в составе параметров, выступающих в качестве входных переменных для нейросетевой модели, в количестве нейронов первого слоя, в весовых коэффициентах нейросетевой модели.

Рассмотрим более подробно структуру оптимальной нейросетевой модели первого оператора (рис. 4.1). В качестве входных переменных модель использует 22 траекторных параметра, состав которых представлен на рис. 4.1, и два слоя нейронов. Первый слой включает 7 нейронов, второй образован единственным нейроном, выходом которого является значение индикаторной функции. Для того, чтобы приведенная на рис. 4.1 нейросетевая модель обеспечивала вычисление значений индикаторной функции было проведено ее обучение на множестве реализаций $\mu_j(Z^j(l_r))$, $j = 1, \dots, 50$. В результате «обучения» нейросетевой модели с помощью описанного в предыдущей главе алгоритма, были получены оптимальные (в смысле минимума ошибок аппроксимации) значения синаптических весов $W_{ij}^1, i = 1, \dots, 22; j = 1, \dots, 7$ и $W_{j1}^2, j = 1, \dots, 7$, а также значения порогов, присутствующих в функциях нелинейных преобразований каждого из нейронов.

В табл. 4.3 приведены оптимальные значения синаптических весов $W_{ij}^1, i = 1, \dots, 22; j = 1, \dots, 7$.

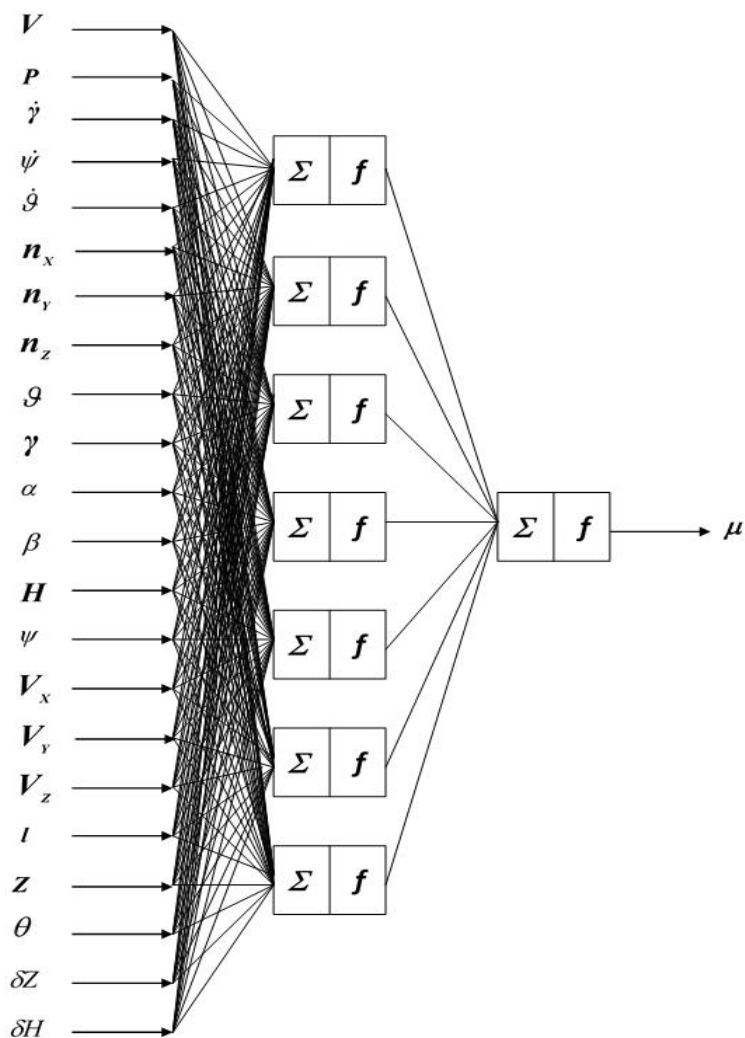


Рис. 4.1. Нейросетевая модель на основе двухслойного перцептрона для оператора (летчика) №1

Таблица 4.3. Синаптические веса входных переменных для двухслойного перцептрона (оператор №1)

Входные переменные	Нейроны первого слоя						
	1	2	3	4	5	6	7
V	-0.452	-0.3878	-0.4323	-0.207	-1.0688	1.62655	-0.5302
P	0.44896	1.11482	0.58166	-0.8977	0.08983	2.07442	0.39093
$\dot{\gamma}$	2.74451	-0.0700	0.76422	-2.8794	-0.0308	-0.0372	0.38900
$\dot{\psi}$	-2.0026	-0.0486	0.31185	2.41207	-0.7751	1.87777	-0.266
$\dot{\theta}$	-0.1969	1.04430	0.21941	0.46821	0.90203	-0.361	-0.6749

n_x	0.33021	-0.5135	0.17359	0.20586	0.18229	0.16658	-0.0699
n_y	0.73647	-0.121	0.86693	0.64549	1.06887	-0.6823	0.5016
n_z	-0.2538	0.82366	-0.5141	0.88742	0.59396	-0.1553	0.3393
g	-0.9738	-0.4807	-0.3772	0.88848	-0.145	-0.1465	0.2241
g	2.08256	0.34893	0.96748	-2.0848	-0.3144	-0.0129	0.5321
γ	-1.8894	0.16316	-0.389	-0.6312	0.29919	-0.6743	-0.4349
α	0.61939	-0.745	-0.4781	-0.2929	0.94548	-0.0221	0.7675
H	0.65160	1.23947	-0.1305	-1.14379	-0.1009	0.2868	2.0934
ψ	-4.98594	0.90167	0.0735	3.13206	0.83112	2.6893	-0.2982
V_x	1.00730	0.82596	1.16286	-0.1279	-0.673	1.1285	-0.0216
V_y	-0.1505	-0.3564	0.71984	0.06694	-0.3113	-0.5379	-0.4638
V_z	1.35185	0.95652	0.78480	-3.37037	-0.9103	-0.3464	-0.1680
l	-1.5432	0.23793	-1.1987	1.76164	0.73864	0.9908	-1.2048
z	3.42255	0.34241	0.55856	-2.18489	0.69326	-1.5427	-1.0716
θ	0.60400	0.249101	1.141877	-0.3128	-0.0743	-1.294	-0.0160
δZ	2.697947	0.42401	-0.3554	-1.77022	0.95101	-1.6393	-1.079
δZ	-0.4516	1.092354	-0.07895	0.704744	0.00744	-0.1753	-0.6198

