

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
ГОСУДАРСТВЕННАЯ КОРПОРАЦИЯ ПО АТОМНОЙ ЭНЕРГИИ «РОСАТОМ»
РОССИЙСКАЯ АКАДЕМИЯ НАУК
РОССИЙСКАЯ АССОЦИАЦИЯ НЕЙРОИНФОРМАТИКИ
МОСКОВСКИЙ ИНЖЕНЕРНО-ФИЗИЧЕСКИЙ ИНСТИТУТ
(ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ)
НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ ИНСТИТУТ
СИСТЕМНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ РАН

НАУЧНАЯ СЕССИЯ МИФИ–2009

НЕЙРОИНФОРМАТИКА–2009

**XI ВСЕРОССИЙСКАЯ
НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКАЯ
КОНФЕРЕНЦИЯ**

**ЛЕКЦИИ
ПО НЕЙРОИНФОРМАТИКЕ**

По материалам Школы-семинара
«Современные проблемы нейроинформатики»

Москва 2009

УДК 001(06)+004.032.26 (06) Нейронные сети
ББК 72я5+32.818я5
М82

НАУЧНАЯ СЕССИЯ МИФИ–2009. XI ВСЕРОССИЙСКАЯ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ «НЕЙРОИНФОРМАТИКА–2009»: ЛЕКЦИИ ПО НЕЙРОИНФОРМАТИКЕ. – М.: МИФИ, 2009. – 280 с.

В книге публикуются тексты лекций, прочитанных на Школе-семинаре «Современные проблемы нейроинформатики», проходившей 27–30 января 2009 года в МИФИ в рамках XI Всероссийской конференции «Нейроинформатика–2009».

Материалы лекций связаны с рядом проблем, актуальных для современного этапа развития нейроинформатики, включая ее взаимодействие с другими научно-техническими областями.

Ответственный редактор
Ю. В. Тюменцев, кандидат технических наук

ISBN 978–5–7262–1053–7 © *Московский инженерно-физический институт (государственный университет), 2009*

Содержание

Ю. И. Нечаев. Нейронечеткие технологии в интеллектуальной системе контроля посадки летательных аппаратов корабельного базирования	5
Предисловие	6
Введение	7
Состояние проблемы и особенности пилотирования ЛА корабельного базирования	8
Особенности обработки измерительной информации	11
Ассимиляция данных измерений	13
Выделение окна безопасной посадки	14
Контроль режима функционирования системы	19
Архитектура и концептуальная модель системы	22
Концептуальная модель системы	25
Система нейронечеткого контроля движения летательного аппарата	31
Логический вывод с использованием нейронечеткой структуры. Нечеткий логический базис	33
Реализация принципов функционирования системы	38
Моделирование взаимодействия ДО с внешней средой при выборе условий безопасной посадки	43
Инструментальное средство	46
Иерархия математических моделей	47
Прогноз «окна безопасной посадки»	48
Прогноз посадки ЛА в морских условиях	51
Нейросетевой прогноз	55
Результаты моделирования динамики ЛА при посадке в морских условиях	56
Оценка «окна безопасной посадки» и прогноз посадки ЛА в морских условиях	56
Интервал времени безопасной посадки	57
УДК 001(06)+004.032.26 (06) Нейронные сети	3

Моделирование на основе фильтра Калмана и ИНС	60
Применение фильтра Калмана в задачах с неполной информацией	64
Визуализация динамических сцен	67
Заключение	72
Литература	72

Ю. И. НЕЧАЕВ

Государственный морской технический университет,
Институт высокопроизводительных вычислений
и информационных систем, г. Санкт-Петербург

E-mail: int@csa.ru

**НЕЙРОНЕЧЕТКИЕ ТЕХНОЛОГИИ В ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ
СИСТЕМЕ КОНТРОЛЯ ПОСАДКИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ
КОРАБЕЛЬНОГО БАЗИРОВАНИЯ**

Аннотация

Обсуждается проблема разработки интеллектуальных систем обеспечения безопасности посадки летательных аппаратов (ЛА) корабельного базирования. Сформулирована постановка задачи и концепция обеспечения безопасности посадки ЛА в морских условиях. Разработана имитационная модель поведения полетной палубы динамического объекта (ДО) и проведено компьютерное моделирование динамики взаимодействия при различной ориентации ДО относительно генерального направления движения ветроволновых полей и уровня внешних возмущений. Представлены алгоритмы пространственной стабилизации и управления ДО при посадке ЛА. Разработан алгоритм прогноза движения полетной палубы. Сформулирован общий подход к созданию критериального базиса и требований к пространственной стабилизации ДО при посадке ЛА.

Yu. NECHAEV

Saint-Petersburg State Marine Technical University,
Institute for High-Performance Computing and Information Systems,
Saint-Petersburg

E-mail: int@csa.ru

**NEURO-FUZZY TECHNOLOGY FOR INTELLIGENT SYSTEM
INTENDED FOR LANDING CONTROL OF SHIP-BASED AIRCRAFT**

Abstract

Some development aspects are discussed for intelligent decision support system intended to provide safe landing control of ship-based aircraft. A problem statement and related concepts are suggested for the ship landing problem in sea conditions. A simulation behavior model is generated to describe flight deck motion for a ship interpreted as some dynamical object (DO). Computer simulation is carried out to analyze interactions between aircraft and DO for various wind-wave fields and external disturbances. Algorithms of spatial stabilization and control for the DO are introduced to provide aircraft landing. A technique is developed to forecast movements of the flight deck. Some general approach is formulated to generate a criteria basis and requirements for the spatial stabilization of the DO during aircraft landing.

*Посвящается памяти выдающегося летчика,
«волшебника морской посадки»,
Героя Российской Федерации,
генерал-майора авиации Тимура Апакидзе¹*

Предисловие

Посадка ЛА в морских условиях — чрезвычайно сложная и «вечная» проблема. Использование систем безопасной посадки и пилотажных стендов с системой визуализации, накопленный опыт проведения операций посадки в морских условиях, не исключают полностью возможности возникновения аварийных ситуаций. Сложности проведения операций при посадке ЛА объясняются отсутствием надежных данных о реальной структуре ветроволновых полей в зоне полетной палубы, а также сложной картиной взаимодействия элементов системы «Внешняя среда–полетная палуба–ЛА». Ограниченность исходной информации о реальной картине гидроаэродинамического взаимодействия создает определенные трудности принятия решения как со стороны руководителя посадки, находящегося на борту корабля-носителя, так и пилота ЛА. Поэтому проблема безопасной морской посадки в настоящее время представляется как одна из сложных проблем пилотирования ЛА в сложной гидрометеорологической обстановке.

Помимо указанных факторов, на эффективность операции морской посадки значительное влияние оказывает «человеческий фактор». Влияние этого фактора обусловлено очень малым интервалом прогнозирования для принятия обоснованного решения. Действительно, реальное время упреждения, которое может быть достигнуто при моделировании и реализации условий безопасной посадки составляет всего несколько секунд. Оценить ситуацию и принять обоснованное решение в такой промежуток времени чрезвычайно сложно.

Как показывает практика, широкое применение автоматизации управления посадочными операциями в морских условиях, «моделей пилота» и средств обучения на специальных тренажерах не решает проблемы полно-

¹Апакидзе Тимур Автандилович (1954–2001), Герой Российской Федерации (1995), генерал-майор авиации (2000), один из родоначальников палубной авиации России. Первым из строевых летчиков выполнил 26 сентября 1991 года посадку самолета Су-27К (Су-33) на палубу тяжелого авианесущего крейсера (ТАКР) «Адмирал Флота Советского Союза Николай Кузнецов». Совершил более 300 посадок на палубу ТАКР днем и ночью, в том числе и в сложных метеоусловиях Заполярья.

стью. Несмотря на большой опыт проведения взлетно-посадочных операций, значительное число пилотов оказываются неэффективными при посадке ЛА в штормовых условиях.

Предлагаемый материал полезен для специалистов, занимающихся вопросами посадки ЛА в морских условиях и применением информационных технологий при создании сложных динамических систем. Для специалистов этот материал позволит глубже понять природу компромиссов на базе современных математических методов анализа и интерпретации принятия решений, а для специалистов, развивающих эти методы в области интеллектуальных технологий, открывает новые возможности практических приложений.

Летчик-космонавт СССР,
Заслуженный летчик-испытатель СССР,
Герой Советского Союза
И. П. Волк

Введение

Создание систем интеллектуальной поддержки пилота при посадке ЛА морского базирования — одно из перспективных направлений использования современных вычислительных технологий в задачах обработки и интерпретации информации в сложных динамических ситуациях [1–57]. Реализация таких технологий особенно эффективна в рамках принципа конкуренции, позволяющего осуществлять анализ альтернативных решений, выбирать предпочтительные вычислительные технологии, повышать надежность принимаемых решений.

С помощью современных вычислительных средств интеллектуальной поддержки пилота можно построить и «проиграть» достаточно сложные и содержательные модели экспериментальных ситуаций при посадке ЛА. В рассматриваемых приложениях такие модели являются важным шагом на пути создания количественных интерпретаций реальных ситуаций, возникающих в практике проведения операций морской посадки. Их можно рассматривать как элементы некоторого «виртуального полигона», обеспечивающего выбор решений в условиях неопределенности и неполноты исходной информации. Многочисленные примеры использования принципа конкуренции при работе с количественной, качественной и визуальной

информацией показывают, что при поиске компромисса в задачах принятия решений лучше искать принципиально новые решения, чем пытаться решить проблему привычными методами.

Для реализации концепции безопасной посадки в морских условиях необходимо совершенствовать не только программно-аппаратную реализацию бортовых вычислительных комплексов, но и располагать более адекватными математическими моделями анализа и прогноза динамики взаимодействия, а также моделями принятия решений в условиях неопределенности и неполноты исходной информации. Значительную помощь при создании таких моделей могут оказать вычислительные технологии, основанные на эффективном сочетании традиционных математических методов с новым аппаратом обработки и интерпретации информации на основе методов искусственного интеллекта (ИИ) [14, 27, 54].

Автор этих строк в свое время был знаком с талантливым летчиком, Героем России, *Тимуром Апакидзе*, который высказал много полезных советов при разработке интеллектуальных технологий и организации интерфейса поддержки принятия решений в системах морской посадки. В одном из последних интервью по телевидению *Т. Апакидзе* назвал морскую посадку «сложнейшей операций пилотирования ЛА».

Настоящая статья посвящена исследованию некоторых аспектов сложной и многогранной проблемы морской посадки. В основу подхода к решению этой проблемы положены принципы обработки информации, предложенные автором в его изобретении [24] и в докладах на конференциях по нейроинформатике [26, 28]. Разработанные математические модели и алгоритмы их реализации представляют собой материалы исследований, выполненных автором в порядке личной инициативы, и не являются результатом специальных научно-исследовательских работ. Цель работы — отразить наиболее важные аспекты проблемы в рамках современных представлений о реализации сложных динамических систем.

Состояние проблемы и особенности пилотирования ЛА корабельного базирования

Посадка ЛА в морских условиях — одна из наиболее сложных операций пилотирования. Эта операция осуществляется на полетные палубы и посадочные площадки плавучих динамических объектов (ДО), к числу которых относятся корабли различного назначения (авианосцы, вертолетоносцы и

авианесущие корабли группового и одиночного базирования), а также суда и плавучие технические средства освоения океана, оборудов

условиях связано с решением сложных научно-технических проблем анализа и прогноза поведения системы «внешняя среда–ДО–ЛА» в условиях непрерывного изменения динамики объекта и внешней среды. Среди многочисленных задач на пути решения проблемы обеспечения успешной посадки ЛА следует выделить разработку общих критериев эффективности посадки, описание траекторий, технологии выполнения посадки и состояния посадки при штатных и нештатных ситуациях, а также методов оценки соответствия разрабатываемого комплекса критериям эффективности посадки. Для решения этих задач разрабатываются структуры взаимодействия и комплексирования соответствующих информационных средств, включая алгоритмы информационного обеспечения и автоматического управления.

Анализ процесса посадки ЛА сводится к оценке возможных значений параметров траекторного и углового движения в момент касания взлетно-посадочной площадки. Общая математическая модель, описывающая пространственное движение ЛА при выполнении этой операции, имеет вид [20]:

$$\frac{dx}{dt} = f(x, y, t), \quad (1)$$

где x — n -мерный вектор фазовых координат; y — m -мерный вектор случайных возмущений; t — время; $f(x, y, t)$ — n -мерная вектор-функция.

Для заданного возмущения и начальных условий, определяемых вектором $x(t_0) = x_0$, можно установить траекторию ЛА, движение которого заканчивается на некотором терминальном множестве

$$Q(X, T) = 0, \quad (2)$$

частным случаем которого является время завершения посадки $t = T$.

Конкретный способ задания возмущения в системе (в виде формирующего фильтра или канонического разложения) зависит от особенностей решаемой задачи. Успешное окончание движения ЛА связано с выполнением требования попадания в допустимую область

$$Q_1(X, T) \leq 0 \quad (3)$$

или в заданную область изменения вектора фазовых координат, определяющую нормальное функционирование динамической системы

$$Q_2(X, \tau) \leq 0, \quad (4)$$

где $t_0 \leq \tau \leq T$, причем T определяется условием $Q(\bullet) = 0$.

Выход траектории за указанные области Q_1 или Q_2 означает нарушение нормального функционирования. Вероятностная трактовка рассматриваемой задачи в простейшем случае может быть сведена к оценке вероятности превышения выходным параметром z некоторого заданного предельно допустимого значения z_0 , т. е. $P(z > z_0)$, либо к поиску значения выходного параметра z^* , которое может быть превышено с заданной вероятностью $P(z > z^*) = P_{\text{зад}}$.

Анализ ситуации и выработка практических рекомендаций по обеспечению безопасной посадки ведутся на основе концепции и подхода, сформулированных в работе [7] и позволяющих развить идеи, заложенные в патенте [24], на основе широкого использования методов анализа и интерпретации измерительной информации в рамках теоретических принципов обработки информации в мультипроцессорной вычислительной среде [26, 28].

Таким образом, расширение функциональных возможностей и повышение эффективности информационных систем (ИС) обеспечения посадки ЛА корабельного базирования в настоящее время достигается за счет использования новых подходов к организации вычислительной технологии. Разрабатываемые методы, модели и алгоритмы обработки информации в условиях непрерывного изменения динамики объекта и внешней среды позволяют обеспечить надежность принимаемых решений и рационально организовать процесс контроля и прогноза полетной ситуации.

Особенности обработки измерительной информации

Сложность проблемы посадки летательного аппарата (ЛА) в морских условиях, неполнота и неопределенность исходной информации о поведении динамического объекта (ДО) и системы «внешняя среда–ДО–ЛА» приводят к необходимости разработки вычислительной технологии, обеспечивающей обработку данных в режиме реального времени с помощью высокопроизводительных вычислительных средств. Основная роль в этой технологии принадлежит данным динамических измерений, поступающим от датчиков бортовой измерительной системы.

Рассмотрим стохастическую дискретную систему с r -мерным пространством входов. Выходы системы в момент времени t представляют собой вектор-столбцы $\theta_t, \Psi_t, \dots, \zeta_t$ параметров колебательного движения полетной палубы, определяющие результат взаимодействия ДО с внешней сре-

дой в морских условиях. Измерения фиксируются в дискретные моменты времени $1, 2, 3, \dots, t$ и характеризуют траектории параметров, образующих информационный вектор в интервале T [14]

$$J = \{\theta_t, \Psi_t, \dots, \zeta_t, \dots, t \in [0, T]\}. \quad (5)$$

На основе данных о параметрах $\theta_t, \Psi_t, \dots, \zeta_t$ необходимо провести анализ ситуации и построить прогнозирующую функцию, наилучшим образом отображающую тенденции в изменении компонент информационного вектора (5). Задавая предельные значения $\theta_t^*, \Psi_t^*, \dots, \zeta_t^*$ характеристик ДО исходя из обеспечения требований безопасной посадки, можно установить интервал времени $\tau = \tau_{min}$, в пределах которого обеспечивается безопасная посадка ЛА:

$$\tau = \tau_{min} \quad \text{при} \quad \theta(t_1) \leq |\theta^*|, \Psi(t_2) \leq |\Psi^*|, \dots, \zeta(t_n) \leq |\zeta^*|. \quad (6)$$

При решении поставленной задачи учитываются особенности поведения полетной палубы ДО в зоне касания ЛА. В результате устанавливаются существенные факторы, определяющие виды колебательного движения полетной палубы и формируется соответствующая структура математической модели.

В отличие от зарубежных аналогов, использующих наращивание датчиков в измерительном блоке и создание сложной и громоздкой системы информационных сетей, автором разработан подход, основанный на измерении характеристик, определяющих интегральные свойства процессов взаимодействия ДО с внешней средой в рамках концепции *динамических измерений* и параллельной обработки информации. В этом случае используются более сложные алгоритмы преобразования информации, но резко сокращается число датчиков, снижается стоимость и возрастает эффективность системы [14].

Разработанный подход к измерительной технологии ИС предусматривает использование высокоинформативных каналов измерительной информации, определение характеристик динамических процессов, а не статических параметров физических величин. ИС содержит средства измерений, не нарушающие герметичность корпуса и вырабатывающие «чистые» сигналы, не требующие пересчета на *неизвестное* в практике эксплуатации положение центра масс ДО. Использование мультипроцессорной архитектуры системы позволяет реализовать принципы обработки информации в режиме реального времени с оценкой ее непротиворечивости, избыточности и неполноты.

Являясь фундаментом, обеспечивающим функционирование бортовых ИС, измерительная система разрабатывается с учетом свойства отказоустойчивости. Жесткие требования к деградации системы приводят к необходимости своевременного принятия решений по обеспечению ее надежности при изменении объема и содержания информации о состоянии ДО и окружающей среды. Используемый в ряде работ подход, основанный на информационной избыточности за счет увеличения точек съема информации оказывается чрезвычайно сложной и громоздкой задачей. Гораздо проще разработать специальные *интеллектуальные датчики*, способные выполнять функции генерации необходимой информации при выходе из строя соответствующего датчика. Реализация интеллектуальных датчиков осуществляется на основе традиционных вычислительных технологий и ИНС [14, 26, 28].

Ассимиляция данных измерений

Процедуры ассимиляции связаны с фильтрацией и контролем данных с целью выделения «полезного сигнала» и отсеком недостоверных (ошибочных) данных, а также со «сжатием» информации и идентификацией моделей. Одно из главных условий выполнения этих процедур — обеспечение режима реального времени на основе теоретических принципов обработки информации в мультипроцессорной вычислительной среде [26, 28]. В результате обеспечивается компромисс между вычислительной эффективностью и универсальностью, что приводит к существенному сокращению времени обработки информации по сравнению с характерным временем развития нештатных и экстремальных ситуаций.

