

УДК 681.5

На правах рукописи

**Тань Вэньцзянь**

**РАЗРАБОТКА КОМПОЗИЦИОННОЙ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ  
УПРАВЛЯЮЩИХ ДЕЙСТВИЙ ЛЕТЧИКА В ЗАДАЧАХ  
ПИЛОТИРОВАНИЯ САМОЛЕТА**

Специальность 05.07.09

Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов

**АВТОРЕФЕРАТ**

диссертации на соискание ученой степени  
кандидата технических наук

*Тань Вэньцзянь*

Москва 2008

Работа выполнена на кафедре динамики и управления летательных аппаратов в Московском авиационном институте (государственном техническом университете).

Научный руководитель: доктор технических наук, профессор  
**Ефремов Александр Викторович**  
Московский авиационный институт (государственный технический университет)

Официальные оппоненты: доктор технических наук, профессор  
**Лебедев Георгий Николаевич**  
Московский авиационный институт (государственный технический университет)

кандидат технических наук, доцент  
**Каганов Юрий Тихонович**  
(Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана)


Ведущая организация: Центральный аэрогидродинамический институт (ЦАГИ)  
имени профессора Н.Е. Жуковского.

Защита состоится « 19 » 06 2008 г. в часов на заседании диссертационного совета Д 212.125.12 при Московском авиационном институте (государственном техническом университете) по адресу: 125993, Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д.4, телефон (499)-158-58-62.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке МАИ.

Автореферат разослан « 12 » 05 2008 г.

Ученый секретарь  
диссертационного совета Д 212.125.12  
кандидат технических наук, доцент

 Дарнопов В.В.

2008А  
6119

## ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

**Актуальность темы исследований.** Особое значение для современного самолета имеют возможности его системы управления. Существующие высокоавтоматизированные системы управления позволяют придать самолету практически любые динамические свойства. Однако значительное расширение функций автоматики, позволяющее существенно влиять на динамику самолета, приводит к появлению ряда нежелательных побочных эффектов. Эти эффекты проявляются при неблагоприятных сочетаниях действий летчика и ограниченных возможностей системы управления. Как следствие, это может привести к развитию неустойчивых процессов в системе «самолет-летчик». Для понимания причины влияния действий летчика в замкнутом контуре на устойчивость системы «самолет-летчик» и определения путей решения проблемы необходима методическая основа таких исследований, базирующаяся на знании закономерностей поведения летчика. Такие же знания необходимы и для формирования критериев оценки и выбора пилотажных свойств самолета, основанных на методах исследования и моделирования системы «самолет-летчик».

Успешность решения задачи оценки и выбора пилотажных свойств самолета в значительной степени зависит от точности используемой математической модели управляющих действий летчика, ее соответствия реальным данным, полученным в эксперименте. Необходимость знания модели летчика возникает и при решении других прикладных задач ручного управления.

Основная цель исследования состоит в разработке такой модели управляющих действий летчика, которая позволяла бы с высокой точностью и во всем частотном диапазоне его действий аппроксимировать и прогнозировать результаты экспериментальных исследований этих характеристик, а также предсказывать субъективную оценку пилотажных свойств самолета летчиком.

В соответствии с указанной целью в работе решаются следующие **основные задачи:**

- анализ различных подходов к моделированию управляющих действий летчика и определение путей обеспечения адекватности и прогностичности получаемой модели;
- создание баз данных экспериментально полученных частотных характеристик летчика, соответствующих различным динамическим конфигурациям самолета;
- обоснование структуры и выбор параметров композиционной модели управляющих действий летчика, основанной на нейросетевом подходе и результатах экспериментальных исследований;
- сравнение эффективности различных классов моделей (структурных, оптимальных, композиционных) для описания управляющих действий летчика;

- формирование композиционного подхода, позволяющего предсказывать управляющие действия летчика, используя базу экспериментальных результатов;

- применение композиционных моделей для оценки пилотажных свойств самолетов летчиком;

- анализ полученных результатов.

**Объектом исследования** является математическая модель управляющих действий летчика в задачах точного пилотирования обеспечивающая высокую адекватность результатам экспериментальных исследований.

**Предмет исследования.** Методика формирования композиционной модели управляющих действий летчика основанная на использовании нейросетевого подхода.

**Методы исследования,** применяемые в диссертационной работе, основаны на экспериментальном изучении системы «самолет-летчик», а также на современном аппарате математического моделирования, включая методы и средства мягких и полумягких вычислений.