Функции нелинейных преобразований в моделях нейронов первого слоя представляют собой сигмоиды, описываемые зависимостями вида

$$f_i(x) = \frac{1}{1 + \exp\{-(x - \theta_i)\}} \quad (4.1)$$

со значениями порогов: $\theta_1 = 1.288$; $\theta_2 = -0.144$; $\theta_3 = -0.175$; $\theta_4 = -0.411$; $\theta_5 = -1.266$; $\theta_6 = -0.277$; $\theta_7 = -0.741$;

Табл. 4.4 содержит оптимальные значения синаптических весов $W_{j1}^2, j = 1, \dots, 7$ для выходных сигналов нейронов первого слоя

Таблица 4.4. Синаптические веса выходных сигналов нейронов первого слоя (оператор №1)

Нейроны первого слоя	Синаптические веса
1	3.038
2	-0.426
3	-0.529
4	2.476
5	-0.844
6	-1.100
7	1.435

Функция нелинейных преобразований в модели нейрона второго слоя также является сигмоидой со значением порога $\theta = -0.181$.

«Обученная» нейросетевая модель (рис. 4.1) обеспечивает среднеквадратическое отклонение относительной ошибки аппроксимации при оптимальных параметрах модели порядка 8%.

Теперь рассмотрим структуру оптимальной нейросетевой модели, используемой для формирования индивидуального качественного профиля второго оператора (рис. 4.2). Как и в случае первого оператора оптимальной является архитектура модели в виде двухслойного персептрона. В качестве входных переменных модели в этом случае выступают 7 траекторных параметров, состав

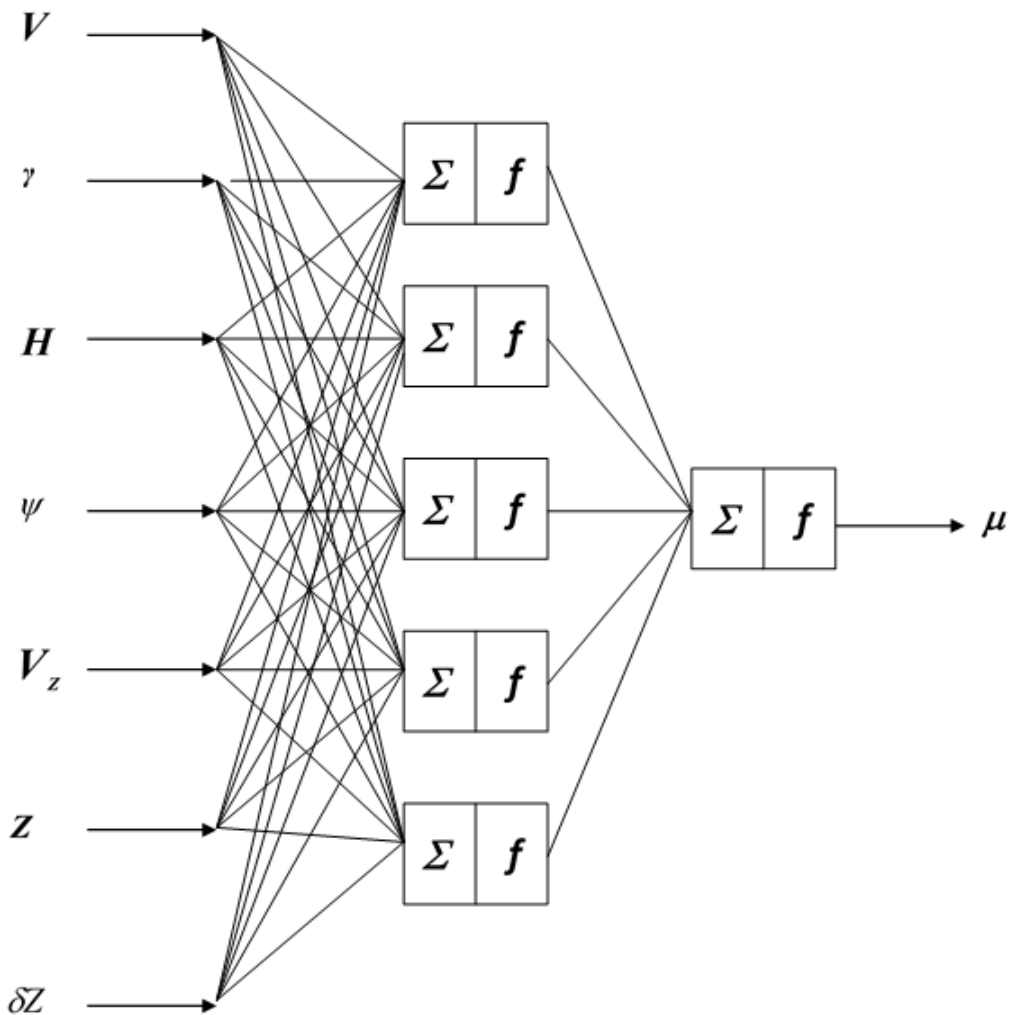


Рис. 4.2. Нейросетевая модель на основе двухслойного персептрона для оператора (летчика) №2

которых приведен на рис. 4.2, и два слоя нейронов. Первый слой включает 5 нейронов, второй – один нейрон, выходом которого является значение индикаторной функции. В процессе «обучения» нейросетевой модели, приведенной на рис. 4.2 были получены оптимальные (в смысле минимума ошибок аппроксимации) значения синаптических весов $W_{ij}^1, i = 1, \dots, 7; j = 1, \dots, 5$ и $W_{j1}^2, j = 1, \dots, 5$, а также значения порогов, присутствующих в функциях нелинейных преобразований каждого из нейронов. В таблице 4.5 приведены оптимальные значения синаптических весов $W_{ij}^1, i = 1, \dots, 7; j = 1, \dots, 5$.

Таблица 4.5. Синаптические веса входных переменных для двухслойного перцептрона (оператор №2)

Входные переменные	Нейроны первого слоя				
	1	2	3	4	5
V	0.2480863	-0.4527	-0.05248	0.8525936	0.6831563
r	1.35056	0.05843	-0.362	0.2777732	-0.08956
H	0.39846	1.320903	0.4603727	0.3047445	-0.07063
ψ	0.3927073	0.4170467	-3.825797	-0.02535	-2.33623
V_z	0.06785	2.476376	0.4515002	1.254907	0.1396634
Z	0.05189	-0.211447	0.9100424	0.6259211	1.727704
δZ	0.5116701	-0.2586	1.403317	1.785217	2.243682

Функции нелинейных преобразований в моделях нейронов первого слоя, как и в модели оператора №1, представляют собой сигмоиды, описываемые зависимостями вида (4.1) со значениями порогов: $\theta_1 = -1.833$; $\theta_2 = 0.159$; $\theta_3 = -1.522$; $\theta_4 = -1.233$; $\theta_5 = 3.411$. Таблица 4.6 содержит оптимальные значения синаптических весов $W_{ji}^2, j=1, \dots, 7$ для выходных сигналов нейронов первого слоя.