Практическая реализация разработанных моделей связана со следующими интерпретациями:

- *фильтрация и контроль данных измерений* в предположении, что вектор экзогенных переменных X_t и оператор преобразования информации $F[\bullet]$ известны, а неизвестный вектор Y_t может быть определен в результате отфильтрованного по диапазонам частот сигнала с помощью рекурсивного полосового фильтра [4] с заранее выбранной передаточной функцией;
- *идентификация моделей*, при которой векторы входного и выходного процессов X_t и Y_t известны, а структура оператора $F[\bullet]$ и «мешающего» процесса неизвестны Z_t . Эта задача соответствует наиболее

общей постановке — спектральной регрессии и сводится к определению параметров передаточной функции и характеристик процесса.

Выделение окна безопасной посадки

Одной из важных характеристик, исследуемых при обработке измерительной информации, является определение «окна безопасной посадки» (Window of Safety Landing — WSL) [5, 14, 24] (рис. 1).

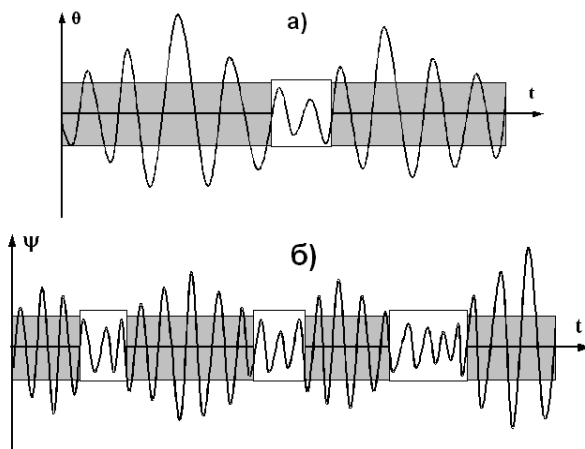


Рис. 1. Выделение «окна безопасной посадки» (светлые фрагменты внутри затененной области) на основе реализаций бортовой (а) и килевой (б) качки

Использование понятия окна безопасной посадки позволяет выделять области незначительной качки и использовать эту информацию при проведении операций морской посадки ЛА. Анализ процессов колебательного движения ДО осуществляется при различном характере внешних возмущений. Наибольший интерес представляют ситуации, определяющие следующие колебательные режимы:

- слабая качка при воздействии нерегулярных волн и зыби;
- сильная качка при воздействии пакетов нерегулярных волн;
- чрезмерная качка в условиях экстремального волнения.

Эти особенности определяют многорежимный принцип управления посадкой ЛА в морских условиях. Обеспечение такого режима достигается за счет реализации в системе управления ансамбля нейроконтроллеров, теоретические основы которых разработаны в [8, 39]. С помощью такой технологии управления осуществляются (рис. 2):

- режим управления на базе стандартных алгоритмов краткосрочного прогноза;
- комбинированный режим управления на основе алгоритмов долгосрочного и краткосрочного прогноза;
- режим управления в экстремальных ситуациях, использующий различные модели прогнозирования в рамках принципа конкуренции.

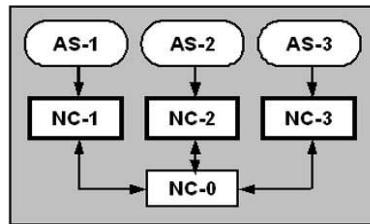


Рис. 2. Ансамбль нейроконтроллеров: Здесь NC-1, NC-2, NC-3 — нейроконтроллеры; AS-1, AS-2, AS-3 — области специализации нейроконтроллеров; NC-0 — управляющий нейроконтроллер, реализующий распределяющую функцию $F(\lambda)$

Из рис. 2, где в качестве примера приведен ансамбль, определяющий три области специализации, видно, что он содержит два вида нейроконтроллеров, каждый из которых имеет свою область специализации AS_i ($i = 1, 2, 3$) по режимам. Первый вид представляет собой нейроконтроллеры NC_i , формирующие управляющий сигнал. Функция второго вида нейроконтроллера (NC_0) состоит в выработке номера i ($1 \leq i \leq 3$) для каждого текущего значения режима $\lambda \in \Lambda$ в соответствии с зависимостями $F(\lambda)$. Этот номер указывает, какой из нейроконтроллеров NC_i должен осуществлять управление при данном $\lambda \in \Lambda$. Переход от одного нейроконтроллера к другому устанавливаются с помощью распределяющей функции $F(\lambda)$.

При незначительной качке, не превышающей допустимых значений амплитуд $\theta^*, \Psi^*, \dots, \zeta^*$, временной интервал τ_{WSL} , характеризующий окно

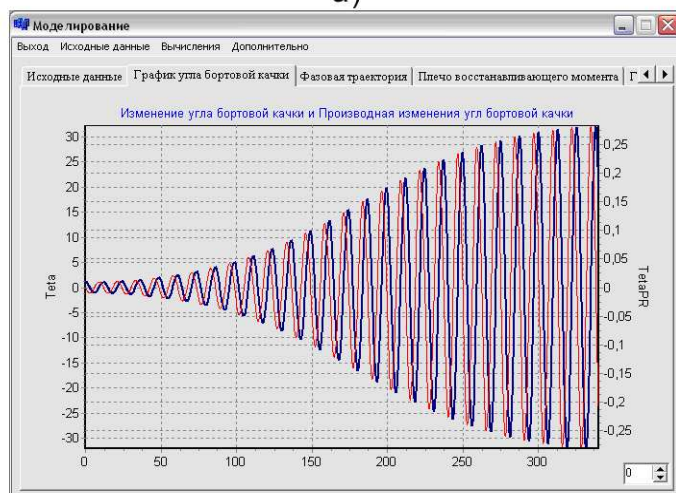
безопасной посадки, имеет большую протяженность и достаточен для реализации операции посадки $\tau_{WSL} > \tau^*$, где τ^* — допустимое значение интервала. Принятие решений по управлению операцией посадки, исходя из поведения ДО, в этих условиях может быть реализовано на основе стандартного алгоритма краткосрочного прогноза. В случае сильной качки целесообразно использовать алгоритмы, основанные на долгосрочном и краткосрочном прогнозе. Воздействие экстремального волнения приводит к сужению окна безопасной посадки и ужесточению требований к ее реализации.

Следует отметить, что в некоторых работах предлагаются пути решения проблемы безопасной посадки в морских условиях за счет обеспечения в процессе проектирования ДО амплитуд качки, не превышающих допустимых значений [15]. На первый взгляд такой подход может показаться заманчивым. Действительно, при обеспечении условия $\theta \leq \theta^*$, $\Psi \leq \Psi^*$, \dots , $\zeta \leq \zeta^*$ вообще отпадает необходимость в построении сложных моделей и систем безопасной посадки. Однако на практике могут возникать ситуации появления значительной качки, приводящей к катастрофическим последствиям. Здесь нельзя не вспомнить недавнюю трагедию с американским контейнеровозом [44], который по своим размерам близок к авианесущим кораблям. Выявленное в результате анализа этой аварии явление параметрического резонанса при воздействии пакетов экстремальных волн (о котором авторы проекта столь огромного судна даже и не предполагали) уже несколько лет является предметом дискуссий на международных конференциях, посвященных безопасности мореплавания.

Для иллюстрации на рис. 3 приведены временные кривые и фазовый портрет колебательного движения морского ДО на встречном нерегулярном волнении в режиме параметрического резонанса при воздействии крупного пакета волн, структура которого близка к волнам зыби. Как видно из этого рисунка, амплитуда бортовых параметрических колебаний в этой экстремальной ситуации быстро нарастает и стабилизируется вследствие влияния нелинейных эффектов, достигая около 30 град.

Интересно отметить, что килевая качка в этих условиях происходит в режиме, близком к основному резонансу. Поэтому амплитуда килевой качки при интенсивных внешних возмущениях также может достигать существенных величин, значительно превышающих допустимые углы дифферента при посадке ЛА на полетную палубу. Результаты моделирования и реальная картина колебательного движения ДО в условиях резонанса килевой качки приведены на рис. 4.

а)



б)

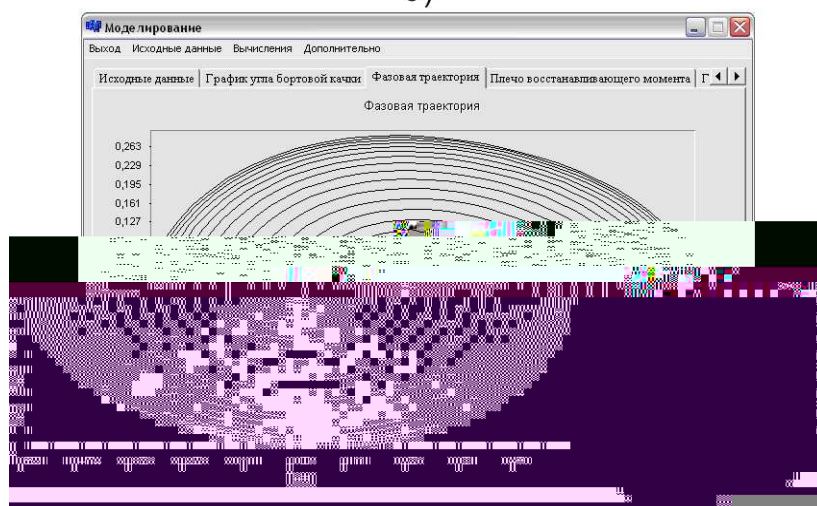
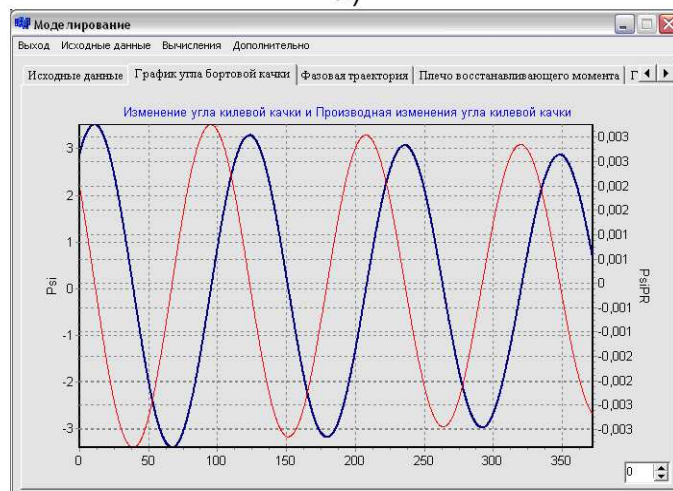


Рис. 3. Временные кривые (а) и фазовый портрет (б) колебаний ДО при бортовой качке в режиме параметрического резонанса

а)



б)



Рис. 4. Временные кривые (а) и картина колебаний ДО (б) при килевой качке в режиме основного резонанса

Контроль режима функционирования системы

Контроль взаимодействия ДО с внешней средой, уровней опасности различных нарушений в его поведении и формирование соответствующих критериев осуществляется на основе методов и моделей, позволяющих формализовать допустимость отклонений от режима нормальной эксплуатации и оценить их безопасность. При решении этой задачи важное значение приобретает информация, накопленная в процессе функционирования ИС при проведении взлетно-посадочных операций. Идентификация математических моделей, характеризующих нестандартные (нештатные и экстремальные) ситуации, осуществляется на основе статистического анализа данных измерений, полученных в условиях эксплуатации ИС, а также в процессе имитационного моделирования взаимодействия ДО с внешней средой. Временные кривые исследуемых процессов представляются в следующем виде [4, 12, 17]:

$$\mathfrak{R}(t_i) = F(t_i) + \mathfrak{S}(t_i) + S(t_i), \quad (7)$$

где под $\mathfrak{R}(t_i)$ понимаются исследуемые процессы $\zeta(t_i), \theta(t_i), \Psi(t_i)$; $F(t_i)$ — медленно меняющаяся функция времени (тренд); $\mathfrak{S}(t_i)$ — периодическая (циклическая) составляющая; $S(t_i)$ — стохастическая составляющая:

$$S(t_i) = \xi(t_i) + \varepsilon(t_i), \quad (8)$$

где $\xi(t_i)$ — независимая случайная последовательность (шум) с математическим ожиданием $M[\xi(t_i)] = 0$ и дисперсией $\sigma_\xi^2(t_i)$; $\varepsilon(t_i)$ — последовательность случайных событий («выбросов»), которые представляют собой аномальные наблюдения в случайные моменты времени τ_i :

$$\varepsilon(t_i) = \begin{cases} A_i, & \text{если } t_i = \tau \\ 0, & \text{если } t_i \neq \tau. \end{cases} \quad (9)$$

Здесь A_i — амплитуда аномального наблюдения, значительно превышающая размах исходного ряда наблюдений. Последовательность аномальных наблюдений образует пуассоновский поток событий с параметром λ .

Построение модели (7) при обработке экспериментальных данных сводится к идентификации аналитического представления каждого слагаемого. В качестве методов оценивания допустимых отклонений удобно использовать нечеткие методы, заложенные в основу представления базы знаний

ИС. При формализации неопределенностей степень соответствия режиму нормальной эксплуатации задается в виде соответствующих нечетких множеств и функций принадлежности (ФП) [1]. Полученные статистические оценки позволяют достаточно обоснованно формализовать представление нечеткого множества $A = \{(x, \mu_\lambda(x))\}$ [4, 12] с ФП $\mu_\lambda(x)$, задающего меру соответствия новой интенсивности ранее установленной в процессе накопления информации при эксплуатации ИС. Если задана необходимая степень (уровень) соответствия $\alpha \in [0, 1]$, то можно установить границы для допустимых вариаций интенсивностей аномальных данных. В рамках этих границ наблюдаемая интенсивность соответствует режиму нормальной работы. Выход новой оценки исследуемого параметра λ за допустимые пределы может трактоваться как полное несоответствие прежнему состоянию, что приводит к необходимости перестройки модели и анализу причин вмешательства в нормальный режим.

Степень соответствия спектральных характеристик новых наблюдений исходным данным определяется с помощью нечеткого множества $B = \{(s, \mu(s))\}$ [4, 12] с ФП $\mu(S)$ среднеквадратического отклонения шумовой составляющей новых наблюдений режиму нормальной работы системы с заданным отклонением. Малые значения ФП соответствуют случаю, когда практически весь разброс около среднего представляет собой случайный процесс $\xi(t)$ в (8). Другой вариант, связанный с необходимостью повторного определения $\xi(t)$ — сильно возросший размах колебаний данных относительно среднего уровня (рис. 5). Выбор степени соответствия $\alpha \in [0, 1]$, определяет границу допустимых вариаций исследуемого параметра S с помощью уравнения $\mu(S) = \alpha$. При $S \leq S_\alpha$ можно считать, что спектральная характеристика осталась неизменной [4, 12].

Рассмотренные ситуации отклонения от режима нормальной работы предполагают наличие необходимой информации для идентификации параметров модели в новых условиях. При отсутствии новых данных о компонентах прогностической модели принятие решений за короткое время после сигнала несоответствия новых данных режиму нормальной работы осуществляется с использованием значения среднего $\mathfrak{R}(t_i)^*$ и среднеквадратического отклонения S . Данные регистрации рассматриваются как выборка из генеральной совокупности с математическим ожиданием $\mathfrak{R}(t_i)^*$ и дисперсией S^2 . Используемые при этом оценки предполагают, что серия последовательных наблюдений, относится к генеральной совокупности с теми же параметрами разброса S^2 , но с новым значением среднего, отличающегося от исходного значения на величину скачка b (математическое

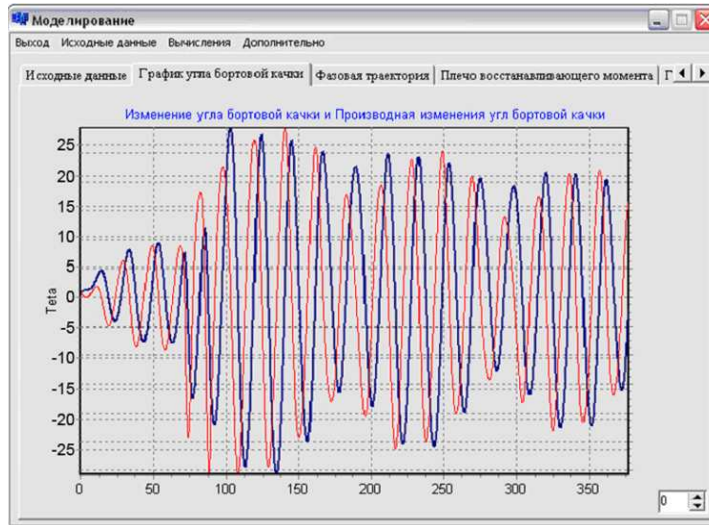


Рис. 5. Возникновение значительной амплитуды колебаний при воздействии крупной одиночной волны в составе нерегулярного волнения

ожидание новой совокупности равно $(\mathfrak{R}(t_i)^* + b)$.

При наличии скачка на величину b могут реализовываться две ситуации. Первая — скачок произошел, но опасный порог предельных значений ζ^* , θ^* , Ψ^* не достигнут. В этом случае осуществляется переход в режим текущей регистрации и сбора данных для подстройки прогнозирующей модели. Вторая — из-за скачка ситуация приблизилась к значениям ζ^* , θ^* , Ψ^* . Этот случай рассматривается ниже при оценивании опасности функционирования системы. Анализ вероятностных свойств выборок показывает, что для надежного выделения скачка (с уровнем доверительной вероятности 0.99) значение $|b|$ должно превосходить S . Эта предварительная статистическая оценка позволяет для первой ситуации оценить меру соответствия «старому» состоянию системы. Нечеткое множество $C = \{(z, \mu_C(z))\}$ [4],[12] с ФП $\mu_C(z)$ задает степень несоответствия нового состояния z исходному состоянию z_0 . Выбор приемлемой степени соответствия $\alpha \in [0, 1]$ позволяет определить границы допустимых изменений среднего уровня z с помощью уравнения $\mu_C(z) = \alpha$. В рамках этих границ можно считать, что среднее значение не отличается от ранее

установленного и нет необходимости в пересчете прогностической модели. Выход новой оценки $z = z_0$ за допустимые пределы может трактоваться как полное несоответствие прежнему состоянию, что приводит к корректировке модели.