**Научная новизна** диссертации заключается в следующем:

1. Разработан способ построения композиционной модели нейросетевого типа для управляющих действий летчика во временной области, с использованием результатов экспериментальных исследований. Определена структура этой модели для различных динамических конфигураций самолетов в задаче компенсаторного слежения. Данная модель позволяет с высокой точностью и во всем частотном диапазоне действий летчика аппроксимировать результаты экспериментальных исследований этих характеристик. Показано, что для линейных динамических конфигураций наилучшее соответствие с экспериментом достигается с использованием линейной модели действий летчика, а для нелинейных динамических конфигураций – с использованием нелинейной аппроксимативной модели.

2. Предложен композиционный подход, позволяющий предсказывать с высокой точностью управляющие действия летчика, используя базу экспериментальных результатов, полученных для различных конфигураций самолета.

3. На основе использования композиционных моделей созданы алгоритмы определения субъективной оценки и их уровней.

**Практическая значимость.**

- Композиционная модель нейросетевого типа для управляющих действий летчика позволяет с высокой точностью и во всем частотном диапазоне действий летчика описывать результаты экспериментальных исследований этих характеристик, а также предсказывать управляющие действия летчика, используя базу экспериментальных результатов, полученную в

стендовых исследованиях при различных динамических конфигурациях самолета.

- Разработанные алгоритмы определения субъективной оценки и их уровней являются основной предложенных критериев оценки пилотажных свойств самолетов, позволяющих достаточно точно прогнозировать субъективную оценку летчика.

- Композиционная модель обладает способностью достаточно адекватно описывать свойства системы «самолет-летчик» в отказных ситуациях.

**Достоверность.** Полученные композиционные модели нейросетевого типа для управляющих действий летчика проверены путем сравнения с результатами экспериментальных исследований, полученных на пилотажном стенде для различных динамических объектов управления.

#### **Основные научные результаты, выносимые на защиту**

- Композиционная модель управляющих действий летчика, а также методика выбора структуры и параметров промежуточных аппроксимирующих моделей, базирующаяся на нейросетевом подходе с использованием результатов экспериментальных исследований, обеспечивающая высокую адекватность результатов моделирования.

- Подход к построению композиционных моделей, позволяющих предсказывать управляющие действия летчика, используя базу экспериментальных результатов.

- Критерии оценки пилотажных свойств самолетов, базирующиеся на использовании композиционной модели.

**Личный вклад автора.** Разработана композиционная модель управляющих действий летчика, базирующаяся на композиции двух промежуточных моделей управляющих действий летчика, полученных для двух динамических конфигураций, наиболее близких к исследуемой. Предложены методы выбора структуры и параметров этих моделей, основанные на результатах обширных экспериментальных исследований.

**Внедрение результатов работы.** Результаты работы – ее алгоритмическое и программное обеспечение использованы при разработке теоретических и экспериментальных исследований фундаментальных закономерностей действия летчика выполнения в рамках проекта 05-08-18118 (грант РФФИ). Кроме того полученные результаты внедрены использованы в учебный процесс на кафедре «Динамики и управление полетом» в курсе «Человеко-машинные системы».

**Публикации и апробация работы.** Результаты докладывались и обсуждались на 5-й Международной конференции «Авиация и космонавтика» (Авиация и космонавтика–2006), 23-26 октября 2006 года, Москва.

По теме диссертации написаны и опубликованы три статьи в журналах из перечня ВАК РФ, а также написан раздел научно-технического отчета. Список работ приведен в конце автореферата.

**Объем и структура работы.** Диссертация состоит из введения, 5 глав и заключения, изложена на 154 страницах печатного текста, включает 66 рисунков, 20 таблиц и список используемой литературы из 79 наименований.

Автор выражает благодарность научному руководителю, профессору, д.т.н. А.В.Ефремову, консультанту, доценту, к.т.н. Ю.В.Тюменцеву, доценту, к.т.н. А.В.Оглоблину, высказавшим ценные советы и замечания по содержанию диссертации, а также с.н.с. А.В.Кошелевко, В.В.Александрову и В.Л.Полищуку за консультации и помощь в выполнении отдельных разделов работы.

## ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ ДИССЕРТАЦИИ

Во введении обоснована актуальность темы исследования, определены цель и методы исследования, приведено основное содержание диссертации.