Таблица 4.6. Синаптические веса выходных сигналов нейронов первого слоя (оператор №2)

Нейроны первого слоя	Синаптические веса
1	-0.01065
2	2.757626
3	-2.582507
4	-0.48503
5	3.586055

Функция нелинейных преобразований в модели нейрона второго слоя также является сигмодой со значением порога $\theta = 0.013$. «Обученная» нейросетевая модель

(рис. 4.2) обеспечивает среднеквадратическое отклонение относительной ошибки аппроксимации зависимости $\mu(Z, l)$ при оптимальных параметрах модели на уровне 9 %.

Сопоставление моделей, приведенных на рис. 4.1, 4.2 показывает, что нейросетевая модель, описывающая индивидуальный качественный профиль оператора №2, имеет существенно более простую структуру, чем аналогичная модель оператора №1. Эти различия имеют объективную природу и обусловлены разной манерой управления, присущей операторам, участвовавшим в эксперименте. В качестве второго оператора привлекался специалист, большим опытом выполнения посадочных режимов на пилотажных стендах, для которого характерна сложившаяся манера управления самолетом на этапе посадки. Эта индивидуальная манера оператора №2 проявляется в том, что он достаточно хорошо выдерживает вертикальный профиль посадочной глиссады, активно маневрируя при этом в горизонтальной плоскости. Подтверждением этому служит то, что среди входных параметров нейросетевой модели на рис. 4.2 преобладают в основном траекторные параметры, характеризующие движение самолета в вертикальной плоскости. Именно эти параметры существенным образом влияют на точность приведения самолета на ВПП вторым оператором. Более того, индивидуальная манера пилотирования, свойственная оператору №2, практически не изменяется в процессе его деятельности. Этот вывод подтверждает рис. 4.3, где представлены нейросетевые модели, описывающие его индивидуальный качественный профиль на разных этапах деятельности, после выполнения $N=20$, $N=40$ и $N=50$ посадочных режимов на аппаратно-программном симуляторе самолета МиГ-АТ.

Во всех случаях индивидуальная модель действий летчика описывается двухслойным персептроном с одним и тем же составом входных параметров и одинаковым числом нейронов. Некоторые различия проявляются в оптимальных значениях синаптических весов, полученных в процессе «обучения», но структура нейросетевой модели не меняется в процессе деятельности, что подтверждает наличие устойчивых, индивидуальных навыков пилотирования, присущих этому оператору.

В качестве оператора №1 в эксперименте участвовал специалист, обладающий ограниченным опытом выполнения посадочных режимов, недостаточным для того, чтобы у него сформировался собственный «почерк». Отсутствие сложившейся индивидуальной манеры управления самолетом на этапе посадки проявляется в том, что:

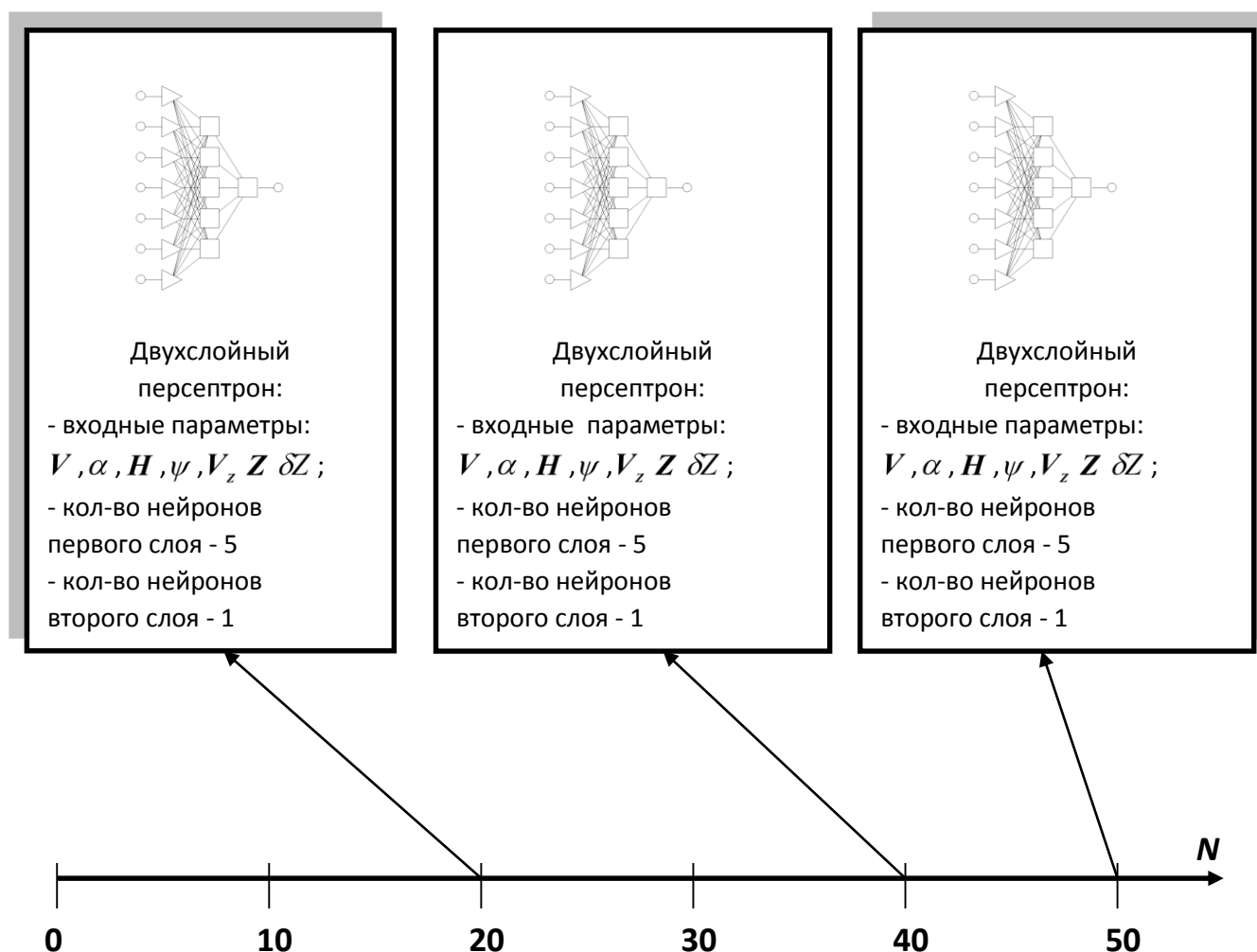


Рис. 4.3. Изменение индивидуального качественного профиля оператора №2 в процессе деятельности.