Расширение на многомерный случай позволяет перейти к нечеткому оцениванию соответствия ситуации в целом [4, 12]. Для этого вводится нечеткое множество $D = \{(x, s, z), \mu_D(x, s, z)\}$, $x > 0, s > 0, z > 0$, заданное на декартовом произведении пространств $X \times R \times Y$ с ФП $\mu_D(x, s, z)$ точки $(x, s, z) \in X \times R \times Y$ множеству параметров модели нормального режима. Результирующая ФП является композицией ФП отдельных нечетких множеств:

$$\mu_D(x, s, z) = \mu_\lambda(x) \wedge \mu(s) \wedge \mu_C(z) = \min_{x, s, z} \{\mu_\lambda(x), \mu(s), \mu_C(z)\}, \quad (10)$$

$$x \in X, s \in R, z \in Y.$$

Выбор степени соответствия $\alpha \in [0, 1]$ позволяет с помощью (10) контролировать сохранение нормального режима текущей регистрации данных при мониторинге системы корабельной посадки ЛА. Если $\mu_D(x, S, z) < \alpha$, происходит возвращение к этапу обучения с анализом данных в полном объеме и построением новой прогностической модели. Опасные отклонения от стабильного функционирования системы определяются на основании опыта эксплуатации и анализа воздействий на качество работы системы.

Архитектура и концептуальная модель системы

Увеличение объема информации, получаемой от бортовых датчиков, возросшие требования к точности и быстродействию обработки данных, необходимость принятия тактических решений за минимальное время выдвигают перед оператором (руководитель посадки, пилот) задачи, решение которых часто превышает психофизические возможности человека. Повышение степени автоматизации достигается за счет применения интеллектуальных технологий. Функциональный анализ прикладных систем, основанных на знаниях, позволяет представить формальную модель интегрированной системы интеллектуальной поддержки пилота в виде следующей обобщенной структуры:

$$IS = \langle F(S), D(W), U(PC) \rangle, \quad (11)$$

где $F(S)$ — функциональные компоненты интегрированной системы; $D(W)$ — обобщенная база данных; $U(PC)$ — управляющий программный комплекс.

В структуре (11) функциональными компонентами $F(S)$ являются исполняемые модули прикладных систем в совокупности с служебными модулями, обеспечивающими совместную работу объединяемых (интегрированных) систем. Каждая из прикладных систем представляет собой класс задач интеллектуальной поддержки оператора (руководитель посадки, пилот) в соответствии характером операции посадки (вертикальная, горизонтальная) и особенностями рассматриваемых ситуаций. В процессе совместной работы объединяемые модули M_i ($i = 1, \dots, m$) взаимодействуют с обобщенной базой данных $D(W)$ с помощью служебных модулей, функции которых состоят в выборе из базы данных необходимых для своей работы данных и в размещении в ней результатов выполненного анализа. Управляющий программный комплекс $U(PC)$ обеспечивает функционирование интегрированной интеллектуальной системы ИС с помощью программных средств. Обобщенная база данных $D(W)$ формируется в соответствии с общими принципами построения баз данных и знаний. Для представления структуры управления программными системами используются различные формализмы, обеспечивающие моделирование ситуаций и потока информации.

Программный комплекс, обеспечивающий функционирование ИС «Помощник пилота» может быть реализован по модульному принципу в рамках многоструктурной системы (рис. 6). Вычислительные алгоритмы комплекса строятся на основе принципов обработки информации в многопроцессорной вычислительной среде [26, 28].

Как видно из рис. 6, функционирование ИС определяется блоками измерительной и априорной информации, предварительной обработки информации, анализа ситуации и выработки практических рекомендаций. Интеллектуальная поддержка указанных блоков осуществляется с помощью блоков реализации принципа конкуренции, обучения, адаптации и прогноза, а также блока разработки сценариев экстремальных ситуаций. Блок документирования обеспечивает накопление данных для совершенствования базы знаний в процессе функционирования ИС. Основным функциональным блоком системы является блок сценариев развития экстремальной ситуации, реализующий выбор стратегий управления. Этот блок обеспечивает руководителя посадки и пилота необходимой информацией, реализует функции анализа и прогноза и предоставляет практические рекомендации

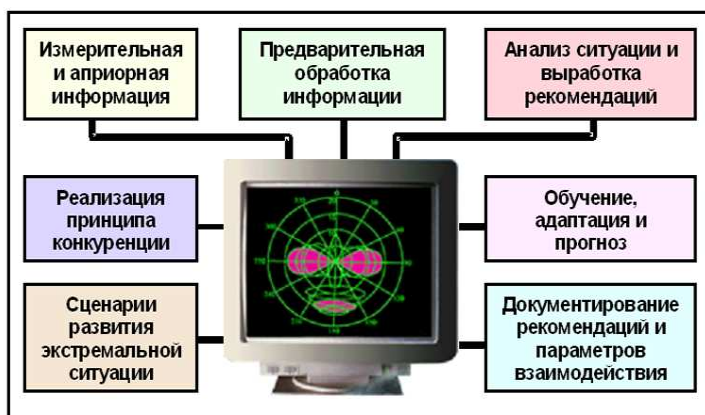


Рис. 6. Программный комплекс ИС «Помощник пилота»

по обеспечению безопасных условий посадки ЛА.

Принципиальное отличие разработанной информационной технологии принятия решений по управлению посадкой ЛА состоит в следующем:

- обоснование и выбор условий посадки ЛА осуществляются в рамках принципа конкуренции в зависимости от особенностей взаимодействия, определяющих «окно безопасной посадки» и многорежимность системы управления;
- анализ альтернатив и принятие решений реализуются с использованием алгоритмов, основанных на методах классической математики, нечетких и нейросетевых моделей;
- исходная информация, обеспечивающая функционирование моделей принятия решений, формируется на базе данных динамических измерений и результатов оценки ситуации с помощью эффективных алгоритмов анализа и прогноза.

Функционирование компонент ИС контроля посадки ЛА определяется поведением полетной палубы, исходя из особенностей взаимодействия ДО с внешней средой в конкретных условиях эксплуатации. Основное внимание уделяется построению и отработке алгоритмов посадки в сложных гидрометеорологических условиях, реализующих основные требования к безопасности посадки. Для горизонтальной посадки это — предотвращение

возможности удара ЛА о кормовой срез полетной палубы ДО и исключение условий посадки «без зацепления» тормозным крюком аэрофинишера. Важным требованием системы безопасной посадки является обеспечение функционирования в режиме реального времени.

Концептуальная модель системы

Одной из центральных проблем использования методов ИИ в системе интеллектуальной поддержки оператора является формирование инвариантного ядра системы, включающего в себя предметную область, базу знаний и базу данных. Для создания этой совокупности на основе модели (11) формируется концептуальная модель системы. В функциональном аспекте эта модель включает следующие компоненты [4],[14]:

$$\langle S(F), S(M), S(W), P_F, T_F, A, X, Y \rangle, \quad (12)$$

где $S(F) = \{S_{F1}, \dots, S_{FN}\}$ — совокупность функциональных подсистем, определяющих комплекс интеллектуальной поддержки; $S(M)$ — структурная схема системы, включающая множество $Set(S(M)) = S = \{S_1, \dots, S_N\}$ элементов $S_i \in S$ и имеющая собственную организацию $Org(SM)$; $S(W)$ — условия формирования целостной системы (цели функционирования, принципы и алгоритмы управления, качество результата решения задачи и эффективность); P_F — множество функциональных параметров; T_F — множество моментов времени, инвариантных объектам моделирования, уровню их организации и предметной области; $A : X \rightarrow Y$ — оператор, определяющий процесс интерактивного взаимодействия «Руководитель посадки–Пилот–ИС» при функционировании системы $S(F)$; $X = X_j$ ($j = 1, \dots, n$) и $Y = Y_i$ ($i = 1, \dots, m$) — вектор-множества входных и выходных данных;

Вывод решения на основе формальной модели M_i ($i = 1, \dots, n$) поддерживается правилами нечеткого вывода со структурой $X^* \bullet (X \rightarrow Y)$, где X^* и X — нечеткие множества, описывающие состояние проблемной области (между X^* и X определено нечеткое отношение сходства); Y — нечеткое множество допустимых воздействий; \bullet — операция, определяющая композиции нечетких множеств [9].

Реализация концептуальной модели ИС, представлена на рис. 7. Поток информации, определяющий цепочку преобразования исходных данных, обеспечивает диагностику текущего состояния объекта управления, распознавание и классификацию ситуации, поиск управляющего решения и выдачу команд пилоту и руководителю посадки [14].



Рис. 7. Блок-схема обработки информации о состоянии внешней среды и поведении ДО на волнении

Оценка ситуации заключается в проверке условий, сформулированных в продукционных моделях, которые связаны с анализом значений параметров и их изменений [5, 14]:

$$P * R \pm \varepsilon \rightarrow S_i, \quad dP/dt * R \pm \varepsilon \rightarrow S_i, \quad (13)$$

где S_i – идентифицируемое событие (ситуация); P – значение параметра; R – величина, с которой сравнивается значение P ; * – предикатный символ ($=, <, >, \geq, <, \leq$); ε – допустимая ошибка рассогласования, определяющая уверенность в том, что ситуация (событие) может быть распознана; dp/dt – изменение значения параметра за время dt .

Величина ε задается с учетом степени принадлежности $\mu(S_i)$ для нечеткого множества S_m на шкале $[0,1]$, т. е. является функцией отображения S_i на интервал $[0,1]$:

$$\varepsilon : S_t \rightarrow [0, 1] = \mu_{sm}(S_i), \quad (14)$$

где S_m – эталонная (известная и описанная) ситуация из базы знаний.

Конструкция (14) позволяет вести обработку нечеткой информации путем введения соответствующих узлов сети. Анализ диалоговой информации в сложных ситуациях осуществляется в соответствии с конструкцией «inq», где знак «inq» характеризует запрос недостающей информации. Высказывание означает, что событие и дальнейшее продвижение по сети определяются оператором. При этом система выдает оператору запрос, предполагающий ответ в стандартной форме, определяющий последующие стратегии.

Формирование логической структуры, определяющей альтернативные модели морской посадки ЛА в соответствии с (13) представляется в виде семантической сети (рис. 8).

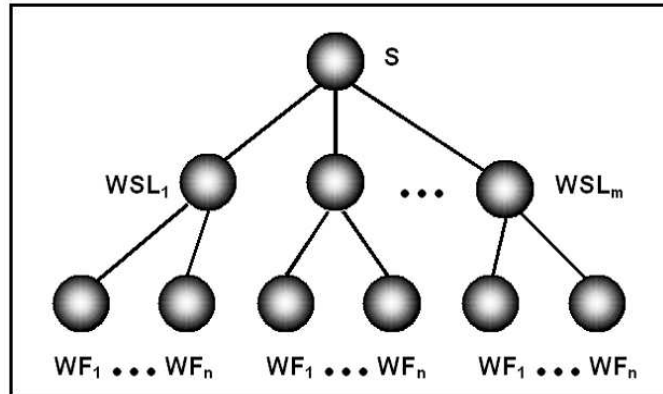


Рис. 8. Семантическая сеть, характеризующая ситуации S морской посадки: WSL_1, \dots, WSL_m — характеристики окна безопасной посадки как результат воздействия волнового поля; WF_1, \dots, WF_n — характеристики ветрового потока

На этом рисунке выделены два уровня определяющих параметров antecedентной части A продукционной модели **if-then**. Первый уровень связан с параметрами, характеризующими «окно безопасной посадки» (Windows Safety Landing — WSL_i ($i = 1, \dots, m$)), второй уровень определяет параметры ветрового потока (Wind of Flow — WF_j ($j = 1, \dots, n$)). Аналогичную графическую интерпретацию можно представить и для контроля движения ЛА по глиссаде.

Система интеллектуальной поддержки обеспечивает взаимодействие оператора с основными функциональными подсистемами на ограниченном естественном языке. Графическое окно *Analysis-Forecast* интерфейса «Оператор-ИС» при анализе и прогнозировании ситуации посадки ЛА в морских условиях представлено на рис. 9 в виде области исходных данных (*Input Data*), области дерева модели (*Domain*) и окна просмотра (*Results*). Область дерева модели включает закладки: задание граничных условий (*Physics*), *Model* — выбор математической модели (*Model*) и работа с моделью (*Simulation*). Окно просмотра (*Results*) содержит результаты прогноза

и выводы (*Conclusion*).

Здесь обозначено: $W = 23\text{m/s}$ и $\chi = 100^\circ$ — скорость ветра и угол отклонения вектора этой скорости от вектора генерального бега волн; λ и h_w — средняя длина и высота волны 3%-й обеспеченности; χ — курсовой угол волны; *Differential equations* — дифференциальные уравнения; *Numerical analysis* — численный анализ; W, χ, λ, h_w — характеристики ветра и волнения в момент посадки ЛА; θ, ψ, ζ — параметры ДО (амплитуды бортовой, килевой и вертикальной качки 3%-й обеспеченности); *Windows of Safety Landing* $\tau_{WSL} = 17\text{s}$ — окно безопасной посадки; *Continue of landing* — продолжение операции посадки.

Область исходных данных (рис. 9) содержит результаты ввода исходных данных о характеристиках внешних возмущений (волнение, ветер) при анализе и прогнозе операции посадки, а также ориентацию ДО относительно генерального направления бега волн. Область дерева модели включает задание начальных (граничных) условий расчета, выбор математической модели из имеющегося набора (ансамбля) в зависимости от условий посадки и особенностей ДО, а также работу с моделью с целью вычисления исследуемых параметров посадки. Среди математических моделей оценки и прогноза поведения ДО под воздействием внешних возмущений используются не только соотношения, построенные на основе методов классической математики (дифференциальные уравнения, статистический анализ), но и модели, основанные на теории нечетких множеств и ИНС (нейронечеткие модели).

В окне просмотра (*Results*) с помощью команды (*Create Chart*) изображается результат оценки ситуации в виде фазового портрета (*Phase Portrait*) поведения ДО в заданных погодных условиях. Фазовый портрет строится для определяющего вида колебательного движения фиксированной точки полетной палубы (продольная качка, вертикальная качка, бортовая качка) и представляет собой сложную эволюцию фазовой траектории в процессе развития ситуации. При этом возможны два случая представления полетной информации.

Первый случай соответствует благоприятной ситуации в отношении безопасности посадки. Фазовая траектория в этом случае находится в зоне безопасности, которая располагается внутри области, ограниченной допустимыми значениями характеристик качки (эта область на рис.9 показана жирной кривой). Второй случай соответствует неблагоприятной ситуации. Поведение фазовой траектории здесь принципиально меняется: после нескольких витков, соответствующих колебаниям динамической системы

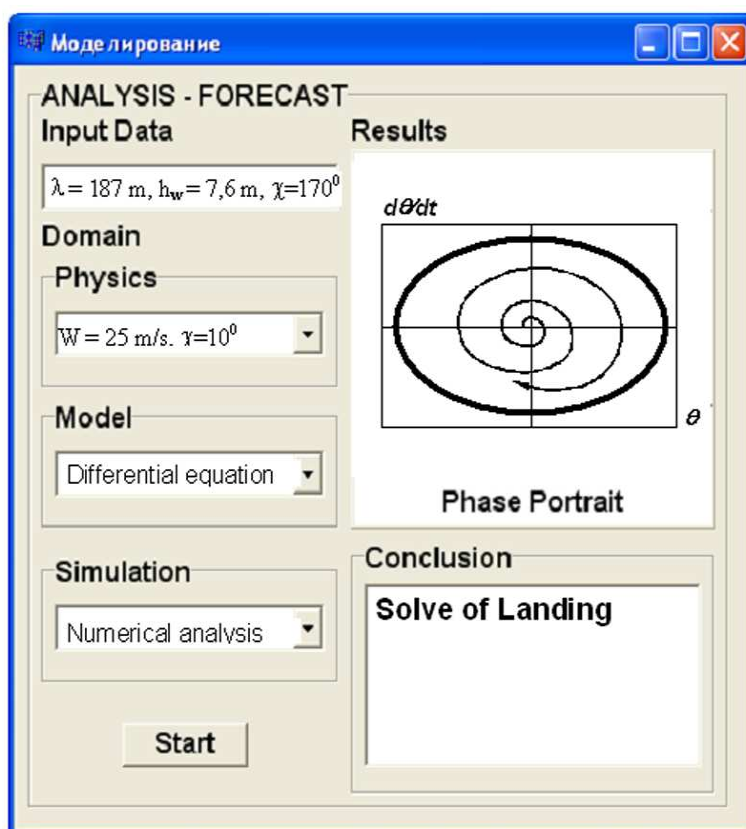


Рис. 9. Экран оператора: прогноз ситуации морской посадки

с возрастающей амплитудой, наблюдается выход фазовой траектории за ограничительную кривую и дальнейшее нарастание амплитуды колебаний в области, определяющей запрет посадки. Пересечение фазовой траекторией ограничительной кривой свидетельствует о невозможности выполнения операции посадки в заданной ситуации.

Экран контроля операции посадки (рис. 10) содержит размещенные слева сведения о параметрах волнения, ветра и продолжительности (временной интервал) окна безопасной посадки. Справа на этом экране представлен фрагмент динамической картины завершения операции посадки ЛА (в данном случае вертолета) и практические рекомендации по обеспечению безопасности дальнейшего проведения операции с учетом полученных экспериментальных данных.

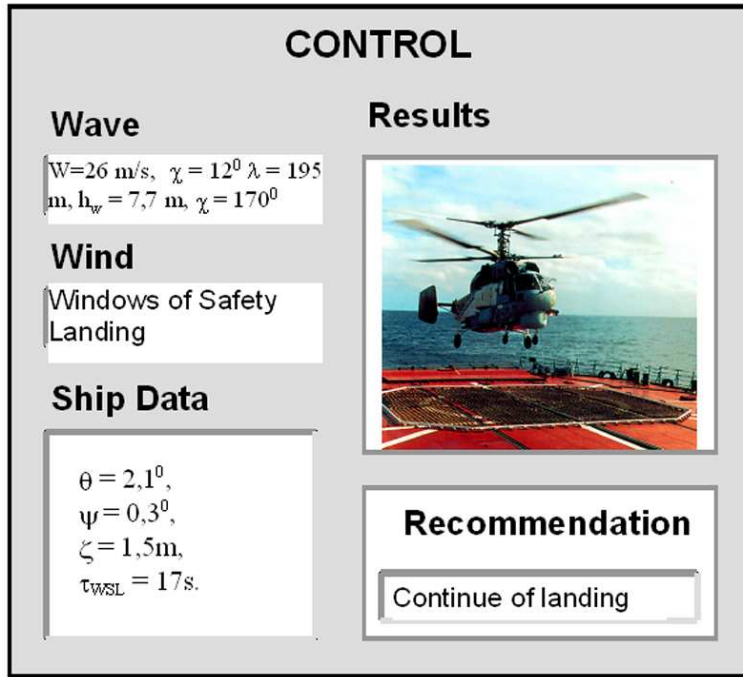


Рис. 10. Экран оператора: контроль ситуации морской посадки

Система нейронечеткого контроля движения летательного аппарата

Функционирование ИС обеспечения посадки ЛА в морских условиях обеспечивается на основе *интегрированной* системы знаний, включающей математические и логические модели. Широкий спектр задач обработки информации и интеллектуальной поддержки пилота приводит к необходимости использования различных методов формализации и использования знаний на основе нейронечетких технологий. Эти методы определяются характером решаемых задач на различных стадиях процесса посадки [2, 3, 13].