В первой главе проведено анализ методов исследования системы «самолет-летчик» (рис.1) в задачах ручного управления, а также различных подходов к математическому моделированию управляющих действий летчика в задачах непрерывного пилотирования.

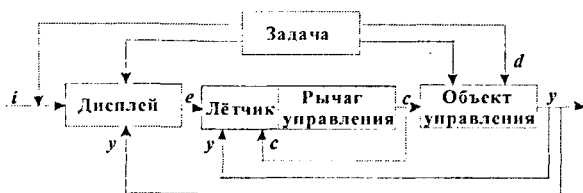


Рис.1. Система «самолет-летчик»

Особенностью рассматриваемой системы «самолет-летчик» является зависимость всех ее переменных от решаемой задачи пилотирования [1]. Следствием изменения значений переменных системы является различие в поведении летчика, определяемое в терминах характеристик его реакции. В практике решения задач динамики полета и управления исследуются два вида реакций летчика: управляющая и психофизиологическая. Управляющая реакция определяется в терминах функции, описывающей летчика  $W_1(j\omega)$ , а также шумовой составляющей, релактанты  $S_{n,r}(\omega)$ . Субъективная оценка летчиком пилотажных свойств самолета является одной из характеристик психофизиологической реакции.

Помимо требования адекватности описания соответствующего явления или характеристики, предъявляемого к любой математической модели, модель управляющих действий летчика должна обладать также свойством адаптивности к изменениям значений величин, описывающих систему «самолет-летчик». Наличие алгоритма, обеспечивающего такую адаптацию, позволяет не только объяснять результаты экспериментальных исследований, но и прогнозировать их для сочетаний значений переменных системы «са-

молет-летчик», не исследовавшихся ранее. В настоящее время сложились два основных подхода к описанию управляющих действий летчика, получивших достаточно широкое применение при решении прикладных задач: структурный и оптимальный.

В работе подробно проанализированы возможности каждого из этих двух подходов, выявлены недостатки используемых математических моделей. Имея в виду эти недостатки, представляется целесообразным развитие исследований, направленных на поиск новых подходов к моделированию управляющих действий летчика, обладающих более высокой степенью адекватности и прогностичности. В настоящей работе проведены исследования, направленные на создание композиционного подхода к формированию функции, описывающей летчика. В рамках этого подхода строятся промежуточные модели (нейросетевые модели), представляющие собой одну из разновидностей композиционных моделей. Основной целью создания таких моделей является обеспечение решения задач оценки и выбора пилотажных свойств самолетов.

Для достижения этой цели предложен подход, основанный на предположении о возможности определения описывающей функции летчика  $W_{\gamma_j}(j\omega)$ , соответствующей динамической конфигурации  $W_{c_j}(j\omega)$ , путем объединения (композиции) двух описывающих летчика функций  $W_{\gamma_k}(j\omega)$  и  $W_{\gamma_m}(j\omega)$ , соответствующих двум конфигурациям  $W_{c_k}(j\omega)$  и  $W_{c_m}(j\omega)$ , близким к  $W_{c_j}(j\omega)$ .

Для реализации такого подхода необходимо иметь:

- достаточно большую совокупность описывающих функций летчика  $\{W_{\gamma_k}(j\omega)\}$ , соответствующих набору динамических конфигураций  $\{W_{c_k}(j\omega)\}$ ;
- алгоритм определения конфигураций  $W_{c_k}(j\omega)$  и  $W_{c_m}(j\omega)$  из состава совокупности  $\{W_{c_k}(j\omega)\}$ , наиболее близких к конфигурации  $W_{c_j}(j\omega)$ ;
- алгоритм получения функции  $W_{\gamma_j}(j\omega)$  из описывающих функций  $W_{\gamma_k}(j\omega)$  и  $W_{\gamma_m}(j\omega)$ .

К получаемым моделям предъявляются следующие требования:

- высокая степень соответствия частотных характеристик  $W_{\gamma_j}(j\omega)$ , вычисленных по описывающим функциям  $W_{\gamma_k}(j\omega)$  и  $W_{\gamma_m}(j\omega)$ , экспериментально измеренным частотным характеристикам;
- высокая степень соответствия построенных моделей  $W_{\gamma_j}^*(j\omega)$  вычисленным частотным характеристикам  $W_{\gamma_j}(j\omega)$ .