во-первых, точность приведения самолета на ВПП, которую демонстрирует первый оператор, в равной степени зависит от всех траекторных параметров. Это отличает его от опытного пилота (второго оператора), вырабатывающего управление на основе ограниченного набора наиболее значимых для обеспечения необходимой точности посадки траекторных параметров, состав которых соответствует свойственной ему манере управления самолетом;

во-вторых, индивидуальный качественный профиль оператора №1 существенным образом изменяется в процессе его деятельности. На рис. 4.4 представлены нейросетевые модели, описывающие индивидуальный качественный профиль первого оператора на разных этапах его деятельности после выполнения $N=20$, $N=40$ и $N=50$ посадочных режимов на аппаратно-программном симуляторе самолета МиГ-АТ.

Из рис. 4.4 видно, что начинающий пилот (первый оператор) в начале своей профессиональной деятельности пытается строить управление только на

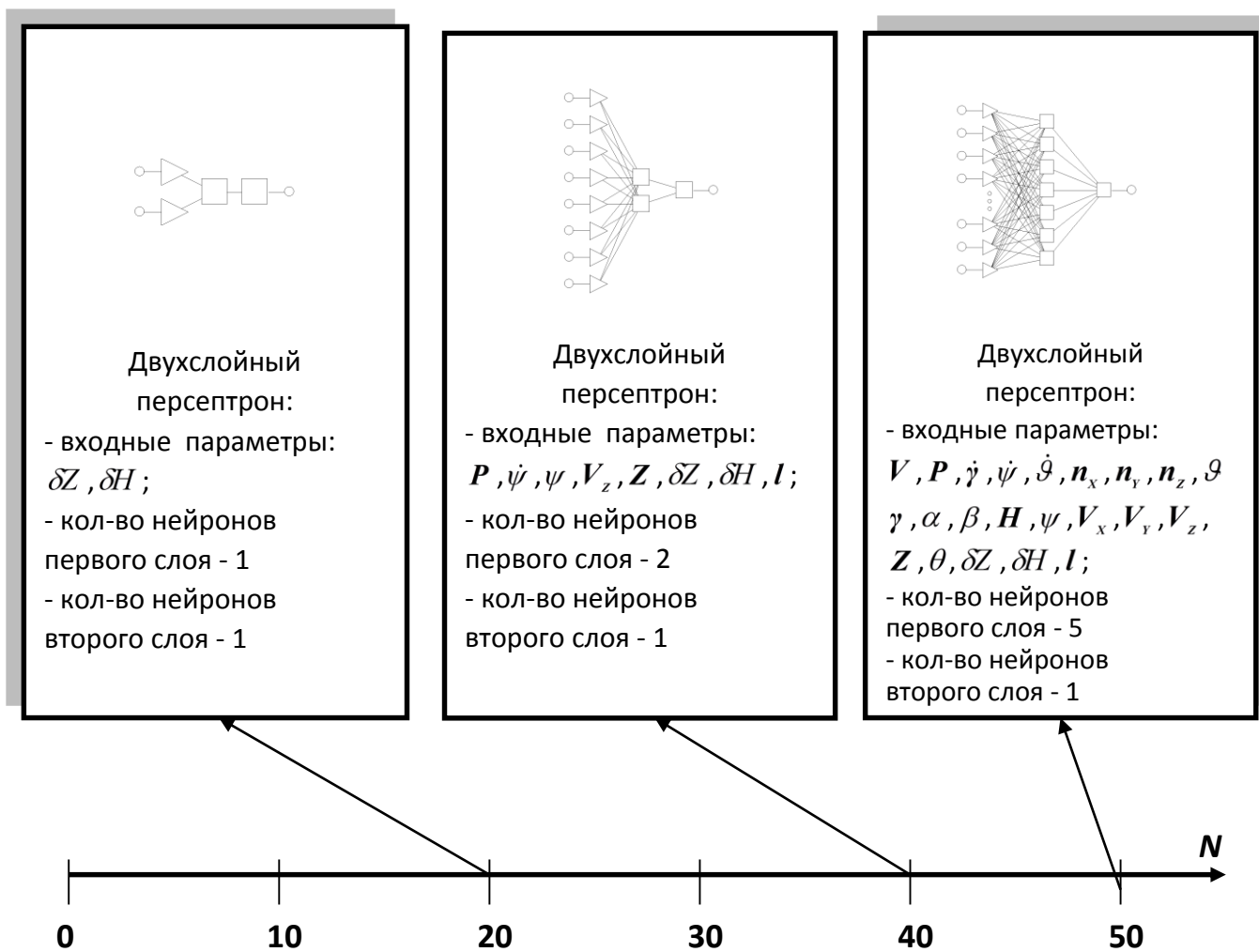


Рис. 4.4. Изменение индивидуального качественного профиля оператора №1 в процессе деятельности.

основе положения курсо-глиссадных меток на пилотажно-навигационном приборе без какого-либо прогноза изменения траекторных параметров. В дальнейшем объем анализируемых параметров увеличивается, но характерная для этого манера управления не проявляется, что обусловлено его низкой летной квалификацией.

Таким образом, на основе полученных результатов можно сделать следующие выводы:

- опытному летчику присущая индивидуальная манера управления самолетом, которая отражается в его индивидуальном качественном профиле. Это подтверждает ранее полученный в разд. 2.2 вывод о целесообразности индивидуально-адаптированного подхода к контролю и поддержке действий летчика;
- индивидуальный качественный профиль летчика с приемлемой точностью может быть описан нейросетевой моделью на основе двухслойного персептрона, структура и параметры которого отражают свойственную летчику манеру управления самолетом и непрерывно уточняются в процессе его деятельности по мере увеличения объема базы данных полетной информации.
- для опытного летчика, у которого сложились устойчивые навыки управления самолетом, адаптация нейросетевой модели в процессе его профессиональной деятельности достигается только за счет изменения весовых коэффициентов нейросетевой модели с сохранением ее структуры;
- для начинающего летчика, не демонстрирующего устойчивых навыков управления самолетом, адаптация нейросетевой модели в процессе его профессиональной деятельности обеспечивается путем изменения как структуры нейросетевой модели, так и ее параметров.