Последовательность операций при функционировании нейронечеткой системы контроля посадки ЛА в морских условиях представлена на рис. 11 [5].



Рис. 11. Поток информации при реализации контроля посадки ЛА морского базирования

Прикладная задача обработки данных на основе ИНС представляется следующим образом [5, 26]:

$$y = \Phi(x, S(x), Q(y)), \quad (15)$$

где $x \in X$ — входные данные; $S(x)$ — связи и ограничения; $y \in Y$ — результат; $Q(y)$ — требования, определяемые качеством решения; $\Phi(\bullet) \in \mathfrak{S}(\bullet)$ — оператор решения; $\Phi(\bullet) : X \rightarrow Y$; $\mathfrak{S}(\bullet)$ — множество операторов.

В соответствии с (13), общая задача использования ИНС при контроле динамики системы «ЛА–ДО» может быть определена как задача построения непрерывной зависимости с заданными свойствами по дискретному набору данных. Формально такая задача сводится к поиску отображения F и обобщенного критерия качества аппроксимации результатов динамических измерений E [26]:

$$F : X^n \rightarrow Y^m, \quad y \in Y^m \subset R^m, \quad E : Y^m \rightarrow R, \quad (16)$$

определяемых для каждого дискретного набора данных, как вектора в координатном пространстве размерностью n , равной числу узлов-точек входного набора данных $x \in X^n \subset R^n$, и точку-вектор в m -мерном пространстве параметров модели $y \in Y^m \subset R^m$.

Критерий E включает в себя требуемую точность аппроксимации (минимизацию ошибки) и дополнительные требования к поведению модели за пределами области данных. Задача оптимизации определяется как поиск оптимального набора параметров — значений вектора параметров оптимизируемой модели, обеспечивающего минимальное расхождение от данного дискретного набора экспериментальных данных. Наличие достаточно надежной измерительной информации позволяет использовать ИНС для выявления «скрытых» знаний при построении моделей взаимодействия системы «ЛА–ДО».

Структура и параметры решения задач в рамках нейросетевого логического базиса определяются архитектурой сети, типом входящих в ее состав нейронов, значениями коэффициентов синаптических связей и функций активации. Формирование ИНС для решения задач структурного и параметрического синтеза состоит в построении отображений

$$\Omega : X \rightarrow X, \quad \mathfrak{R} : Y^* \rightarrow Y. \quad (17)$$

Результат $y_N^* \in Y_N^*$ решения прикладной задачи (14) на основе ИНС определяется с помощью отображения:

$$\mathfrak{R}^{-1} : Y \rightarrow Y_N^*, \quad \mathfrak{R} : Y^* \rightarrow Y. \quad (18)$$

Реализация нейросетевых технологий в задачах идентификации, аппроксимации и прогноза связана с выбором топологии и обучением сети. Во многих ситуациях использовалась стандартная топология ИНС в виде многослойного персептрона. При этом параметры входного слоя определялись размерностью вектора, описывающего исходную информацию. Число

скрытых слоев принималось равным 1 или 2. Параметры выходного слоя устанавливались в зависимости от условий задачи. Функция активации для большинстве задач задается в виде сигмоиды, в отдельных случаях использовались линейные или пороговые функции.

Совокупность информационных объектов, составляющих проблемную область «Динамика среды», «Поведение ДО», «Динамика ЛА», образует объектное ядро системы. Каждый информационный объект представляет собой идентифицируемый объект, понятие или процесс конкретной предметной области, о которой хранятся описательные данные. Общая структура исходной информации при разработке базы знаний формируется на основе семантической сети, с помощью которой дается описание рассматриваемых ситуаций интеллектуальной поддержки оператора (руководитель посадки, пилот) и методов их решения. Эта информация характеризуется вектором:

$$J(PA) = J(S) \cup J(R) \cup J(S, R), \quad (19)$$

где $J(S)$ — общие данные о ситуации, $J(R)$ — результаты, которые можно получить на основе ее анализа, $J(S, R)$ — данные, специфичные для каждой ситуации и результатов ее анализа. Эти данные поступают на вход логической системы, осуществляющей процедуру вывода.

**Логический вывод с использованием нейронечеткой структуры.
Нечеткий логический базис**

Для иллюстрации на рис. 12 представлены графическая интерпретация ФП для контролируемых нечетких переменных, определяющих траекторию пути и глиссаду.

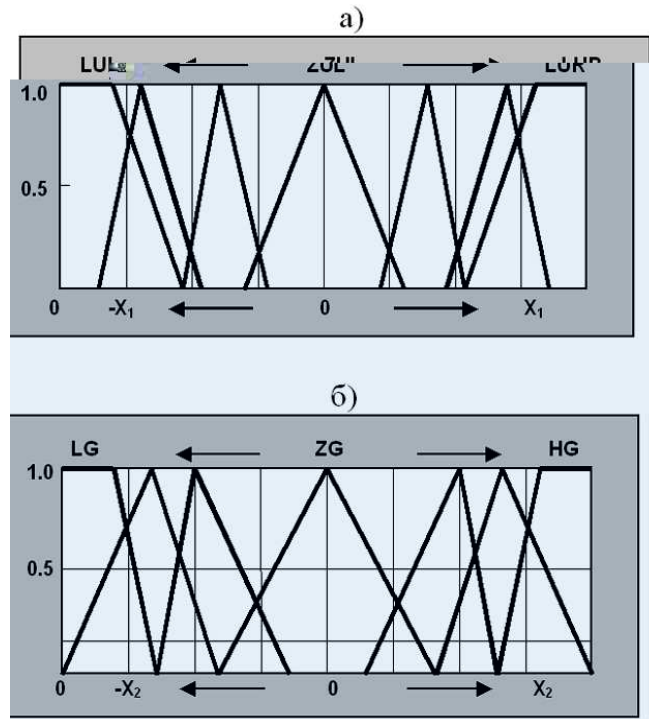


Рис. 12. Функции принадлежности $\mu(X_1), \mu(X_2)$ нечетких переменных X_1 и X_2 , описывающих траекторию пути и глиссаду

Здесь предельные отклонения в траектории пути LUL и LUR составляют до 15–20 м, а вертикальные смещения HG и LG — до 0,4–0,5 м. Конкретные значения X_{1i} и X_{2i} устанавливаются в зависимости от особенностей посадки исследуемого ЛА на основе экспертной информации. Аналогичные описания нечетких переменных используются и для других параметров морской посадки, используемых в системе нечеткого логического вывода. В частности, такими параметрами являются характеристики внешних возмущений, временной интервал окна безопасной посадки, пара-

метры качки, определяющие поведение полетной палубы и др. В процессе функционирования ИС нечеткая концепция позволяет контролировать любую точку траектории полета посредством установления ее принадлежности к заданным нечетким значениям. Для этого используется мера соответствия текущей траектории, вычисляемая в режиме реального времени при прохождении ЛА определенного этапа морской посадки.

Правила вывода формализуются с использованием продукционных моделей **if-then**, имеющих следующую структуру [5]:

$$\begin{aligned}
 R_i : \text{if } X_{11} \in A_{11} \ \& \ X_{21} \in A_{21} \ \& \dots \ \& \ X_{n1} \in A_{n1} \ \text{then } Y_1 \\
 & \dots \dots \dots \\
 R_m : \text{if } X_{1m} \in A_{1m} \ \& \ X_{2m} \in A_{2m} \ \& \dots \ \& \ X_{nm} \in A_{nm} \ \text{then } Y_m
 \end{aligned}
 \tag{20}$$

Здесь R_i ($i = 1, \dots, m$) – продукционное правило; X_{ij} – входные данные (признаки); A_{ij} – информация о признаках задачи; Y_i – выходные данные, которые формулируются как *класс ситуации*. При документировании результатов на экран также выводится *перечень признаков*, наличие которых определяет установленную задачу. Поддержание надежного уровня логического вывода осуществляется в рамках принципа конкуренции. В качестве конкурирующей модели используются искусственные нейронные сети [10, 26, 28].

При формализации базы знаний учитываются особенности функционирования ИС в сложных (особенно в нештатных и экстремальных) ситуациях, когда взаимодействие ДО и ЛА с внешней средой характеризуется значительной неопределенностью. В этом случае использован подход, основанный на преобразовании информации в нечеткой среде.

Алгоритм, реализующий механизм нечеткого логического вывода, представлен на основе модели [5, 14]:

$$\langle \text{if } X \ \text{then } Y \ \text{else } Z \rangle,$$

$$X \rightarrow Y(Z), \tag{21}$$

$$X = \begin{bmatrix} x_{11} & \dots & x_{1m} \\ \dots & \dots & \dots \\ x_{p1} & \dots & x_{pm} \end{bmatrix}; \quad Y = \begin{bmatrix} y_{11} & \dots & y_{1n} \\ \dots & \dots & \dots \\ y_{p1} & \dots & y_{pn} \end{bmatrix}; \quad Z = \begin{bmatrix} z_{11} & \dots & z_{1k} \\ \dots & \dots & \dots \\ z_{p1} & \dots & z_{pk} \end{bmatrix}.$$

Множества X, Y, Z являются нечеткими множествами, определенными на универсальных множествах U, V, W , а x_{ij}, y_{iq}, z_{ir} – лингвистические

переменные $x_{ij} \in U_j$, $y_{iq} \in V_q$, $x_{ir} \in W_r$ этих множеств. Причем, множества X, Y, Z представляют собой нечеткий вход и нечеткий выход, отношения между которыми определяются моделью нечеткой системы. Значениям лингвистических переменных x_{ij}, y_{iq}, z_{ir} соответствуют нечеткие множества A_{ij}, B_{iq}, C_{ir} с ФП:

$$\mu_{A_{ij}} \in F(X_j), \quad \mu_{B_{iq}} \in F(Y_q), \quad \mu_{C_{ir}} \in F(Z_r). \quad (22)$$

При интерпретации модели (21) используются различные встроенные процедуры поддержки, основанные на применении аппарата статистического анализа, методов математического моделирования и качественного исследования динамики взаимодействия на фазовой плоскости и др. Механизм, обеспечивающий логику функционирования системы и выработку практических рекомендаций по мере поступления необходимой информации, основан на выводе решений с помощью формальной процедуры [14] (рис. 13):

$$F_i : S_k(t_i) \rightarrow U_j, \quad (23)$$

$$k = 1, \dots, n; \quad j = 1, \dots, J; \quad i = 1, \dots, N,$$

где $S_k(t_i)$ – ситуация в момент времени t_i ; U_j – решение; F_i – множество правил.

Выработка управляющих воздействий при функционировании базы знаний ИС осуществляется на основе результатов выполнения вычислительных и логических операций. Качество работы ИС при реализации коллективной стратегии определяется функцией рассогласования, характеризующей расхождение принятого решения $T_S(P)$ (прогноз) и требуемой его реализации $F_S(t)$ в рассматриваемый момент времени:

$$\Phi(R, t) = \Phi(T_S(P), F_S(t)). \quad (24)$$

Значение функции рассогласования $\Phi(R, t)$ определяется надежностью алгоритмов, заложенных в формализованную систему знаний. Для повышения надежности вырабатываемых стратегий используются методы планирования эксперимента. Реализация эффективного планирования позволяет выбирать оптимальную структуру знаний и используемых математических моделей [28].

Механизм логического вывода, осуществляемый в рамках принципа конкуренции, реализован на основе нейронечеткой структуры. Эта структура представлена на рис. 14 в виде многослойной нейронной сети, содержащей два типа узлов, каждому из которых приписана отдельная функция.

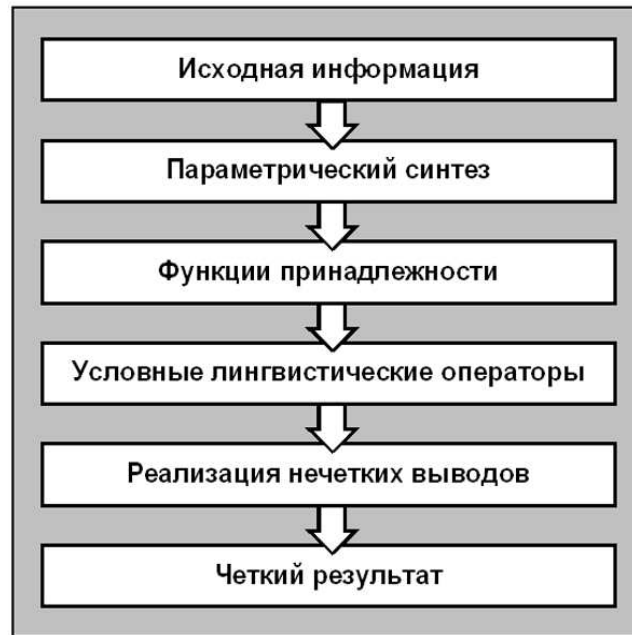


Рис. 13. Реализация процедуры нечеткого логического вывода

Природа функций изменяется от узла к узлу и зависит от решаемой задачи [5, 51].

Наиболее сложную функцию реализует адаптивный узел с параметрами, изменяющимися в процессе обучения. Более простая функция характерна для постоянных узлов, параметры которых сохраняются неизменными в процессе обучения. Нейроны первого слоя содержат ФП, которые отражают степень, с которой входные параметры X_1 и X_2 удовлетворяют лингвистическому значению, соответствующему данному узлу. Адаптивные узлы (A – adaptation) представляют собой первый слой сети. Во втором слое (I – intensification) происходит усиление значений нечетких правил, а в третьем слое (N – normalization) – их нормализация. В результирующем слое (D – defuzzification) осуществляется дефаззификация, результат которой агрегируется в последнем слое, состоящем из одного нейрона. Обучение сети производится по правилу, сочетающему объедине-

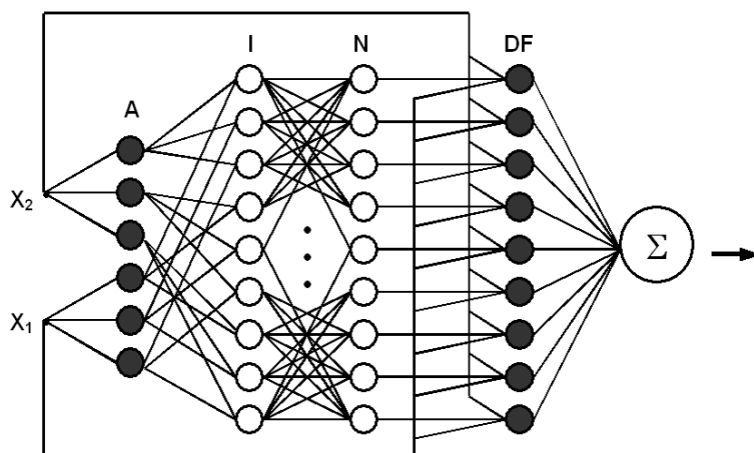


Рис. 14. Реализация нечеткого вывода на основе нейронной сети

ние методов градиентного спуска и наименьших квадратов [10, 34].

Реализация принципов функционирования системы

Конкретизация используемых теоретических принципов анализа и прогноза ситуации, заложенных в алгоритм обеспечения безопасной посадки, позволяет разработать ИС «Помощник пилота» [5, 14]. Функционирование ИС в режиме реального времени обеспечивается с помощью компьютерной программы на основе динамической базы знаний, использующей данные измерений и математические модели поведения полетной палубы ДО и ЛА. Алгоритм управления может быть реализован в виде следующих операций:

- измерение ветро-волнового режима и процесса колебательного движения ДО на волнении;
- анализ особенностей внешних сил и динамики взаимодействия объекта с внешней средой;
- определение параметров для корректировки математических моделей и времени упреждения;
- контроль ситуации и выдача практических рекомендаций во время проведения взлетно-посадочных операций.

При этом операции, связанные с накоплением и обработкой измерительной информации о внешней обстановке и динамике взаимодействия, в большом объеме выполняются только на подготовительной стадии и являются определяющими при реализации алгоритма посадки. Процесс контроля ситуации должен быть полностью автоматизирован и обеспечивать запись результатов на внешние носители информации. Используя многофункциональные дисплеи, оператор должен иметь возможность запроса вывода инструкций на экран, а содержание представленной информации должно соответствовать логике работы программы управления контролем и последовательности обработки результатов. При этом обеспечивается унификация методов контроля и представления информации, выработки практических рекомендаций.

Рассмотрим подход к построению системы контроля посадки ЛА, обеспечивающий реализацию механизма принятия решений по управлению посадкой ЛА в сложных гидрометеорологических условиях. В зависимости от особенностей взаимодействия корабля и ЛА с ветро-волновым полем, определяемых выделенными режимами движения и особенностями окна безопасной посадки, можно использовать различные структуры системы. Наиболее простая структура системы может быть реализована на базе нечеткой модели с коррекцией правил. Эта структура изображена на рис. 15 и представляет собой двухуровневую систему, включающую в себя блок анализа ситуации, блок сравнения и блок адаптации.

Принцип работы такой системы заключается в том, что на основании анализа ситуации в блоке сравнения вычисляется текущее значение вектора ошибки используемой модели управления и принятия решений, на основании чего блок адаптации формирует управляющие воздействия, изменяющие правые части матрицы лингвистических правил. Процедура адаптации заключается в корректировке некоторого правила из матрицы нечетких логических правил [5, 13]. Для обеспечения адаптивности системы в условиях многорежимности используются несколько матриц логических правил. Адаптация нечетких логических правил выполняется на основе гипотезы квазистационарности и заключается в выборе подходящей модели из ансамбля матриц логических правил (или ансамбля нейросетевых моделей), соответствующих различным режимам движения полетной палубы. Матрицы логических правил в этом случае могут быть построены с учетом параметров взаимодействия, определяющих динамику корабля и ЛА в заданных условиях.