В работе в качестве модели  $W_{ij}^*(j\omega)$  предложено использовать композиционную модель нейросетевого типа. При определенных условиях такая модель может сколь угодно точно аппроксимировать любую требуемую характеристику летчика.

Во второй главе сформированы базы экспериментально полученных частотных характеристик  $\{W_{ij}(j\omega)\}$  для соответствующих наборов динамических конфигураций  $\{W_{ci}(j\omega)\}$ . Экспериментальные исследования проводились с использованием рабочей станции, позволяющей решать широкий круг задач по изучению системы «самолет-летчик» и представляющий из себя упрощенный стенд с цифровой системой имитации визуальной информации отображаемой на экране монитора, а также рычагами управления. В этой главе определен также состав величин, использовавшихся в экспериментальных исследованиях для описания входного сигнала и динамики объекта управления, а также для представления решаемой задачи на экране монитора рабочей станции.

Созданы три базы экспериментальных данных, соответствующих определенным наборам динамических конфигураций, использовавшихся при решении различных задач.

База конфигураций «А». При разработке метода формирования композиционной модели нейросетевого типа была взята линейная динамическая конфигурация, передаточная функция которой соответствует передаточной функции самолета по углу тангажа:

$$W_c(s) = \frac{g(s)}{F_{ex}(s)} = \frac{K_c(1+T_g s)}{s(1+2\xi_{sp} T_{sp} s + T_{sp}^2 s^2)} \quad (1)$$

Экспериментальные исследования были выполнены для следующих значений параметров:  $K_c=1.5$ ,  $T_g=1.4$  с,  $1/T_{sp}=2.4$  1/с и  $\xi_{sp}=0.64$ . Эта конфигурация обозначается далее как А1.

При формировании нелинейной композиционной модели летчика была использована нелинейная конфигурация, учитывающая ограничение на максимальную скорость отклонения рулевой поверхности (рис.2).

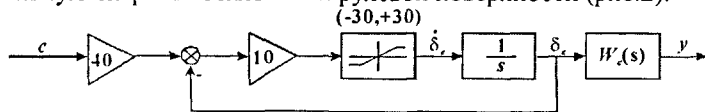


Рис.2. Нелинейная конфигурация А2\_поп

Передаточная функция  $W_c(s)$  для рассматриваемого случая имела вид (1), где  $K_c=1.0$ ,  $T_g=1.4$  с,  $1/T_{sp}=3.0$  1/с и  $\xi_{sp}=0.74$ . Эта конфигурация получила обозначение А2\_поп.



База конфигураций «Б» была создана для обработки композиционного подхода, а также для уточнения композиционной модели летчика. Структура передаточных функций конфигураций самолета, соответствующих этой базе, имеет вид (1). Экспериментальные исследования проводились при разных значениях переменных  $K_c$  и  $1/T$  (табл.1).

Табл.1. Обозначения динамических конфигураций из базы конфигураций «Б»

$K_c$	$1/T$				
	1.0	1.5	2.4	3.5	5.0
0.10			24010		
0.25			24025		
0.50			24050		
0.75	10075	15075	24075	35075	50075
1.00			24100		
1.50			24150		
2.50			24250		

База конфигураций «В» формировалась с целью создания критерия выбора и оценки пилотажных свойств самолета. Эта база включала 40 конфигураций, 17 из которых были взяты из базы данных HAVE PIO [2], а 23 – из базы данных Нила-Смита [3], характеризующих динамику самолета по углу тагажа и охватывающих три уровня пилотажных оценок.

Измерение всех характеристик системы «самолет-летчик» проводилось с использованием метода коэффициентов Фурье [1]. Результаты экспериментальных исследований выявили влияние исследуемых величин  $\delta_e$ ,  $K_c$  и  $1/T$  на управляющие действия летчика и системы «самолет-летчик». Было обнаружено ухудшение точности решения при максимальной скорости отклонения рулевой поверхности, требуемого для отслеживания командного сигнала, как при малых, так и больших значениях коэффициента усиления  $K_c$ , а также при уменьшении значений  $1/T$ .

В третьей главе предложен метод формирования и выбор параметров композиционной модели нейросетевого типа для управляющих действий летчика, с использованием результатов экспериментальных исследований для линейной и нелинейной динамики объекта управления, применительно к замкнутой системе «самолет-летчик».