Проведенные исследования с использованием результатов моделирования посадочных режимов на аппаратно-программном симуляторе самолета МиГ-АТ позволили определить окончательную структуру «Электронного паспорта летчика».

4.2 Архитектура функционально-программного прототипа индивидуально-адаптированной поддержки действий летчика на этапе посадки с использованием нейросетевой модели

В результате выполнения диссертационной работы был разработан функционально-программный прототип системы индивидуально-адаптированной поддержки летчика, который объединил предложенные алгоритмы, реализованные в

виде программно-математического обеспечения. Ранее в главе 3, были представлены алгоритмы, составляющие формальную основу ФПП индивидуально-адаптированной системы поддержки управляющих действий пилота, архитектура которого представлена на рис. 4.5. Система функционирует в двух режимах:

- в режиме поддержки действий летчика в темпе полета;
- в режиме послеполётного анализа полетных данных.

В режиме после полетного анализа данные о реализациях вектора состояния системы самолет летчик, накопленные при выполнении последнего полета, с помощью средств регистрации полетной информации, $Z^N(l_k); k = 1, \dots, K$ передаются в программный модуль «Обработки данных системы регистрации полетной информации», в котором производится вычисление значений скалярных индикаторных функций μ_H^j , характеризующих точность приведения самолета на срез ВПП по высоте, наблюдавшихся в этом полете. Данные, полученные в результате работы этого модуля: $Z^N(l_k); k = 1, \dots, K, \mu_H^j$, записываются в персонифицированную базу данных полетной информации.

С использованием программного модуля «Обновления индивидуально-адаптированной нейросетевой модели летчика» [34], реализующего алгоритмы построения этой модели описанные в главе 3, на основе данных накопленных в базе данных полетной информации производится переобучение нейронных сетей, представляющих



Рис 4.5. Архитектура функционально-программного прототипа индивидуально-адаптированной системы поддержки управляющих действий пилота на этапе посадки

интеллектуальное ядро индивидуально-адаптированной модели летчика. В результате сформированные модели пилота используются при работе системы в темпе полета.

В режиме поддержки управляющих действий пилота в темпе полета текущее состояние системы самолет летчик $Z(l_k); k=1, \dots, K$ соответствующее дальности от среза ВПП l_k , характеризующей по сути момент времени выполнения посадочного режима передается в программный модуль «Прогноза качества выполнения посадочного режима» в котором определяется прогнозируемая точность приведения летательного аппарата на срез ВПП. В случае если прогнозируется штатное завершение посадочного режима, то есть выполнение требований по точности приведения ЛА на срез ВПП, система не вырабатывает и никаких рекомендаций летчику. Если же прогнозируется приведение летательного аппарата на срез ВПП с превышением заданных ограничений по точности, прогнозируемые значения отклонения от центра терминальной области передаются в программный модуль «Формирования и отображения рекомендаций», в котором на основе переданных данных формируются информационные сигналы направленные на устранение прогнозируемых отклонений, с целью обеспечения штатного приведения самолета на срез ВПП.

Для проверки эффективности предложенного ФПП индивидуально-адаптированной системы поддержки управляющих действий пилота на этапе посадки была проведена серия экспериментов на программно-аппаратном симуляторе самолета МиГ-АТ результаты которой представлены в следующем разделе.

4.3 Анализ эффективности ФПП индивидуально-адаптированной системы поддержки пилота.

С целью проверки эффективности предложенного в предыдущих разделах подхода к индивидуально-адаптированному контролю и поддержке управляющих действий пилота была проведена серия экспериментов по моделированию процесса выполнения управляемой посадки. В рамках этой серии с использованием АПС МиГ-АТ пилотом многократно повторялось моделирование выполнение посадочного

режима, с использованием индивидуально-адаптированного контроля и поддержки и без такового.

Для апробации подхода, в котором использовались алгоритмы индивидуально-адаптированной поддержки пилота основанные на решении задачи аппроксимации пилотом были выполнены 150 полетов, в которых система поддержки пилота включалась на различных удалениях от среза ВПП, по 30 полетов на каждую дальность включения. На рис. 4.6 представлены доверительные интервалы[35] отклонения от центра терминальной области на срезе ВПП в продольном канале.