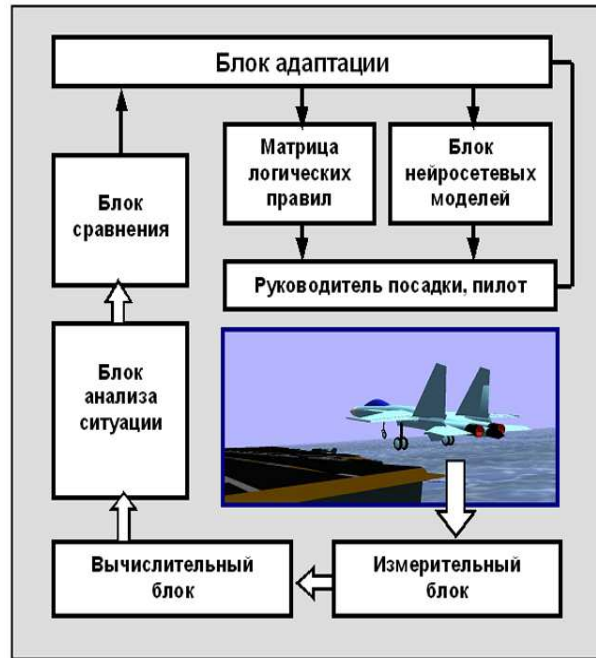


Рис. 15. Система поддержки принятия решений по контролю посадки ЛА, основанная на коррекции логических правил

Расширенная структура нечеткой многорежимной системы принятия решений по управлению посадкой ЛА в сложной гидрометеорологической обстановке представлена на рис. 16. В отличие от схемы рис. 6 здесь используется блок коррекции, включающий алгоритмы, построенные на основе методов идентификации, нечеткой адаптивной модели и нейросетевых ансамблей. Работа блока коррекции состоит в подавлении сигнала нечеткого логического правила, не соответствующего текущим параметрам взаимодействия. Коррекция осуществляется на основании различных подходов к обработке информации (методы идентификации, нечеткая адаптивная модель, нейросетевая модель) [5, 13]. Выбор предпочтительного алгоритма на основе этих вычислительных технологий осуществляется в рамках принципа конкуренции [26, 28].

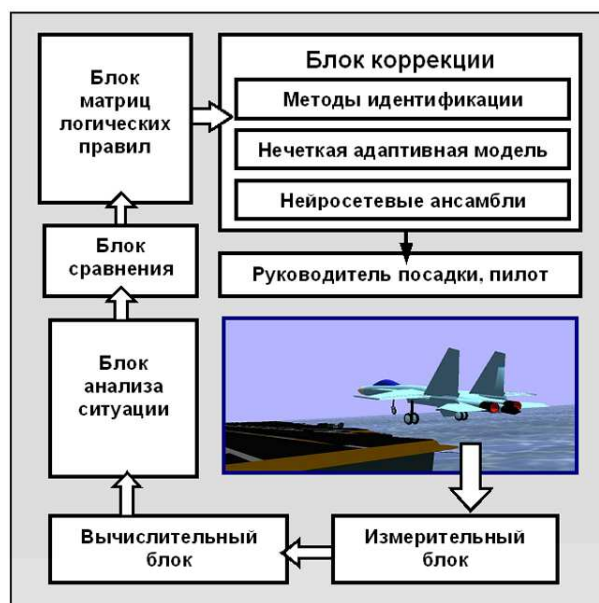


Рис. 16. Система поддержки принятия решений по контролю посадки ЛА, содержащая блок коррекции

Рассмотренная система эффективна при достаточно сильной неопределенности, когда не полностью известно число возможных структур модели взаимодействия. В этом случае накапливаемая информация при функционировании системы позволяет увеличивать число нечетких логических правил. Время адаптации определяется числом итераций, необходимых для достижения требуемого значения изменения структуры модели. В сложных ситуациях, когда информация о возможных структурах модели объекта представлена конечным множеством моделей взаимодействия, целесообразно использовать нечеткую логическую систему с неявной адаптацией [13]. Такая система может быть построена после накопления достаточных данных натурных измерений на основе решения задачи идентификации текущей модели взаимодействия.

Процесс функционирования ИС при выполнении операций корабельной посадки ЛА можно рассматривать как смену состояний $S_1(t), \dots, S_k(t)$

системы во времени и представить оператором [5]:

$$y(t) = F_S(x, h, e, t), \quad (25)$$

где $y_j \in Y$, ($j = 1, \dots, m$) — совокупность выходных данных (выходной информационный поток системы); F_S — оператор преобразования информации; $x_i \in X$, ($i = 1, \dots, n$) — совокупность входных данных (входной информационный поток системы); $h_r \in H$, ($r = 1, \dots, k$) — совокупность внутренних (собственных) параметров системы; $e_l \in E$, ($l = 1, \dots, q$) — совокупность возмущений внешней среды.

Переход системы из состояния S_k в S_{k+1} при выполнении операций обработки информации, приводит к реализации множества задач $M(S)$, определяемых параметрами внешней среды, ДО и ЛА. Среди состояний системы выделяют состояния $S_k \in S$, характеризующиеся внутренними сбоями и нестандартным внешним воздействием. Если при состоянии S_k системы существует хотя бы одна задача $M(S)_m \in M(S)$, которая не может корректно разрешена, возникает конфликтная ситуация. Появление такой ситуации (информационный конфликт) характеризуется определенным сочетанием элементов внешней среды E (характеристики ветра и волнения) и изменения собственных параметров. В общем случае под конфликтной ситуацией понимается специфическое состояние ИС, при котором исключается возможность корректного выполнения хотя бы одной задачи из-за внешнего воздействия, внутренних сбоев, ошибок или отказов аппаратного, программного или алгоритмического обеспечения. Как видно из рис. 15 и 16, обеспечение нормального функционирования ИС при появлении конфликтной ситуации осуществляется с помощью блоков адаптации и коррекции, реализуемых адаптивной компонентой. С помощью этих блоков происходит изменение структуры, алгоритмов и параметров базы знаний ИС на основе накопленной и текущей информации.

Функционирование адаптивной компоненты предполагает:

- изменение параметров и структуры системы в результате обработки текущей информации для достижения нормального функционирования ИС в рамках принципа конкуренции [26, 28];
- обучение системы для выработки в условиях неопределенности информации требуемых свойств реакции на системные события путем испытаний и корректировки;
- накопление информации о процессах функционирования системы в нестандартных (нештатных и экстремальных) ситуациях для обеспечения прогнозирования состояний системы и внешнего воздействия.

Таким образом, в процессе функционирования ИС обеспечивается реализация функций распознавания событий и факторов, приводящих к возникновению нестандартных (нештатных и экстремальных ситуаций) и информационному конфликту. На основе этой информации система вырабатывает корректирующие воздействия путем изменения конфигурации (перенастройки) базы знаний системы, исключая потерю информации, вызванную данным фактором. Одновременно осуществляется выработка практических рекомендаций по устранению причин, приводящих к аварийным ситуациям в работе системы, а также выделение системных событий для обобщения, накопления и обработки информации с целью исключения элементов, вызывающих сбои в работе системы. Важная роль в цепочке преобразования информации принадлежит нечетким и нейросетевым моделям, способным адаптироваться к текущим состояниям обрабатываемого информационного потока.

Моделирование взаимодействия ДО с внешней средой при выборе условий безопасной посадки

Разработка встроенных алгоритмов анализа и прогноза взаимодействия ДО с внешней средой позволяет контролировать взлетно-посадочные операции, включая выбор точки касания полетной палубы, управление состоянием ЛА и реализацию схемы посадки. При проведении операции посадки ИС осуществляет непрерывный контроль таких параметров, как ускорение и энергия торможения в зависимости от дистанции и массы ЛА, предупреждая пилота о приближении опасной зоны и предоставляя визуальную информацию с отображением динамических сцен в реальном масштабе времени. Созданная на этой основе обобщенная модель позволяет перейти к построению критериальной системы, характеризующей формализованной ядро теории нормирования безопасности посадки ЛА в морских условиях.

Морская посадка ЛА выполняется в различных погодных условиях, определяемых особенностями динамики ветро-волновых полей. Поведение полетной палубы во время посадки ЛА определяется динамикой взаимодействия корабля-носителя (ДО) с набегающим волнением. Особенности волнового поля в настоящее время описываются с помощью климатических спектров волнения [4, 38]. Оценка и прогноз параметров морского волнения — одна из сложных и ответственных операций при функционировании

бортовых ИС посадки ЛА. Надежность такой операции обеспечивается на основе сравнительного анализа данных, полученных в рамках принципа конкуренции с помощью стандартных, нечетких и нейросетевых алгоритмов [5].

Поведение ДО на волнении описывается системой нелинейных дифференциальных уравнений [23]:

$$F_i[\ddot{x}_i, \dot{x}_i, x_i, t, X_{i1}, \dots, X_{im}, Y_{i1}, \dots, Y_{in}] = 0, \quad (26)$$

где $F_i(\bullet)$ — нелинейные функции; x_i — линейные и угловые перемещения; X_{i1}, \dots, X_{im} — параметры, характеризующие рассматриваемый ДО как динамическую систему (инерционные, демпфирующие и восстанавливающие компоненты); Y_{i1}, \dots, Y_{in} — возмущающие силы и моменты; $i = 1, 2, \dots, 6$.

Моделирование динамики взаимодействия осуществляется на базе программного комплекса, обеспечивающего анализ и прогноз развития ситуаций, связанных с посадкой ЛА корабельного базирования. Типичные ситуации описываются системами дифференциальных уравнений килевой, бортовой и вертикальной качки [2, 33]:

$$\begin{aligned} & (J_x + \mu_{\theta\theta})\theta'' + M_R(\theta') + M(\theta, \phi_k, t) = M_x(t); \\ & (D/g + \mu_{33})\zeta_G'' + \nu_\zeta \zeta_G' + \rho g S \zeta_G + \mu_{33} x_1 \psi'' + (\nu_{\zeta\psi} - v_0 \mu_{33})\psi' + (\rho g S l - v_0 \nu_\zeta); \\ & \psi = -r_0(\rho g a_0 - \sigma^2 a_0'' - \sigma b_0') \cos \sigma t - r_0(\rho g b_0 - \sigma^2 b_0'' + \sigma a_0') \sin \sigma t; \quad (27) \\ & (J_y + \mu_{55})\psi'' + [\nu_\zeta + (v_0^2/\sigma^2)\nu_\zeta]\psi' + (DH\psi - v_0^2 \mu_{33})\psi + \mu_{33} x_1 \zeta_G'' + \\ & + (\nu_{\zeta\psi} + v_0 \mu_{33})\zeta_G' + \rho g S l + v_0 \nu_\zeta \zeta_G = -r_0(\rho g a_1 - \sigma^2 a_1'' - \sigma b_1') \cos \sigma t - \\ & - r_0(\rho g b_1 - \sigma^2 b_1'' + \sigma a_1') \sin \sigma t. \end{aligned}$$

где $(J_x + \mu_{\theta\theta})\theta''$, $M_R(\theta')$, $M(\theta, \phi_k, t)$, $M_x(t)$ — инерционная, демпфирующая, восстанавливающая и возмущающая компоненты; остальные обозначения соответствуют принятым в работе [33].

Наиболее сложной функцией в системе (27) является восстанавливающая компонента, входящая в дифференциальное уравнение бортовой качки. Восстанавливающая компонента отличается существенной нелинейностью, сложностью и многозначностью. Непрерывно изменяясь во времени и пространстве, эта функция в значительной степени определяет результат интегрирования системы (27) при изучении физических картин взаимодействия ДО с внешней средой.

Математическое описание нелинейной пространственной функции восстанавливающего момента на волнении представляется формулой [23].

$$\begin{aligned} M_W &= M(\theta, \phi, t) = D[l(\theta, \phi) + \Delta l(\theta, \phi) \cos(\sigma_k t - \varepsilon)]; \\ l(\theta, \phi) &= 0.5[l(\theta, \phi)_{max} + l(\theta, \phi)_{min}], \\ \Delta l(\theta, \phi) &= 0.5[\Delta l(\theta, \phi)_{max} + \Delta l(\theta, \phi)_{min}]; \\ M_W &= \Phi(\theta, \phi_k, t) = D l(\theta, \phi, t), \end{aligned} \quad (28)$$

где $\Delta l(\theta, \phi)_{max}$ и $\Delta l(\theta, \phi)_{min}$ – экстремальные значения приращений плеч восстанавливающего момента, соответствующие положению судна на подошве и вершине волны при различных курсовых углах ϕ ; $l(\theta, \phi, t)$ – плечо восстанавливающего момента, определяемого для различных моментов времени, ε – фаза: $\varepsilon = 0$ и 2π – судно на подошве волны; $\varepsilon = \pi/2$ – на переднем склоне; $\varepsilon = \pi$ – на вершине волны; $\varepsilon = 3\pi/2$ – на заднем склоне.

Общее выражение функции $\Delta l_w(h_w/\lambda, \theta, \phi)$, определяющее влияние волнения при различных параметрах формы корпуса и числа Фруда, имеет вид [23]:

$$\begin{aligned} \Delta l_w(h_w/\lambda, \theta, \phi) &= B \left[\Phi \left(\frac{h_w}{\lambda}, \theta, \phi_k \right) + \sum_{m=1}^6 A_m f_m(\theta, \phi_k) + \right. \\ &\left. + \sum_{n=1}^8 B_n F_n(\theta, \phi_k) + \sum_{p=1}^3 C_p E_p(\theta, \phi_k) \right], \end{aligned} \quad (29)$$

Входящие в модель (29) функции

$$\begin{aligned} &\Phi(h_w/\lambda, \theta, \phi_k), \sum_{m=1}^6 A_m f_m(\theta, \phi_k), \\ &\sum_{n=1}^8 B_n F_n(\theta, \phi_k), \sum_{p=1}^3 C_p E_p(\theta, \phi_k), \end{aligned}$$

характеризуют данные стандартной модели и суммы поправок на влияние линейных, квадратичных и кубических членов разложения ряда Тейлора на величину приращения плеча восстанавливающего момента, определяемого с учетом дифракционной и интерференционной составляющих при

движении ДО с произвольным курсовым углом на волнении. Геометрическая интерпретация функции $M(\theta, \phi, t)$ в виде сложной пространственной поверхности дана на рис. 17.

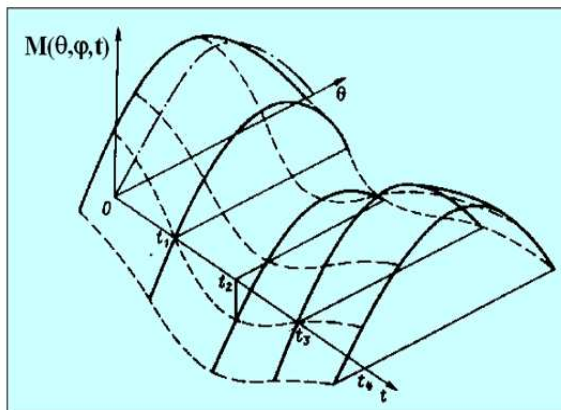


Рис. 17. Изменение нелинейной функции, описывающей восстанавливающий момент на волнении: сплошные кривые — мгновенные диаграммы; пунктир — временные кривые (сечения поверхности при $\theta = \text{const}$); штрих-пунктир — исходная нелинейная функция

Инструментальное средство

Программный комплекс для разработки и моделирования ситуаций при функционировании ИС «Помощник пилота» в соответствии с разработанной концепцией представляет собой систему распределенного ИИ. Инструментальное средство сочетает строгие формальные методы с эвристическими методами и моделями, базирующимися на знаниях экспертов, моделях рассуждений, имитационных моделях и накопленном опыте. Средство включает ряд взаимодействующих между собой интеллектуальных модулей, выполняющих определенные функции в соответствии с общей стратегией функционирования. Помимо традиционных для систем интеллектуальной поддержки модулей инструментальное средство содержит модули имитации, анализа и прогноза проблемной ситуации (моделирования), организации интерфейса.

В процессе функционирования каждая из подсистем работает в соответствии с принятой общей коллективной стратегией, определяющей особенности рассматриваемых ситуаций в заданном пространстве параметров. При этом выделяются подмножества допустимых и запрещенных ситуаций, которые определяются соотношениями [5, 14]:

$$\{R_A(t)\}_k^\beta = F_\beta(\{R_A(t)\}, R_A(t)_k, k); \{R_A(t)\}^\beta = \bigcup_{k=1}^q \{R_A(t)_k^\beta\}; \quad (30)$$

$$\{P_A(t)\}_l^\alpha = \{P_A(t)\} / \{R_A(t)\}^\beta, \quad (k = 1, \dots, q, l = 1, \dots, p).$$

Здесь $\{R_A(t)\}_k^\beta$ и $\{R_A(t)\}^\beta$ — подмножества запрещенных ситуаций для всей системы и для отдельных подсистем; $\{P_A(t)\}_l^\alpha$ — подмножество допустимых ситуаций.

Многопроцессорный вычислительный комплекс организуется на основе разработанной вычислительной технологии обработки информации в зависимости от особенностей рассматриваемой ситуации.

Иерархия математических моделей

Иерархическая модель, объединяющая функциональные модули прикладных программ, позволяет описывать интегрированную систему на различных уровнях абстракции: детальности отражения элементов, свойств, характеристик [4, 5]. Декомпозиционная модель интегрированной системы представляется совокупностью моделей подуровней:

$$M = \langle M^{sl}(S_i), R^T \rangle, \quad (31)$$

где $M^{sl}(S_i)$ — модель подуровня, порождаемого подсистемой S_i ; $R^T \in M^{sl}$ — древовидное отношение.

Формирование иерархии моделей интегрированной системы осуществляется с помощью стандартных оснований декомпозиции. На любом уровне иерархии выделяются подсистемы и взаимосвязи между ними. Формально модель подсистемы можно описать следующим образом:

$$M^S(S_i) = \langle C(S_i), \{V_j(S_j)\} \rangle, \quad (32)$$

где $C(S_i)$ — описание класса подсистемы S_i ; $\{V_j(S_j)\}$ — множество вариантов подсистем S_i .

Описание класса $C(S_i)$ содержит множество атрибутов, для каждого из которых задается идентификатор (название), тип и область значений (домен), множество отношений (зависимостей) между атрибутами и множество методов (присоединенных процедур):

$$C = \langle \{x_k, t_k, D_k\}, G, F \rangle, \quad (33)$$

где x_k — идентификатор атрибута; t_k — тип атрибута; D_k — домен атрибута; $G = \{g_k\}$ — множество зависимостей между атрибутами; F — множество методов.

Прогноз «окна безопасной посадки»

Задача прогноза окна безопасной посадки является важным этапом функционирования ИС обеспечения морской посадки ЛА. Поскольку колебания ДО и скорость ветра случайны, возможность безопасной посадки в общем случае определяется вероятностью [5, 14]:

$$P = P\{|\theta| = \theta^*, |\Psi| = \Psi^*, |\zeta| = \zeta^*, |\theta'| = (\theta^*)', |\Psi'| = (\Psi^*)', |\zeta'| < (\zeta^*)'\} P[V < V_0]. \quad (34)$$

Здесь θ, Ψ, ζ — бортовые, килевые (угловые) и вертикальные (поступательные) перемещения, а $\theta^*, \Psi^*, \zeta^*$ — их предельные значения; V — модуль скорости ветра.