Прежде всего, были сформированы следующие четыре показателя, требуемые для построения модели летчика с обеспечением соответствия между результатами моделирования и экспериментальными данными:

$$mse(c)_{training} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N [c_{экс}^*(t_i) - c_{мод}^*(t_i)]^2, \quad (2)$$

$$mse(c)_{checking} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N [c_{экс}(t_i) - c_{мод}(t_i)]^2, \quad (3)$$

$$mse(y)_{closeloop} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N [y_{экс}(t_i) - y_{мод}(t_i)]^2, \quad (4)$$

$$J = \sum_{k=1}^{15} [A_{\text{экс}}(\omega_k) - A_{\text{моод}}(\omega_k)]^2 + \frac{\pi}{180} [\varphi_{\text{экс}}(\omega_k) - \varphi_{\text{моод}}(\omega_k)]^2. \quad (5)$$

Показатели (2) и (3) вводятся для обучения и проверки модели в разомкнутой системе на обучающем наборе ( $c_{\text{экс}}^*(t)$ ) и тестовом наборе ( $c_{\text{экс}}(t)$ ), не использовавшемся при обучении модели. Показатели (4) и (5) используются для оценки работоспособности модели в замкнутой системе «самолет-летчик» во временной и частотной области. Значения этих показателей минимизировались в процессе настройки модели летчика.

В работе для построения композиционной модели летчика рассматривались основные вопросы, связанные с формированием обучающего набора, с выбором метода и параметров обучения модели, а также с определением ее структуры.

В задачах точного пилотирования каждый из измеряемых сигналов в системе «самолет-летчик» можно представить в виде суммы двух составляющих: коррелированной и некоррелированной с входным сигналом (например,  $e(t) = e_i(t) + e_n(t)$ ). Согласно результатам численного эксперимента, для формирования композиционной модели летчика достаточно использовать сигналы  $e_i(t)$ ,  $c_i(t)$  и  $y_i(t)$ , т.е. коррелированные с входным сигналом составляющие, с объемом обучающего набора, равным 2400 точек при шаге 0.05 с.

Для формирования композиционных моделей, а также для проведения с ними соответствующих вычислительных экспериментов использовалась система MATLAB и входящий в ее состав пакет Neural Networks. Обучение этих моделей осуществлялось с помощью обычного метода обратного распространения ошибки. Желаемое значение ошибки обучения (соответственно показателю (2)) равняется нулю с целью получения НС-модели, согласованной с управляющими действиями летчика. Допустимое значение числа выполняемых итераций, каждая из которых состоит в предъявлении всех примеров из обучающего набора и вычислении суммарной среднеквадратичной ошибки по всем примерам, выбрано равным 1000. Этого числа итераций достаточно для получения результата обучения с требуемой точностью  $mse(c)_{\text{training}} \leq 0.02$ .

Процесс формирования композиционной модели, требуемой для решения поставленной задачи, состоит из нескольких этапов.

Выбор архитектуры композиционной модели. В рассматриваемой системе предполагается, что летчик помимо визуально воспринимаемого сигнала ошибки  $e(t)$  может реагировать также на выходной сигнал  $y(t)$ . Такая способность проявляется у летчика при образовании им

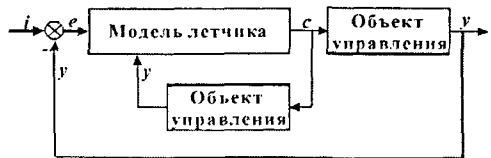


Рис.3. Замкнутая система «самолет-летчик» с моделью летчика

дополнительного внутреннего контура восприятия кинестетической информации (рис.3). Входы модели летчика состоят из сигнала ошибки  $e(t)$  и скорости изменения этого сигнала, а также сигнала  $y(t)$  и скорости его изменения. В дальнейшем считается, что сигналы  $e(t)$  и  $y(t)$  – векторы, составляющими которых помимо значений собственно сигналов являются также и значения производных рассматриваемых сигналов. Выходом модели летчика является перемещение рычага управления, т.е. сигнал  $c(t)$ .

В качестве основы для построения соответствующих композиционных моделей использовалась нейронная сеть с архитектурой типа TDNN (Time Delay Neural Network), т.е. сеть (рис. 4а), включающая в качестве составных элементов линии задержки. Она позволяет учитывать не только значение входного вектора для текущего момента времени, но и предысторию изменения этого значения. В случае, когда элементы задержки в структуре сети отсутствуют, т.е. предыстория значений сигнала не учитывается, сеть типа TDNN вырождается в простейшую модель (рис.4б), имеющую линейную активационную функцию, с входами  $X = [x_1 x_2 \dots x_m]^T$  и весами  $W = [w_1 w_2 \dots w_m]$ . Связь входов и выхода этой модели, также используемой в работе, наряду с полной сетью TDNN, определяется соотношением  $c = z = WX + b$ .