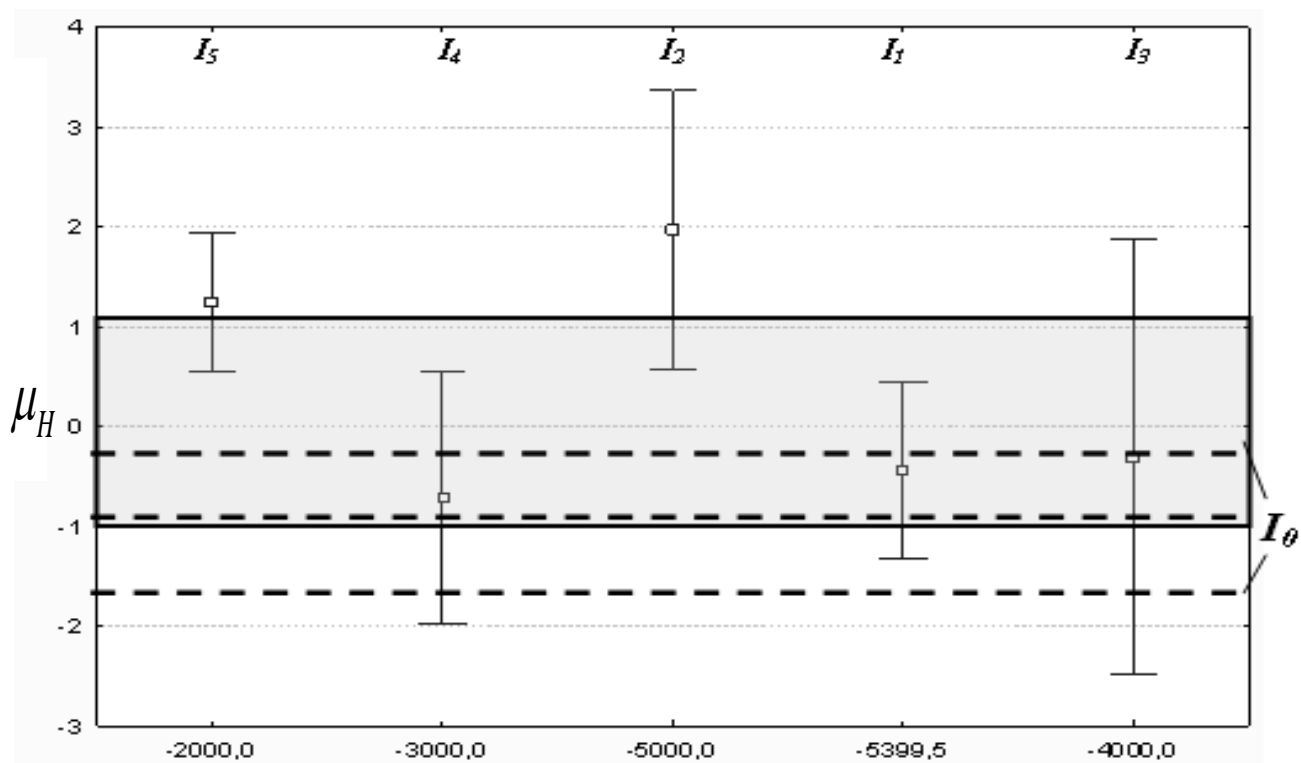


Рис. 4.6. Точность приведения ЛА на срез ВПП при использовании системы поддержки действий пилота

На рис. 4.6 серым цветом обозначена область, попадание в которую характеризует штатное приведение ЛА на срез ВПП. Штриховыми линиями отмечено математическое ожидание и доверительный интервал отклонения в вертикальном канале от штатной глиссады на срезе ВПП по высоте, без использования системы поддержки пилота. Отрезки изображают доверительные интервалы, полученные для доверительной вероятности 0,95, отклонений в вертикальном канале от штатной глиссады на срезе ВПП, для различных дальностей включения индивидуально адаптированной системы поддержки управляющих действий пилота.

Приведенные результаты не позволяют сделать однозначных выводов об эффективности применения предложенной системы. Однако, можно отметить общую тенденцию смещения математического ожидания в сторону увеличения его значения, что указывает на возможность влияния на управляющие действия пилота, путем индицирования индивидуально-адаптированных стимулирующих поправок к показаниям штатного прибора, тем самым согласовывая техническую и биологическую составляющие замкнутой системы «самолет-летчик». Наибольший интерес представляют результаты полученные для максимального и минимального удаления от ВПП, на котором происходило включение системы. В случае первого, видно, что удалось достичь 50% повышения точности приведения ЛА. Для минимальной дальности включения, характерен наименьший разброс значений отклонений от центра терминальной области, что очевидно является следствием наиболее точного прогнозирования отклонения, но к сожалению математическое ожидание при этом находится выше области характеризующей штатное пересечение среза ВПП. Такая неоднозначность результатов предположительно может быть связана с выбранным подходом к формированию информационных сигналов поддержки пилота.

Предложенный подход к построению рекомендаций пилоту, как уже указывалось ранее, вызывал существенные негативные нарекания со стороны операторов поскольку во-первых, искажал приборный образ полета, а во-вторых, такие поправки вызывали существенные биения в показаниях приборов, вызванные колебаниями прогнозируемого значения отклонения.

Для апробации подхода, в котором использовались алгоритмы индивидуально-адаптированной поддержки пилота, основанные на решении задачи классификации пилотом были выполнены 150 полетов, в которых система поддержки пилота так же включалась на различных удалениях от среза ВПП, по 30 полетов на каждую дальность включения. На рис. 4.7 представлены доверительные интервалы отклонения от центра терминальной области на срезе ВПП по высоте.

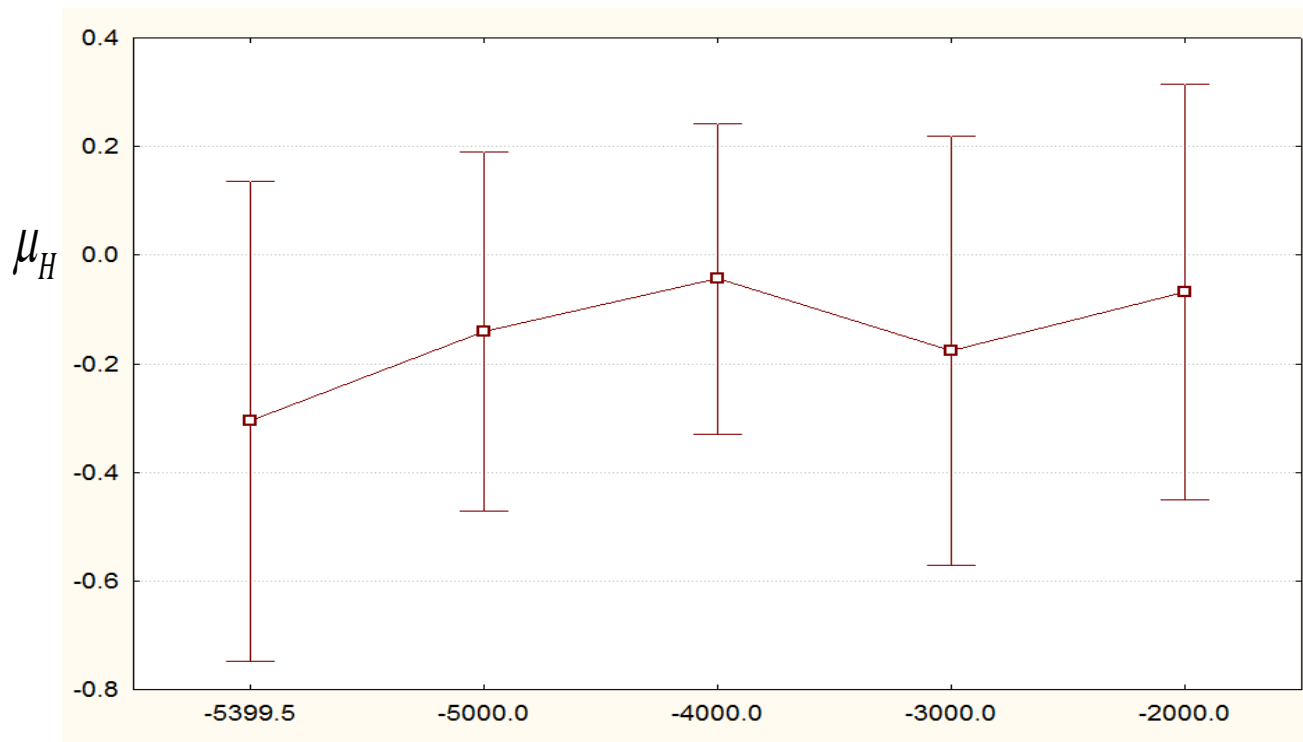


Рис. 4.7. Точность приведения ЛА на срез ВПП при использовании системы поддержки действий пилота основанной на решении задачи классификации

Как можно видеть из рис. 4.7 все доверительные интервалы, соответствующие различным дальностям включения системы поддержки, лежат в диапазоне от -1 до 1, попадание в который характеризует штатное приведение ЛА на срез ВПП. Таким образом, можно утверждать, что вне зависимости от дальности включения системы удалось полностью исключить полеты, в которых наблюдается нештатное завершение режима посадки. При этом наименьший по ширине доверительный соответствует дальности включения системы – 4000 м. до среза ВПП. При этом для этой же дальности наблюдается минимальное значение математического ожидания (минимальное отклонение от центра ВПП).