Экспертом назначается предельный уровень вероятности p_0 , для которого при заданных ограничениях $\zeta^*, \theta^*, \Psi^*, (\theta^*)', (\Psi^*)', (\zeta^*)'$ посадка ЛА может считаться допустимой. При выполнении неравенства $p < p_0$ посадка разрешается и начинает функционировать алгоритм поиска окна безопасной посадки. Для вычисления уровня значимости необходимо знать распределение перемещений и скоростей колебаний ДО и соответствующее распределение скоростей ветра. При этом вертикальные, килевые и бортовые колебания имеют совместное распределение Гаусса [2]:

$$f(\zeta, \Theta, \Psi) = \frac{1}{(2\pi)^{3/2} \sigma_\zeta \sigma_\Theta \sigma_\Psi D^{1/2}} \exp \left[-\frac{1}{2D} \sum_{i=\zeta, \Theta, \Psi} \sum_{j=\zeta, \Theta, \Psi} D_{ij} \frac{i j}{\sigma_i \sigma_j} \right]; \quad (35)$$

$$D = \begin{vmatrix} 1 & \rho_{\zeta\Theta} & \rho_{\zeta\Psi} \\ \rho_{\zeta\Theta} & 1 & \rho_{\Theta\Psi} \\ \rho_{\zeta\Psi} & \rho_{\Theta\Psi} & 1 \end{vmatrix}$$

D_{ij} — алгебраическое дополнение соответствующего элемента матрицы.

Скорости колебаний также представимы с трехмерным распределением Гаусса (33) с соответствующими параметрами σ_i и D_{ij} (стандарты и коэффициенты корреляции производных). Гауссов случайный процесс некоррелирован со своей первой производной [5, 14], поэтому совместное распределение можно представить в виде произведения маргинальных:

$$F[\theta, \Psi, \zeta, (\theta^*)', (\Psi^*)', (\zeta^*)'] = f(\zeta, \theta, \Psi) f[(\zeta^*)', (\theta^*)', (\Psi^*)']. \quad (36)$$

Вероятность того, что значения перемещений и скоростей не будут превышать пороговых значений, задается выражением:

$$P = 64 \int_0^{\theta^*} \int_0^{\psi^*} \int_0^{\zeta^*} f(\zeta, \Theta, \psi) d\theta d\psi d\zeta \int_0^{(\theta^*)'} \int_0^{(\psi^*)'} \int_0^{(\zeta^*)'} f(\theta', \psi', \zeta') d\theta' d\psi' d\zeta'. \quad (37)$$

Интегралы в (35) вычисляются по первому квадранту пространства, а параметры распределений — по выборочным реализациям колебаний.

Модуль скорости ветра распределен по закону Релея:

$$F(V) = 1 - \exp \left[-\frac{\pi}{4} \left(\frac{V}{\bar{V}} \right)^2 \right]. \quad (38)$$

Среднее значение модуля скорости ветра определяется по выборочной реализации.

Усиление ветра при порывах [35] учитывается введением поправочного коэффициента в предельное значение скорости ветра V_0 :

$$V_0' = kV_0, \quad (39)$$

где значение k может быть принято 0.8.

Вероятность того, что скорость ветра не превышает заданного порога (с учетом его порывов) задается выражением:

$$P = F(kV_0). \quad (40)$$

Процедура прогноза окна безопасной посадки [5, 14] осуществляется путем экстраполяции векторной модельной реализации амплитуд бортовой и килевой и вертикальной качки $Z = \{\theta_A, \Psi_A, \zeta_A\}$ с помощью нелинейной

векторной авторегрессионной модели первого порядка. Модель построена на последовательном инерционном преобразовании гауссова белого шума и нелинейном безынерционном преобразовании полученного гауссова процесса. Поскольку корреляционная функция огибающей экспоненциально убывает, допустимо применение векторной авторегрессии первого порядка. В этом случае параметры модели выражаются в явном виде:

$$\Phi = K_Z(1)K_Z^{-1}(0), \quad R_E = K_Z(0) - K_Z(1)K_Z^{-1}(0)K_Z(1). \quad (41)$$

Производящее уравнение модели имеет вид:

$$Z_T = \Phi Z_{T-1} + E_T. \quad (42)$$

Коррелированный трехмерный вектор белого шума $E_T = \{\varepsilon_1, \varepsilon_2, \varepsilon_3\}$ моделируется из трехмерного вектора некоррелированных нормированных гауссовых случайных величин x путем умножения на треугольную матрицу преобразования A , а именно:

$$\varepsilon_1 = a_{11}x_1, \quad \varepsilon_2 = a_{21}x_1 + a_{22}x_2, \quad \varepsilon_3 = a_{31}x_1 + a_{32}x_2 + a_{33}x_3, \quad (43)$$

где коэффициенты a_{ij} задаются элементами матрицы R_E :

$$a_{11} = \sqrt{r_{11}}, \quad a_{21} = \frac{r_{12}}{a_{11}}, \quad a_{22} = \sqrt{r_{22} - a_{21}^2},$$

$$a_{31} = \frac{r_{13}}{a_{11}}, \quad a_{32} = \frac{r_{32} - a_{31}a_{21}}{a_{22}}, \quad a_{33} = \sqrt{r_{33} - a_{32}^2 - a_{31}^2}.$$

Покомпонентное нелинейное безынерционное преобразование имеет вид:

$$Z = \{\mathfrak{S}_1(A), \mathfrak{S}_2(A), \mathfrak{S}_3(A)\}. \quad (44)$$

Функции преобразования находятся с помощью численного решения трансцендентного уравнения

$$F(Z_i) = \phi(y), \quad i = 1, 2, 3. \quad (45)$$

Здесь ϕ — нормированная функция распределения Гаусса, $F(\bullet)$ — функция распределения компоненты вектора Z (нормированная функция закона Релея).

Прогноз окна безопасной посадки осуществляется в следующем порядке [5, 14]:

- в заданный момент времени T производится оценка параметров модели (8) по выборочным реализациям;
- осуществляется моделирование 100 дискретных независимых реализаций колебаний, экстраполирующих выборочные реализации, начиная с момента времени T ;
- вычисляются доверительные интервалы для вектора Ξ в моменты времени $T + 1, T + 2, \dots$;
- выполняется пересчет процессов в непрерывном времени (умножением на значения средних периодов колебаний);
- вычисляется временной интервал, характеризующий длину окна безопасной посадки при уровне значимости α , как точки пересечения верхней границы α доверительного интервала с предельным значением для каждой из компонент вектора Ξ ;
- если длина окна безопасной посадки превышает минимально-допустимую, дается разрешение на посадку, иначе алгоритм продолжает функционировать далее.

Реализация алгоритма прогноза представлена в виде блок-схемы на рис. 18. Правило осуществления прогноза окна безопасной посадки показано на рис. 19.

Прогноз посадки ЛА в морских условиях

Процедура прогноза демонстрируется на примере посадки вертолета. Исходными данными для этой процедуры являются: высота зависания вертолета над уровнем моря H ; скорость снижения вертолета при посадке V ; длина окна безопасной посадки τ_{WSL} ; цифровая запись вертикальных колебаний корабля $\{\zeta\}$ с дискретизацией Δ . Момент наступления окна безопасной посадки считается нулевым отсчетом времени. Величины t_{sign} и t_{land} определяются относительно него. Метод краткосрочного прогноза базируется на аппроксимации вертикальных колебаний ДО тригонометрическим полиномом вида

$$\zeta(t) = m_0 + \sum_{i=1}^N \left[m_i^s \cos\left(\frac{2\pi t}{T_i}\right) + m_i^s \sin\left(\frac{2\pi t}{T_i}\right) \right] \quad (46)$$

и экстраполяции по нему моментов времени, наиболее благоприятствующих посадке.

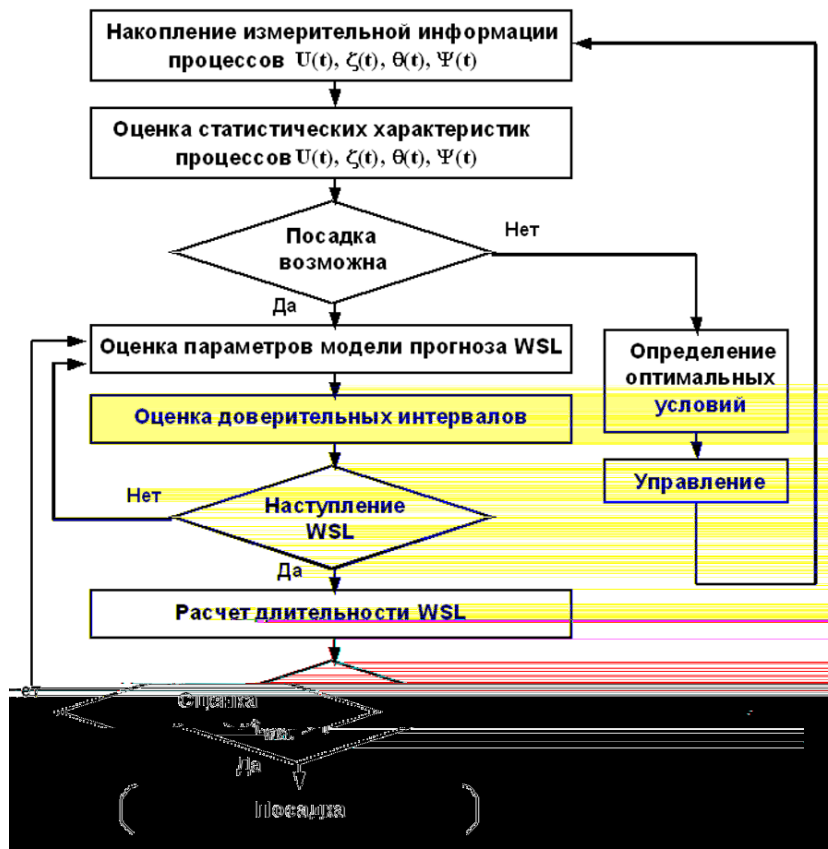


Рис. 18. Блок-схема определения окна безопасной посадки

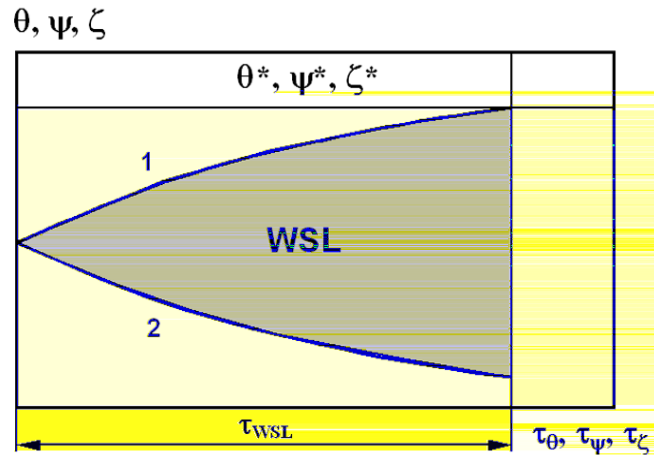


Рис. 19. Правило осуществления прогноза окна безопасной посадки: 1 и 2 — верхняя и нижняя границы прогноза; θ^* , ψ^* , ζ^* — предельные значения характеристик качки

Краткосрочное прогнозирование производится в пределах окна безопасной посадки. Это гарантирует отсутствие выходов за пределы нормы других параметров колебаний ДО (бортовая и килевая качка).

Процедура краткосрочного прогноза функционирует следующим образом [5, 14]:

1. Определяется число слагаемых N и периоды гармоник $T_i, i = 1, \dots, N$ для тригонометрического полинома. Для этого из записи качки до наступления «окна безопасной посадки» выделяется интервал, соответствующий монотонному убыванию огибающей. По этому интервалу определяются периоды T_i , как периоды между нулями реализации. Число целых периодов на выделенном участке и соответствует числу гармоник N .
2. Методом наименьших квадратов оцениваются коэффициенты тригонометрического полинома. Методом LU-декомпозиции решается система линейных алгебраических уравнений

$$AM = B, \quad (47)$$

где коэффициенты матрицы A и вектора B вычисляются на основании тригонометрических базисных функций полинома (44)

$$a_{ij} = \sum_{k=1}^R \phi_i(t_k) \phi_j(t_k), \quad b_j = \sum_{k=1}^R \zeta_k \phi_j(t_k),$$

$$m_j = \begin{cases} m_{(j+1)/2}^c, & j = 1, 3, \dots, \\ m_{j/2}^c, & j = 2, 4, \dots, \\ m_0, & j = 0 \end{cases}$$

$$\phi_j = \begin{cases} 1, & j = 0 \\ \cos \left[\frac{2\pi t}{T_{(j+1)/2}} \right], & j = 1, 3, \dots \\ \sin \left[\frac{2\pi t}{T_{j/2}} \right], & j = 2, 4, \dots \end{cases} \quad (48)$$

Здесь полагается $i, j = 0, \dots, 2N$, а R – число точек в участке реализации, выделенном согласно рекомендациям п.1.

3. Определяются моменты времени $\{t_{land_i}\}$, в которые посадка наиболее благоприятна. Для этого численно определяются такие t , для которых

$$\frac{\partial \zeta(t)}{\partial t} = V_\varepsilon, \quad \zeta(t) < 0. \quad (49)$$

Ясно, что в одном окне безопасной посадки может существовать несколько допустимых моментов посадки t_{land} .

4. Определяется момент подачи сигнала о посадке t_{sign} на основании приближенной формулы:

$$t_{sign} = t_{land} - \frac{H + \zeta(t_{land})}{V}. \quad (50)$$

При работе процедуры возможны случаи, когда $t_{sign} < 0$, т.е. момент t_{land} удобен для посадки, но для ее выполнения необходимо было подать сигнал еще до наступления окна безопасной посадки. Такие моменты исключаются из рассмотрения и для посадки используется первый удобный момент времени t_{land} с $t_{sign} > 0$.

Нейросетевой прогноз

Для построения прогнозирующих моделей в нейросетевом базисе могут быть использованы ряды конечных разностей, задаваемые оператором сдвига назад z^{-1} ($z^{-1} y[k] = y[k - 1]$). Нейросетевой предиктор, использующий определенные на предыдущих этапах входные образы и количество нейронов в скрытом слое (слоях) и реализующий задачу краткосрочного прогнозирования, представлен на рис. 20.

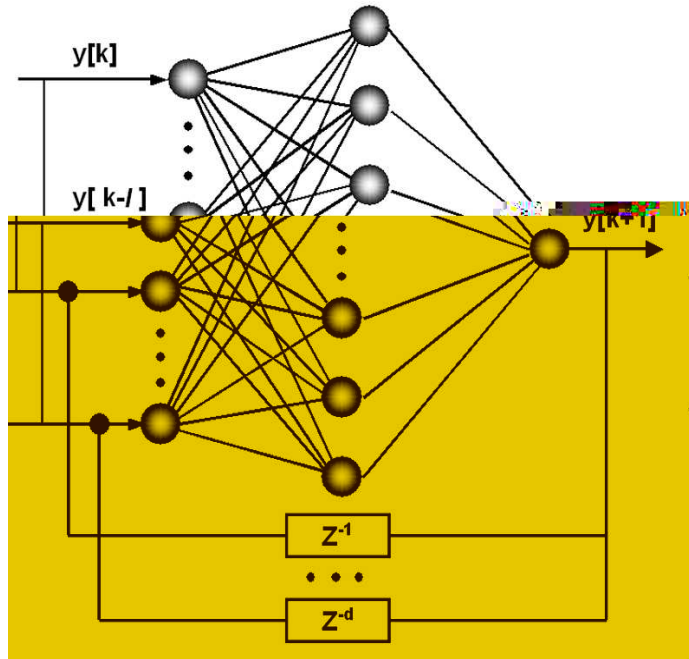


Рис. 20. ИНС в задаче краткосрочного прогноза

Данная структура отличается от других нейросетевых структур тем, что в качестве входных значений используют также и остатки. Структура реализует статистические прогнозирующие модели авторегрессии интегрированного скользящего среднего (ARIMA), которые используют для нахождения прогнозируемого значения предысторию наблюдаемых значений и разности между этими значениями и соответствующими им прогно-

зами [11, 17].

Долгосрочное прогнозирование предназначено для определения «окна безопасной посадки» на основе огибающей исследуемого процесса. При этом прогнозирующая система использует данные для моментов времени $k + 1$, $k + 2$ и т. д. в качестве входных данных для прогнозирования на моменты времени $k + 2$, $k + 3$ и т. д. Обучение предиктора для краткосрочного прогнозирования не использует разности между реальными и прогнозируемыми значениями (ввиду отсутствия реальных значений), что является существенным отличием данного вида прогнозирующих моделей от моделей краткосрочного прогнозирования.

Результаты моделирования динамики ЛА при посадке в морских условиях

При отработке моделей прогноза в режиме реального времени, система прогнозирования обучается на множестве данных (при наличии шума) о прошлых посадках. После обучения системы ей представляют новые данные, которые не использовались при построении модели прогноза. Полученная таким образом модель используется в системе обеспечения безопасности посадки для предсказания в реальном времени параметров движения ЛА в течение ближайших нескольких секунд. Эти данные используются для обучения системы и последующего прогнозирования в рамках принципа конкуренции. При решении этой задачи осуществляется сравнение решений, полученных с помощью полиномиальной экстраполяции временного ряда и нейронной сети.

Оценка «окна безопасной посадки» и прогноз посадки ЛА в морских условиях

При моделировании задачи обеспечения безопасной посадки ЛА основное внимание уделялось выделению окна безопасной посадки и оценке интервалов прогноза посадки ЛА в морских условиях. Анализ выполнен для реализаций колебаний ДО при сильном шторме, приведенных на рис. 21. Для проверки работоспособности алгоритма краткосрочного прогнозирования рассматривалась часть реализации в пределах $t \in [140; 170]$ с $t_{WSL} = 17c$. Коэффициенты тригонометрического полинома для этой реализации со-

ставляли

$$M = [0.188, -0.166, -0.846, -0.923, -0.857]^T.$$

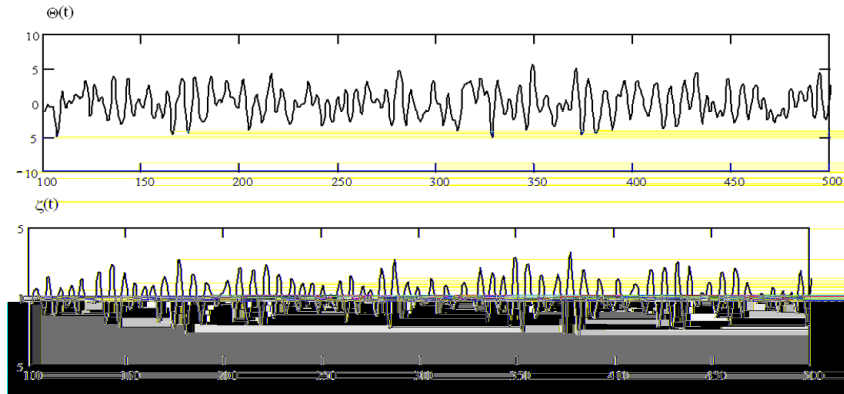


Рис. 21. Типичные модельные 10-минутные реализации бортовой и килевой качки ДО (коэффициент корреляции $r_{\theta\zeta} = 0,683$)

Экстраполяция по тригонометрическому полиному с данными коэффициентами позволяет получить внутри окна безопасной операции три момента t_{land} : 0.8, 9 и 16 секунд. Расчет времени подачи сигнала t_{sign} приводит к значениям: $-5.4, 2.8, 9.8$. Таким образом, момент t_{land1} исключается из рассмотрения как упущенный, последнее значение является ненадежным по причине близости времени t_{land3} к окончанию длительности окна безопасной операции WSL и принимается окончательные значения: Время подачи сигнала: $t_{sign} = 2.8$ с. Время проведения безопасной операции: $t_{land} = 9$ с. Работа процедуры иллюстрируется на рис. 22.

Сравнительные данные моделирования интервала окна безопасной посадки (в секундах) на основе стандартного алгоритма и ИНС приведены в табл. 1. Здесь данные в числителе относятся к интенсивности волнения 7 баллов, а в знаменателе — 8 баллов.

Интервал времени безопасной посадки

Для определения интервала времени безопасной посадки используются два алгоритма, реализующие долгосрочный и краткосрочный прогноз. Долгосрочный прогноз обеспечивает определение момента наступления окна

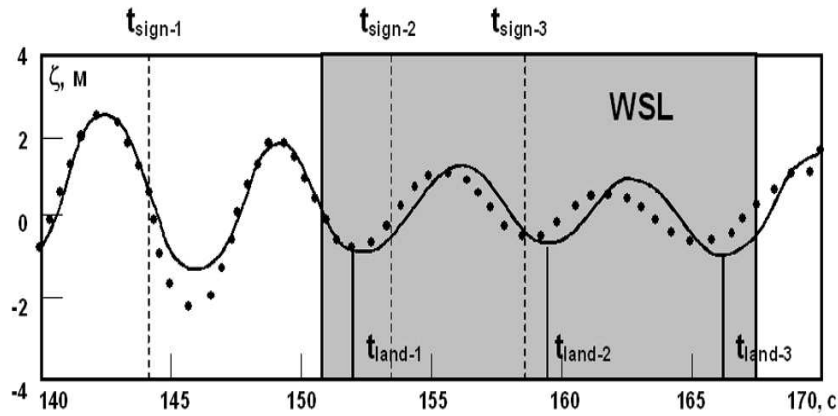


Рис. 22. Оценивание оптимального времени подачи сигнала для проведения операции. Крестики — реализация качки, сплошная линия — аппроксимирующий тригонометрический полином

безопасной посадки t_0 и его продолжительность $T_{БП}$ [5]. Краткосрочный прогноз устанавливает время подачи сигнала к посадке t_{sign} так, чтобы ЛА достиг полетной палубы (посадочной площадки) в момент времени t_{land} при наиболее благоприятных условиях (в случае вертикальной качки скорость перемещений точки касания палубы была бы положительна и мала). Процедура краткосрочного прогноза функционирует только в рамках окна безопасной посадки. Так, например, в случае посадки вертолета на суда и плавучие технические средства освоения океана, исходными данными для

Таблица 1. Результаты прогноза «окна безопасной посадки» в случае интенсивных внешних воздействий

Виды качки ДО	Стандартный алгоритм	ИНС-алгоритм
Бортовая качка	34/23	33/25
Килевая качка	25/16	23/18
Вертикальная качка	28/17	27/15

выполнения процедуры краткосрочного прогноза являются:

- высота «зависания» вертолета над уровнем моря H ;
- скорость снижения вертолета при посадке (считается постоянной) V ;
- длина окна безопасной посадки t_{WSL} ;
- цифровая запись вертикальных колебаний судна с дискретизацией Δ .

Момент наступления окна безопасной посадки считается нулевым отсчетом времени. Величины t_{sign} и t_{land} определяются относительно него. Метод долгосрочного прогноза основан на вероятностной аппроксимации огибающей колебательного движения ДО. Аналогично, метод краткосрочного прогноза базируется на аппроксимации вертикальных колебаний ДО тригонометрическим полиномом (46) и экстраполяции моментов времени, наиболее благоприятных для проведения операции посадки.

В табл. 2 приведены выборочные данные момента времени подачи сигнала к посадке внутри окна безопасной посадки для интенсивности волнения 7 баллов.

Таблица 2. Результаты краткосрочного прогноза момента времени подачи сигнала к посадке в случае интенсивных внешних воздействий

Моменты времени	Стандартный алгоритм	ИНС-алгоритм
1	5.4	5.3
2	2.8	2.5
3	9.8	9.7

Из табл. 1 и 2 видно, что прогноз, реализуемый ИНС во всех случаях дает менее «оптимистичные» результаты по сравнению с данными стандартного алгоритма. Таким образом, концепция окна безопасной посадки особенно актуальна при интенсивных колебаниях ДО, вызванных значительными внешними возмущениями в экстремальных ситуациях.

Одна из практически важных задач при создании ИС связана с разработкой методов оценки риска, позволяющих в процессе проектирования ИС принять решение о безопасности ДО и оценить возможные сценарии ситуаций в процессе эксплуатации. В отличие от традиционных моделей

оценки рисков, в работе [38] рассмотрен подход, связанный с введением новых знаний о климатических спектрах волнения и понятии шторма как пространственно-временного волнового поля. Рассмотренные ситуации, связанные с учетом этих особенностей на перераспределение вероятности риска: качка ДО на смешанном волнении с разделенными системами волн и развитие шторма различной интенсивности. Результаты исследования свидетельствуют о том, что неучет новой информации о динамике внешней среды приводит к значительной ошибке в оценке риска, причем эта ошибка будет в опасную сторону. Анализ различных сценариев штормов показал, что форма усиления и затухания шторма очень важна при оценке риска. Так, при рассмотрении бортовой качки ДО оценка риска с точки зрения частоты выбросов амплитуды колебаний ДО за уровень ($\Theta_0 = 50^\circ$) для двух сценариев шторма одинаковой длительности 40 часов (первый сценарий предполагал наличие «пика» в картине шторма, а второй — медленное нарастание и затухание шторма) по формуле

$$N_\theta(T) = \frac{1}{2\pi} \int_0^T \sqrt{\frac{D_{\dot{\theta}}(t)}{D_\theta(t)}} \exp\left(-\frac{\Theta_0^2}{2D_\theta(t)}\right) dt \quad (51)$$

показывает, что, несмотря на большую пиковую интенсивность первого сценария, риск во втором шторме в два раза выше ($N_\theta = 6.4$ для первого сценария; $N_\theta = 10.1$ для второго шторма). Таким образом, при оценке безопасности ДО в штормовых условиях необходимо строить методы прогноза и оценки риска с учетом качественно новых методов моделирования внешних воздействий.

Моделирование на основе фильтра Калмана и ИНС

Моделирование динамики ЛА осуществлялось в рамках принципа конкуренции с использованием фильтра Калмана (ФК) и нейросетевых моделей. Функционирование ФК обеспечивается на основе данных о ДО и системе измерения [14, 53, 55]. Последовательность анализа и прогноза динамики посадки ЛА представлена на рис. 23.

На рис. 23 использованы следующие обозначения: DO — контролируемый динамический объект; TMP — преобразователи измеряемых сигналов; FK — фильтр Калмана; U — вектор входных воздействий; W — вектор помех, действующих на объект; X — вектор состояния объекта; h — вектор

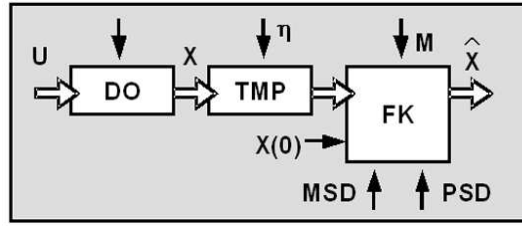


Рис. 23. Оценка параметров ДО с применением фильтра Калмана

помех, действующих на измерительные устройства; Z — вектор измерений параметров объекта на входе ФК; M — описание динамики функционирования ФК для составления адекватной математической модели; $X(0)$ — начальные условия о векторе состояния объекта контроля и связанных с ним значений дисперсии ошибок; MSD — данные о системе измерений контролируемых параметров объекта; PSD — данные о вероятностных характеристиках помех (ковариационная матрица, дисперсии). \hat{X} — оценка вектора состояния контролируемых параметров объекта.

Для иллюстрации возможностей калмановской фильтрации в рамках принципа конкуренции при оценке параметров контролируемых систем на основе измерительной информации проведем численное моделирование динамики сложной системы «ЛА–ДО». Объектом контроля является контур ориентации ЛА, схема которого приведена на рис. 24.

Система дифференциальных уравнений, описывающая динамику системы в соответствии с рис. 23, имеет вид [18]:

$$\begin{aligned}
 J\Psi''(t) &= M_y(t) + M(t), \\
 M_y(t) &= K[U_{\Psi'}(t) + U_{\Psi}(t)], \\
 T_1^2 U_{\Psi'}''(t) + 2\xi T_1 U_{\Psi'}'(t) + U_{\Psi'}(t) &= K_{\Psi'}\Psi(t), \\
 U_{\Psi}(t) &= K_{\Psi}\Psi(t),
 \end{aligned}
 \tag{52}$$

где J — момент инерции ЛА; K — коэффициент передачи модуля коррекции; T_1 — постоянная времени датчика угловой скорости Ψ' ; ξ — коэффициент демпфирования датчика угловой скорости; $K_{\Psi'}$ — коэффициент усиления датчика угловой скорости.

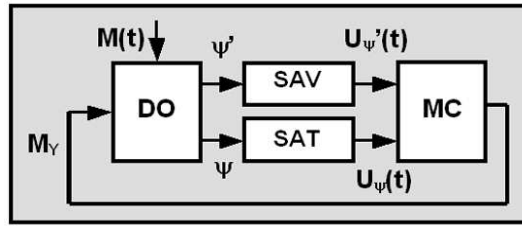


Рис. 24. Контур ориентации ЛА: *DO* — динамический объект; *MC* — модуль коррекции; *SAV* — датчик угловой скорости; *SAT* — датчик углового перемещения; $U(t)$ — выходной сигнал датчика угловой скорости; $U(t)$ — выходной сигнал датчика углового перемещения; $M_y(t)$ — управляющий сигнал, формируемый модулем коррекции; $M(t)$ — возмущающий момент, изменяющий ориентацию ЛА

Разработанный вычислительный комплекс обеспечивает анализ и интерпретацию информации о функционировании системы «ЛА–ДО» в рамках принципа конкуренции. Компьютерная программа позволяет определять координаты вектора состояния с заданным периодом дискретизации. Шумовые последовательности, воздействующие на векторы состояния и измерений, генерируются с помощью специальных программ. Возмущения типа «белый шум» имеют нулевые средние и дисперсии, варьируемые в процессе вычислительного эксперимента. Одновременно с ФК программа предусматривает оценку координат вектора состояния с использованием нейросетевых технологий. В процессе анализа текущие оценки исследуемых параметров на каждом шаге итерации для рассматриваемых вычислительных технологий сравнивались с истинными (номинальными) значениями параметров матриц состояния и управления модели контура ориентации. При достижении установленного значения числа итераций фиксировались текущие оценки искоемых параметров и их среднеквадратические отклонения от номинальных.

Реализация нейросетевых технологий при оценке координат вектора состояния связана с выбором топологии и обучением ИНС. Модель ИНС принималась в виде многослойного персептрона (рис.25).

Параметры входного слоя ИНС определялись размерностью вектора исходной информации. Число скрытых слоев равно 1 или 2. Параметры выходного слоя принимались в зависимости от условий задачи. Функция активации задавалась в виде сигмоиды, в отдельных случаях использова-

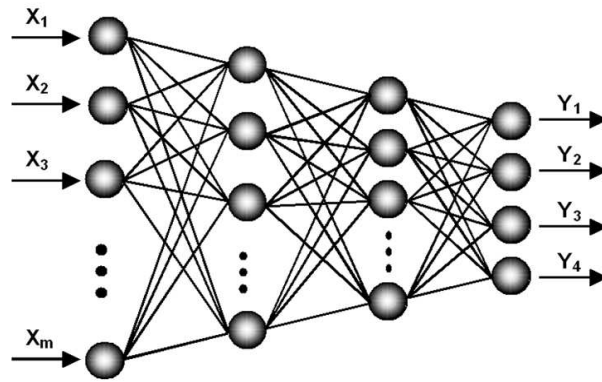


Рис. 25. Модель ИНС в задаче оценки координат вектора состояния $\Psi, \Psi', U\Psi, U\Psi'$

лись линейная или пороговая функции. Обучение ИНС осуществлялось с помощью стандартной процедуры — метода обратного распространения ошибки. Число прогонов при настройке сети принималось равным 1000–10000. Обновление весов осуществлялось после прохождения всей обучающей выборки через сеть. Обучающее множество примеров составляло 60% исходной базы данных. Оставшиеся данные измерений разделялись на тестовое множество (около 25%) и множество перекрестного подтверждения (около 15%).

Результаты сравнительной оценки алгоритмов, использующих ФК и ИНС представлены в табл. 3. В каждом случае таблица содержит выборочные результаты моделирования для двух серий экспериментов. Первая серия соответствует нулевым значениям параметров матриц состояния и управления модели, вторая — 50%-ным значениям от номинальных величин, установленных в модели контура ориентации. Истинные (номинальные) значения параметров матриц состояния и управления модели контура ориентации принимались в качестве «образца». С этими данными сравнивались результаты, полученные на выходе ИНС и установленные после 500 итераций оценки параметров на основе математической модели (14) и алгоритма расширенного вектора состояния.

Анализ полученных данных показал, что обе вычислительные технологии приводят практически к одинаковому качественному результату. В

Таблица 3. Результаты моделирования

Вычислительные технологии	ε_{Ψ}^2		$\varepsilon_{\Psi'}^2$	
	(1)	(2)	(1)	(2)
Стандартный алгоритм	0.079	0.052	0.081	0.063
Нейросетевой алгоритм	0.065	0.037	0.068	0.054

Вычислительные технологии	$\varepsilon_{U\Psi'}^2$		$\varepsilon_{U\Psi''}^2$	
	(1)	(2)	(1)	(2)
Стандартный алгоритм	0.080	0.075	0.078	0.073
Нейросетевой алгоритм	0.076	0.063	0.077	0.065

частности, сходимость данных в оценке параметров существенно зависят от априорных данных начального значения расширенного вектора состояния контролируемой системы при фиксированном числе итераций. При отсутствии априорных данных о начальном значении вектора состояния для ФК удовлетворительные оценки искомых параметров были получены при 300 вариациях, а при 50% значениях параметров — при 200 итерациях. При моделировании процесса взаимодействия с помощью ИНС обнаружена более высокая точность результатов. Так, например, при отсутствии априорных данных о начальном значении вектора состояния результирующие оценки на основе ИНС в отдельных случаях на 10–18% оказывались ближе к значениям для принятых в качестве «образца», чем достижимые при использовании ФК. Таким образом, полученные данные свидетельствуют об эффективности использования ИНС в качестве конкурирующей вычислительной технологии при оценке координат вектора состояния.

Применение фильтра Калмана в задачах с неполной информацией

Рассмотренная выше задача применения фильтра Калмана промоделирована в предположении полной информации, что означает возможность использования в обратной связи точных значений всех компонент вектора состояния, характеризующего задачу синтеза. Представление возмущений «белыми шумами» зависит только от возможности подходящего повыше-

ния размерности вектора состояния исследуемой системы. В состав системы в этом случае добавляются все фильтры, формирующие возмущения с



Рис. 26. Реализация вертикальной качки

Ошибки измерения моделирует двумерный вектор независимых (и независимых от v) «белых шумов» $w = (w_1 \ w_2)^T$ с матрицей ковариаций

$$R_y = \begin{pmatrix} R_1 & 0 \\ 0 & R_2 \end{pmatrix}, \quad (56)$$

где $R_1 = 0.1$, $R_2 = 0.05$.

Задача стационарной фильтрации Калмана (27)–(29) корректна, т. к. пара (H, g) — управляема, а пара (H, c) — наблюдаема [16], [31]. Алгоритм стационарного фильтра в данном случае легко реализуется в MATLAB с помощью пакета расширения Control System Toolbox (CST), инструкция KALMAN [21]. Результаты моделирования приведены на рис. 28а и 28б. Использование акселерометра для восстановления координат существенно, что показывает сравнение рис. 27 с рис. 28б. Последний соответствует схеме фильтра с одним измерением — ординаты перемещения (м) (тройка (H, c, g) при этом остается невырожденной).

Алгоритм фильтрации по измерениям ординаты и ускорения используется при моделировании процесса управляемой посадки.

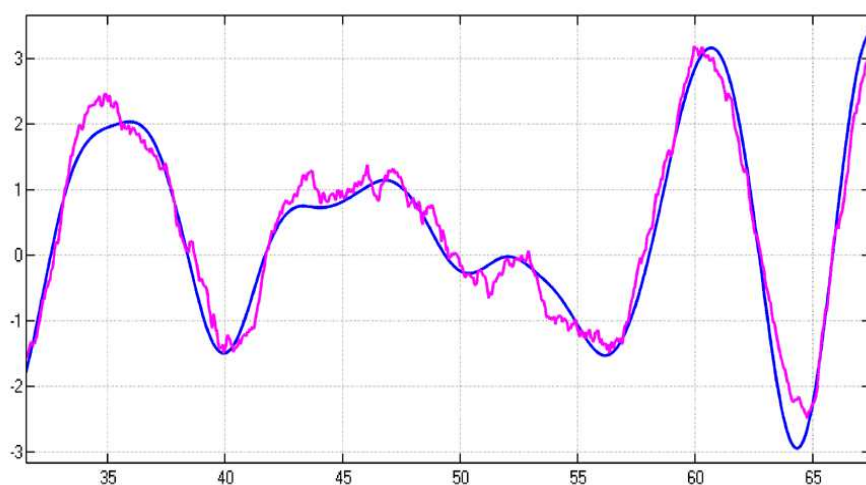


Рис. 27. Фрагмент реализации и оценки вертикальной качки

Визуализация динамических сцен

Контроль и визуализация динамических сцен при посадке ЛА морского базирования представляют собой одно из перспективных направлений совершенствования алгоритмического и программного обеспечения этой сложной операции. При разработке динамической базы знаний ИС посадки ЛА в сложных морских условиях (особенно в нештатных ситуациях) важное значение приобретают новые подходы к организации вычислительной технологии анализа измерительной информации [4, 14]. Реализация такой технологии осуществляется на основе принципов обработки информации в мультипроцессорной вычислительной среде [26, 28]. Основное внимание при реализации этих принципов обращается на построение алгоритма самоорганизации динамической базы знаний, моделей нечеткого логического вывода и интерпретацию результатов работы ИС при контроле взлетно-посадочных операций воздействия на экипаж и ЛА.