Выводы к главе 4

1. С использованием данных моделирования процесса выполнения посадочного режима на аппаратно-программном симуляторе самолета МиГ-АТ сформированы нейросетевые модели управляющих действий летчика в канале управления высотой при выполнении режима посадки. Показано, что

индивидуальные особенности управляющих действий летчика проявляются в структуре нейронной сети, ее параметрах и наборе входных сигналов.

2. Показана эффективность предложенных алгоритмов контроля и поддержки управляющих действий летчика на основе нейросетевой модели его действий. Использование подхода, предполагающего решение задачи аппроксимации для прогноза отклонения от центра терминальной области при выполнении посадки позволяет повысить точность приведения ЛА в терминальную область на 40%, однако сопровождается субъективными нареканиями со стороны летчиков, вызванных биениями в показаниях пилотажных приборов. Использование подхода, предполагающего решение задачи классификации для прогноза отклонения от центра терминальной области при выполнении посадки полностью исключит полеты, в которых не выполняются требования по точности приведения ЛА в терминальную область и при этом не вызывает нареканий со стороны пилотов.

3. Предложена архитектура функционально-программного прототипа индивидуально-адаптированной системы поддержки управляющих действий пилота на этапе посадки, в соответствии с которой функционирование системы осуществляется двух режимах. В режиме поддержки действий летчика система на основе текущего состояния системы «самолет-летчик» и нейросетевой модели летчика осуществляет контроль его управляющих действий и, в случае необходимости, формирует соответствующие рекомендации. В режиме послеполетной обработки информации осуществляется обработка данных, полученных в последнем полете и уточнение на их основании нейросетевой модели летчика.

Заключение

В результате проведенных исследований получены следующие основные результаты:

1. Рассмотрены современные направления в области разработки систем поддержки действий летчика. В основе большинства систем данного класса лежит идея расширения информационного поля пилота путем добавления дополнительных информационных сигналов. Показано, что наибольшей универсальностью среди систем поддержки принятия решений обладают системы, основанные на использовании моделей деятельности летчика.

2. Проведен анализ существующих подходов к разработке математических моделей деятельности летчика. Показано, что основным недостатком, присущим большинству из них, является неучёт индивидуальных особенностей управляющих реакций летчика при осуществлении пилотирования. Это обстоятельство может существенным образом ограничивать эффективность использования таких моделей, особенно в условиях совершенствования технического сегмента эргатических систем типа «самолет-летчик».

3. Путем статистической обработки данных, накопленных в процессе моделирования выполнения посадочных режимов на аппаратно-программном симуляторе самолета МиГ-АТ подтверждено наличие у летчика индивидуальной устойчивой манеры пилотирования, которая проявляется в значениях характеристик параметров движения ЛА и параметров, характеризующих управляющие действия летчика. Полученный результат подтверждает необходимость учета индивидуальной манеры в системах контроля и поддержки управляющих действий летчика.

4. Рассмотрена возможность использования аппарата искусственных нейронных сетей для решения задачи формирования индивидуально-адаптированной экспериментальной модели управляющих действий летчика. Показано, что для решения данной задачи может быть использована нейронная сеть типа многослойный персептрон с одним скрытым слоем. Рассмотрены алгоритмы формирования индивидуально-адаптированной нейросетевой модели управляющих действий летчика, основой которых является процедура обучения нейронной сети с

использованием данных, накопленных в результате предшествующей деятельности летчика.

5. Предложены алгоритмы формирования рекомендаций летчику на основе его индивидуально-адаптированной нейросетевой модели и текущего вектора состояния системы «самолет-летчик». Такие рекомендации могут формироваться как на основе решения задачи прогнозирования значения промаха, так и на основе решения задачи классификации.

6. С использованием данных моделирования процесса выполнения посадочного режима на аппаратно-программном симуляторе самолета МиГ-АТ сформированы нейросетевые модели управляющих действий летчика в канале управления высотой при выполнении режима посадки. Показано, что индивидуальные особенности управляющих действий летчика проявляются в структуре нейронной сети, ее параметрах и наборе входных сигналов.

7. Показана эффективность предложенных алгоритмов контроля и поддержки управляющих действий летчика на основе нейросетевой модели его действий. Показано, что использование предложенных моделей и алгоритмов позволяет статистически достоверно повысить точность приведения ЛА в заданную область при выполнении посадки. При этом использование подхода, предполагающего решение задачи аппроксимации для прогноза отклонения от центра терминальной области при выполнении посадки позволяет повысить точность приведения ЛА в терминальную область на 40%, в то время как использование подхода, предполагающего решение задачи классификации для прогноза отклонения от центра терминальной области при выполнении посадки позволяет полностью исключить полеты, в которых не выполняются требования по точности приведения ЛА в терминальную область.

8. Предложена архитектура функционально-программного прототипа индивидуально-адаптированной системы поддержки управляющих действий пилота на этапе посадки, в соответствии с которой функционирование системы осуществляется двух режимах. В режиме поддержки действий летчика система на основе текущего состояния системы «самолет-летчик» и нейросетевой модели летчика осуществляет контроль его управляющих действий и, в случае

необходимости, формирует соответствующие рекомендации. В режиме послеполетной обработки информации осуществляется обработка данных, полученных в последнем полете и уточнение на их основании нейросетевой модели летчика.