Обеспечение надежного управления ЛА морского базирования на конечном участке при посадке на палубу морского ДО зависит от ряда факторов. Среди них немаловажную роль играет задержка отработки команд управления скоростью и углом наклона траектории при выдерживании

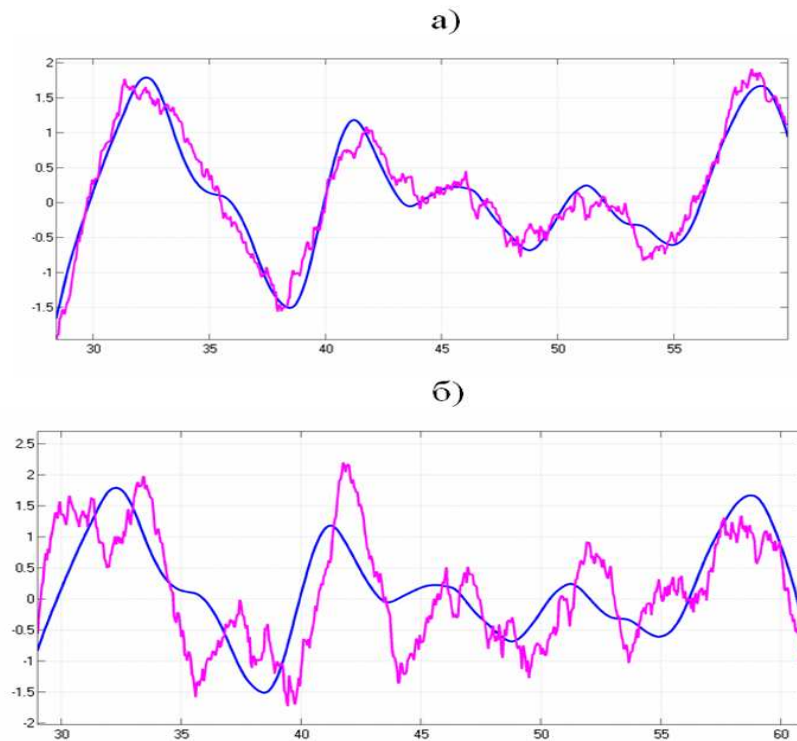


Рис. 28. Осциллограммы реализаций скорости и ее оценки **(а)**; на фрагменте **(б)** — то же самое, но по одному измерению

глиссады. Влияние этих факторов на качество посадки ЛА может быть оценено в рамках замкнутой модели «Руководитель посадки–Пилот–ЛА» с учетом крайней ограниченности области возможного изменения пространственно-временных характеристик. Графическое отображение реалистических динамических сцен по результатам моделирования взаимодействия ЛА и морского ДО с внешней средой — одно из важных направлений в создании систем интеллектуальной поддержки пилота. Среди исследуемых динамических сцен следует выделить движение ЛА при заходе на посадку вплоть до завершающей стадии — касания полетной палубы. Особый практический интерес представляет визуализация динамических сцен

в штормовых условиях (рис. 29).

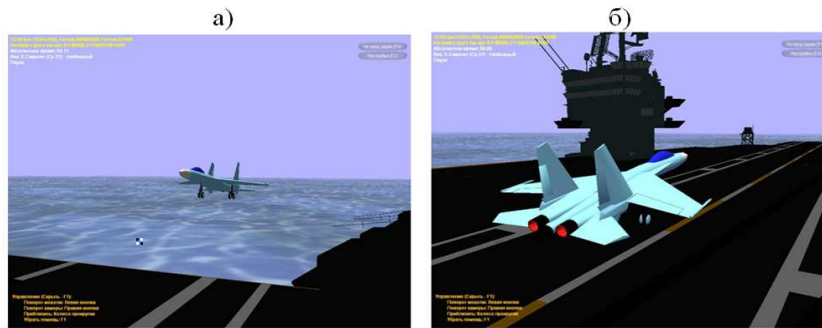


Рис. 29. Динамические сцены захода на посадку (а) и касания ЛА полетной палубы (б) в морских условиях

Актуальность использования современных методов визуализации связана оперативным обеспечением пилота и руководителя посадки необходимой информацией о состоянии ДО и ЛА и особенностях взаимодействия сложной системы «Внешняя среда–ДО–ЛА» в различных условиях эксплуатации, особенно в сложных (нештатных и экстремальных) ситуациях. Эта информация имеет важное значение также и при использовании программы визуализации при отработке практических задач взлетно-посадочных операций методами имитационного моделирования в бортовых интеллектуальных тренажерах [5].

Программа Extreme Events Simulator предназначена для виртуального моделирования поведения ДО на морском волнении. Задача визуализации морской динамической сцены разбивается на две подзадачи, в которых объектами визуализации являются поле морского волнения и трёхмерный высоко детализированный (high detailed) ДО. Поле морского волнения представляет собой двумерную сетку, состоящую из нескольких тысяч полигонов. Координаты узлов сетки рассчитываются, исходя из физической модели волнения, и соответствуют высоте волны в данной точке пространства.

(угол волнового склона, нерегулярность и т. п.). «Текстуры» — режим отображения морского волнения с использованием данных о реальной морской поверхности. Такой подход позволяет получить наиболее реалистичную картину морского волнения, однако визуализация достаточно большого числа полигонов в реальном масштабе времени повышает требования к графическому процессору и объёму видеопамати.

Трёхмерная модель ДО, используемая в программе, непосредственной частью программного кода не является, а хранится на диске в виде отдельного файла, загружаемого в оперативную память при запуске программы. Таким образом, для перехода к трёхмерной модели другого типа ДО достаточно внести изменения в ряд переменных, описывающих ее характеристики. Расположение ДО в пространстве соответствует центру поля морского



Рис. 30. Визуализация взаимодействия ДО с внешней средой

меню «Трёхмерное волнение» предназначен для демонстрации результатов моделирования волнения, максимально приближенного по своим характеристикам к реальному морскому волнению. Режим «Демонстрация» отображает возможности современной трехмерной графики.

Графическая информация динамической картины исследуемой ситуации выводится на экран дисплея вместе с результатами математического моделирования с целью разъяснения оператору физических особенностей ситуации для различных внешних условий и параметров взаимодействия. В правом верхнем углу дисплея представлена информация о динамике окна безопасной посадки WSL и продолжительности его интервала (времени упреждения τ_{WSL}). Сигнализатор WSL работает по принципу светофора. По мере приближения момента начала посадки сигнал красного цвета («Запрет посадки») сменяется на желтый («Подготовиться к посадке»). Появление зеленого сигнала означает «Посадка разрешена», и летчик плавно сажает ЛА в условиях, соответствующих «окну безопасной посадки». Ди-

намическая модель ситуации может быть реконструирована путем изменения управляющих воздействий — курсового угла волны c и скорости V рассматриваемого объекта. При этом в зависимости от интенсивности ветра U и волнения W для различных V и c происходит непрерывное изменение показателей мореходности, в том числе и текущих значений амплитуд бортовой, килевой и вертикальной качки — θ, Ψ, ζ . Таким образом, интерфейс «Оператор–ЭВМ» обеспечивает функции контроля ситуации, обнаружения нестандартных (нештатных и экстремальных) ситуаций и оповещения оператора о возможности осуществления посадки ЛА в морских условиях.

Заключение

Таким образом, новая парадигма обработки информации в динамических средах состоит в рациональной организации вычислительной технологии в ИС обеспечения безопасности посадки ЛА в морских условиях. Основная идея мониторинга достигается путем идентификации математической модели с последующим контролем параметров нормального режима, отслеживанием моментов смены режима, корректировкой и пересчетом модели и ее параметров, текущим контролем за опасным приближением режимов к условиям потери информации и невозможности выполнения условий безопасной посадки. Включение в информационный базис нейронечетких моделей позволило расширить функциональные возможности ИС и повысить надежность принимаемых решений в экстремальных ситуациях. Разработанные модели и алгоритмы их реализации способны адаптироваться к изменяющимся внешним условиям и распознавать «шаблоны» (причинно-следственные отношения) каждого контролируемого процесса при посадке ЛА. Непрерывный процесс самообучения позволяет ИС накапливать информацию о динамике взаимодействия и предсказывать отклонения параметров от режимных (допустимых из условия безопасной посадки) значений.

Литература

1. *Аверкин А. Н., Батыршин А. Н., Блищун А. Ф., Силов В. Б., Тарасов В. Б.* Нечеткие множества в задачах управления и искусственного Интеллекта / Под ред. *Д. А. Поспелова.* – М.: Наука, 1986.

2. *Бородай И. К., Нецветаев Ю. А.* Качка судов на морском волнении. – Л.: Судостроение, 1969.
3. Бортовые интеллектуальные системы. Часть 1. Авиационные системы. Часть 2. Корабельные системы. – М.: Радиотехника, 2006.
4. Бортовые интеллектуальные системы. Часть 2. Корабельные системы. – М.: Радиотехника, 2006.
5. Бортовые интеллектуальные системы. Системы посадки летательных аппаратов корабельного базирования. – М.: Радиотехника, 2008.
6. *Бочкарев А. М., Почуев С. И.* Экспертные системы – электронные консультанты летчика // *Зарубежная радиоэлектроника*. 1989. № 10–12, с. 42–51.
7. *Браверман А. С., Вайнтруб А. П.* Динамика вертолета. Предельные режимы полета. – М.: Машиностроение, 1988.
8. *Брусов В. С., Тюменцев Ю. В.* Синтез оптимального ансамбля нейроконтроллеров для многорежимного летательного аппарата // Тр. 5-й Всероссийской конференции «Нейроинформатика-1999». – М.: МИФИ. 1999. Часть 2, с. 190–201.
9. *Бюшгенс Г. С., Студнев Р. В.* Динамика самолета. Пространственное движение. – М.: Машиностроение, 1983.
10. *Галушкин А. И.* Теория нейронных сетей. – М.: ИПРЖ, 2000.
11. *Гнусов Ю. В., Ерохин А. Л.* Использование нейросетевых методов для прогнозирования временных рядов // *Искусственный интеллект*. – 2002. № 4. – с. 686–691.
12. *Домрачев В. Г., Безрукавный Д. С., Калинина Э. В., Ретинская И. В., Скуратов А. К.* Нечеткие методы в задачах мониторинга сетевого трафика // *Информационные технологии*. – № 3. 2006, с. 2–10.
13. *Елисеев А. В.* Идентификация нечеткой модели в задаче синтеза регулятора // *Автоматизация и современные технологии*. – 2005. № 11ю – с. 3–12.
14. Интеллектуальные системы в морских исследованиях и технологиях / Под. ред. *Ю. И. Нечаева*. Санкт-Петербург. ГМТУ, 2001.
15. *Каширин В. Ю., Третьяков О. В., Этмишев Т. Э.* Формирование запретов посадки корабельных самолетов на авианосец в условиях морского волнения // II Международная конференция «МОРИНХЕХ»: Сб.тр., Санкт-Петербург. 1998. т.1, с. 123–131.
16. *Квакернаак Х., Сиван Р.* Линейные оптимальные системы управления. – М.: Мир, 1977. – 456 с.
17. *Кендал М.* Временные ряды. – М.: Финансы и статистика, 1981.

18. *Красовский А. А.* Системы автоматического управления полетом и их аналитическое конструирование. – М.: Наука, 1973.
19. *Красовский А. А.* Проблемы физической теории управления // *Автоматика и телемеханика*. – 1990, № 11.
20. *Кузьмин В. П., Ярошевский В. А.* Оценка предельных отклонений фазовых координат динамической системы при случайных возмущениях. М.: Наука, 1993.
21. *Медведев В. С., Потемкин В. Г.* Control System Toolbox. MATLAB 5 для студентов. – М.: ДИАЛОГ-МИФИ, 1999. – 287 с.
22. *Нейрокомпьютеры в авиации (самолеты)* / Под ред *В. И. Васильева, Б. Г. Ильясова, С. Т. Кусимова*. – М.: Радиотехника, 2004.
23. *Нечаев Ю. И.* Моделирование устойчивости на волнении. Современные тенденции. – Л.: Судостроение, 1989.
24. *Нечаев Ю. И.* Способ прогнозирования качки судна. Патент РФ № 2019845 от 15.09.94.
25. *Нечаев Ю. И., Горбачев Ю. Е.* Реализация сложных интеллектуальных комплексов на базе современных суперкомпьютеров // Труды Международной конференции «Интеллектуальные многопроцессорные системы». Таганрог, 1999, с. 78–85.
26. *Нечаев Ю. И.* Нейросетевые технологии в интеллектуальных системах реального времени // Тр. 4-й Всероссийской конференции «Нейроинформатика-2002». – М.: МИФИ, 2002. Лекции по нейроинформатике. Часть 1, с. 114–163.
27. *Нечаев Ю. И.* Искусственный интеллект: концепции и приложения. – СПбГМТУ, 2002.
28. *Нечаев Ю. И.* Математическое моделирование в бортовых интеллектуальных системах реального времени // Тр. 5-й Всероссийской конференции «Нейроинформатика-2003». – М.: МИФИ, 2003. Лекции по нейроинформатике. Часть 2, с. 111–179.
29. *Никифорова Л. Н., Петросян Э. А., Якеменко Г. В.* Нейрокомпьютеры в управлении вертолетами // *Искусственный интеллект*. – №3, 2000. – с. 290–298.
30. *Ошибка пилота: человеческий фактор*. – М.: Транспорт, 1986.
31. *Пугачев В. С., Синицын И. Н.* Стохастические дифференциальные системы. – М.: Наука, 1985. – 560 с.
32. *Сарайский Ю. Н.* Автоматизированные системы посадки. – М.: ВИНТИ. – 1986, т. 14. – с. 114–136.
33. *Справочник по теории корабля* / Под. ред. *Я. О. Войткунского*. В 3-х тт. Л.: Судостроение, 1985.

34. *Воссермен Ф.* Нейрокомпьютерная техника. – М.: Мир, 1992.
35. *Федунов Б. Е.* Проблемы разработки бортовых оперативно-советующих систем для антропоцентрических объектов // *Изв. РАН. Теория и системы управления.* – 1996, № 5. – с. 147–159.
36. Характеристики ветровых возмущений в нижних слоях атмосферы // *Обзор БНТИ ЦАГИ.* М., 1979.
37. *Хаффер К., Закс Г.* Техника вертикального взлета и посадки: Пер. с нем. – М.: Мир, 1985.
38. *Boukhanovsky A., Degtyarev A., Lopatoukhin L., Rozhkov V.* Stable states of wave climate: applications for risk estimation // *Proceedings of the International Conference STAB'2000, Launceston, Tasmania, Australia, February, 2000, vol. 2,* pp. 831–846.
39. *Brusov V.S., Tiumentsev Yu. V.* High performance aircraft flight control based on artificial neural networks // *Proc. of the RRDPAE-96. Warsaw, 1997.* – pp. 97–100.
40. *Calise A. J., Kim B. S., Leiter J., Prasad J. V. R.* Helicopter adaptive flight control using neural networks // *Proceedings of the 33rd Conference on Decision and Control, 1994.*
41. *Calise A. J., Prasad J. V. R., Corban J. E.* Flight evaluation of adaptive neural network flight controller of an uninhabited helicopter // *XXVth European Rotorcraft Forum, Italy, 1999.*
42. *Clary G. R., Chichjlm J. P.* Development and flight test on a X-band precision approach concept for remote-area rotorcraft operations // *IEEE/AIAA Sth dig. avionics Syst. Conf. proc. Seattle, Wash., 1983.* – 3.4/1–3.4/8.
43. *Durand T. S., Wasicko R. J.* Factors Influencing Glide Path Control in Carrier Landing // *Journal of Aircraft.* – 1967, Vol. 4. No. 2, pp. 146–158.
44. *France W., Levadou M., Treacle T. W., Paulling J. R., Michel R. K., Moore K.* An investigation of head-sea parametric rolling and its Influence on Container Lashing Systems // *SNAME Annual Meeting 2001,* pp. 1–24.
45. *Heffley R. K.* Terminal control factors for the carrier landing task // *AIAA Guid., Nav, and Contr. Conf., Williamsburg, Ya, 1986. Collect. Techn. Pap. New York,* pp. 867–874.
46. *Kagiwada H., Kalaba R. E., Kutchinki C. R., Mender A. J.* Analytical Decision-Making for Airborne Defense Management // *IEEE National Aerasp. and Electron. Conference. Dayton, 20-24 May, 1985.*
47. *Kelly M. McCool, Haas David J., Schaefer Carl G.* A Neural network based approach to helicopter angle estimation // *AIAA 96-3481-CP, 1996.*

48. *Kosko B., Dickerson J.A.* Function Approximation with additive fuzzy systems // Theoretical Aspects of fuzzy control / Ed. *N. T. Nguyen.* – John Willey & Sons. Inc., 1995.
49. *Medynsky Yu. V.* Synthesis of algorithm for forecasting the estimated point of an aircrafts touchdown onto a moving base // ВОАС-2004, 10th International Conf. on Automatic Control. – St.-Petersburg, 2004, pp. 12–16.
50. *Paulk Clyde H., Phatak Antil V.* Evaluation of real-time predictive guidance law for landing VTOL aircraft at sea // Conf. Proc. Baltimore. MD. 1984. New York, 1984, pp. 359–371.
51. *Richards R. A.* Application of multiple artificial intelligence techniques for an aircraft carrier landing decision support tool
URL: www.shai.com
52. *Schust A. P., Young P. N., Simpson W. R.* Automatic Carrier Landing System (ACLS). Jul. 1982. Arinc Research Corp. Annapolis.
53. *Singhal S., Wu L.* Training Multilayer Perceptrons with the Extended Kalman Algorithm // Advances in Neural Information Processing Systems, 1989, **1**, pp. 133–140.
54. *Urness J. M., Hess R. K.* Integrated flight control systems development. The F/A-18A automatic carrier landing system. – Collect. Techn. Rep. New York, 1983, pp. 920–930.
55. *Welsh G., Bishop G.* An Introduction to the Kalman Filter. – Department of Computer Science, University of North Carolina, TR 95-041, 2002.
56. *Winston P. N.* Artificial intelligence. – Addison Wesley Publishing Company. USA, 1993.
57. *Zadeh L.* Fuzzy logic, neural networks and soft computing // *Commutation on the ACM.* -1994. Vol. 37. No. 3. – pp. 77–84.

Юрий Иванович НЕЧАЕВ, профессор кафедры вычислительной техники и информационных технологий Санкт-Петербургского государственного морского технического университета, заведующий отделом систем поддержки принятия решений Института высокопроизводительных вычислений и информационных систем, заслуженный деятель науки РФ, академик РАЕН, доктор технических наук, профессор.