Список источников

1. STATISTICS. Causes of Fatal Accidents by Decade [Электронный ресурс] Copyright ©1997-2016 PlaneCrashInfo.com .- Режим доступа: <http://planecrashinfo.com/cause.htm>, свободный
2. Проектирование систем наведения / Под ред. *Е.А.Федосова*. М.: Машиностроение, 1975.- 295с.
3. *Себряков Г.Г., Желтов С.Ю., Огинский А.А.* Человеко-машинные системы управления. Раздел в кн." Машиностроение. Энциклопедия. т.1-4. Автоматическое управление.Теория", М.:Машиностроение,2000, сс.604-641.
4. *Себряков Г.Г., Желтов С.Ю., Желтова О.А.* Параметрический синтез человеко-машинных систем слежения. Сб. Вопросы кибернетики" Моделирование процессов управления в человеко-машинных системах", М.:Наука ,1988, сс.44-49.
5. *Себряков Г.Г.* Проблемы проектирования полуавтоматических систем наведения летательных аппаратов // Вестник компьютерных и информационных технологий, № 10, 2007, с. 2-8.
6. *Стефанов В.А.* Бортовые оперативно-советующие экспертные системы (БОСЭС) типовых ситуаций функционирования антропоцентрических (технических) объектов: Учебное пособие / *Федунов Б.Е.*-М.: Изд-во МАИ, 2006.-192 с.
7. *Fedunov B.E.* The optimization models for taking the decision in the algorithmic and indicational support system designing. Systems Analysis Modeling Simulation // J. of mathematical modeling and simulation in systems analysis, 1995, Vol. 18-19
8. *Егорова Е.Т., Федунов Б.Е.* Минимаксная задача размещения и обхода точек в круге и потенциальные возможности измерительных устройств // Изв. РАН. ТиСУ. 1996, №3
9. *Саати Т., Кернс К.* Аналитическое планирование. Организация систем. – М.: Радио и связь,1991
10. *Nauck D., Kruse R.* Neuro-Fuzzy Systems for Function Approximation // Fuzzy Sets and Systems. – 1999. – Vol. 101, №2. – P. 261-271
11. *Zadeh L.* Outline of a New Approach to the Analysis of Complex Systems and Decision Processes // IEEE Trans. Syst. Man Cybernet. №3. – 1973. – P. 28-44. (Русский перевод: Заде Л. Основы нового подхода к анализу сложных систем и процессов принятия решений. В кн. «Математика сегодня». Пер. с англ. М.: Знание. – 1974. – С. 5-49).
12. *Хайкин С.* Нейронные сети: полный курс.- М.: Вильямс,2006.
13. *Жидков В.Н.* Мягкие вычисления в интегрированных системах летательных аппаратов: Учеб. Пособие. – М.: Изд-во МАИ, 2013. – 388 с.
14. Интеллектуальные интерактивные учебно-тренировочные комплексы / *Пономарев А.В. Василец В.М. Михайлов В.В. и др.* - М.: Воениздат, 2006.

15. **Артюхин С.Ю.** Оценка эффективности деятельности летчика по управлению летательным аппаратом /Научно-методические рекомендации по авиационному оборудованию . Рига: Изд-во РВВИАУ, 1983.
16. **Красовский А.А.** Основы теории авиационных тренажеров. М.: Машиностроение, 1995.
17. **Красильщиков М.Н.** Индивидуально-адаптированные бортовые системы контроля технического состояния самолета и поддержки управляющих действий летчика / **Евдокименков В.Н., Базлев Д.А.** - М.:Изд-во МАИ, 2011.
18. **Базлев Д.А., Евдокименков В.Н., Ким Н.В., Красильщиков М.Н.** Концепция построения бортовой информационно-экспертной системы поддержки действий летчика в особых ситуациях полета // Вестник информационных и компьютерных технологий. 2007, №1
19. **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, № 3, 2015, стр. 17-29
20. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры. М.: Изд-во стандартов, 1982 – 181 с
21. **Жуков Г.А.** Основы теории воздушной стрельбы: Учеб. Пособие. - М.: МАИ-Принт, 2008. - 158с.
22. **Крамер Г.** Математические методы статистики. М.: Мир, 1975.
23. **Тюрин Ю.** Статистический анализ данных на компьютере / **Макаров А.** - . М.: Инфра - М, 1998г
24. **Андерсон Т.**, Введение в многомерный статистический анализ, пер. с англ., М., 1963;
25. **John P. Hoffmann; Kevin Shafer** Linear Regression Analysis: Assumptions and Applications. – USA O.: NASW Press. – 2015. - 240 p.
26. **В.Н.Евдокименков, Р.В.Ким, В.А.Якименко** Использование нейросетевых моделей для согласования операторских возможностей пилота с характеристиками технического сегмента эргатической системы «самолет-летчик» // XXI Международная научная конференция «Системный анализ, управление и навигация», Евпатория. 3-10 июля 2016г. Тезисы доклада с. 97-100
27. **В.Н.Евдокименков, Р.В.Ким, В.А.Якименко** Согласование технического и биологического сегментов эргатической системы «самолет-летчик» с использованием нейросетевого подхода // Труды МАИ 2016 № 89 г. Москва
28. **В.Н.Евдокименков, Р.В.Ким, В.А.Якименко** Индивидуально-адаптированный контроль и поддержка управляющих действий летчика на основе нейросетевых моделей // Вестник компьютерных и информационных технологий, принята в печать Москва 2016г.

29. **В.А.Якименко** Индивидуально-адаптированная система поддержки управляющих действий летчика при выполнении типовых полетных режимов // XLII Международная молодежная конференция «Гагаринские чтения» , Москва. 12-15 апреля 2016г. Тезисы доклада с. 46-47

30. **Уоссермен Ф.** Нейрокомпьютерная техника: теория и практика. – М.: Мир, 1992.

31. **Галушкин А.И.** Нейронные сети. Основы теории.- М.: Горячая линия – Телеком, 2010.

32. **Ульянов С.В** Интеллектуальное робастное управление: технологии мягких вычислений/ **Ульянов С.В., Литвинцева Л.В., Добрынин В.Н., Мишин А.А.**- М.: ВНИИгеосистем, 2011

33. **Колмагоров А.Н.** О представлении непрерывных функций нескольких переменных суперпозициями непрерывных функций меньшего числа переменных// Доклады академии наук СССР, 1956, Т. 108, с.2

34. **В.Н.Евдокименков, Р.В.Ким, В.А.Якименко** Программа формирования индивидуально-адаптированной нейросетевой модели управляющих действий летчика при выполнении типовых полетных режимов. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ №2016610115 от 11.01.2016

35. **Вентцель Е.С.** Теория вероятностей: Учеб. для вузов.-5-е изд. Стер.- М.: Высш. Шк.,1998. – 576 с.