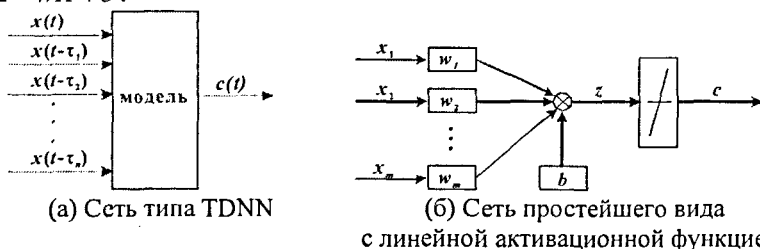


Рис.4. Структура используемых композиционных моделей нейросетевого типа

Формирование набора входов. Число входов модели определяется числом входных сигналов  $n_e, n_y, n_{\Delta e}$  и  $n_{\Delta y}$  (производные сигналов  $e(t)$  и  $y(t)$  можно заменить сигналами  $\Delta e(t)$  и  $\Delta y(t)$ ). Например, при двух входных сигналах  $\Delta e_1(t) = e(t - \tau_1) - e(t - \tau_2)$  и  $\Delta e_2(t) = e(t - \tau_2) - e(t - \tau_3)$ ,  $n_{\Delta e} = 2$ . Чем больше входов поступает в сеть, тем больше варьируемых параметров в модели, что дает возможность повысить точность данной модели. Однако при избыточной точности сеть начинает запоминать и воспроизводить такие подробности обучающего набора, которые не должны присутствовать в получаемой модели. Поэтому число входов модели следует ограничить. Временные шаги  $\delta_{\Delta e}$  и  $\delta_{\Delta y}$  используются при вычислении сигналов  $\Delta e(t)$  и

$\Delta y(t)$ . Значение для  $\delta_{\Delta e}$  выбрано меньшим, чем значение для  $\delta_{\Delta y}$ , поскольку сигнал  $e(t)$  изменяется быстрее, чем сигнал  $y(t)$ . Согласно смыслу решаемой задачи, параметр  $\tau_e$  означает задержку реакции летчика на сигнал  $e(t)$ . По результатам известных исследований ее величина примерно равна 0.20 с. Значение параметра  $\tau_{\Delta e}$  состоит из той же самой задержки реакции летчика на сигнал  $e(t)$  плюс время вычисления скорости изменения сигнала  $e(t)$ , т.е. оно должно быть больше, чем значение параметра  $\tau_e$ . Параметры  $\tau_y$  и  $\tau_{\Delta y}$  характеризуют задержку получения информации о перемещении рычага управления.

Для определения состава входов сети был обучен ряд моделей с различными входами, затем эти модели сравнивались между собой по значениям показателя  $J$ . Для конфигурации А1 были найдены следующие значения параметров, дающих модель с достаточно малым значением показателя  $J=33$ :  $n_e=1$ ,  $\tau_e=0.25$  с,  $n_{\Delta e}=2$ ,  $\tau_{\Delta e}=0.40$  с,  $\delta_{\Delta e}=0.05$  с,  $n_y=0$ ,  $n_{\Delta y}=3$ ,  $\tau_{\Delta y}=0.05$  с и  $\delta_{\Delta y}=0.10$  с.

Определение числа скрытых слоев, числа нейронов в них и видов активационных функций. Для формируемой модели летчика можно выбрать структуру с одним скрытым слоем (рис.5). Этого оказалось вполне достаточно для описания управляющих действий летчика. В нейронах скрытого слоя используются нелинейные активационные функции-сигмоиды, определяемые соотношением  $z_2 = 1/(1 + e^{-z_1})$ . В выходном слое сохранена линейная активационная функция. Зависимость между входом и выходом для рассматриваемой модели определяется выражением:

$$c = z_3 = W_2 Z_2 + b_2 = W_2 / (1 + e^{-z_1}) + b_2 = W_2 / (1 + e^{-(W_1 X + B_1)}) + b_2. \quad (6)$$

Число нейронов в выходном слое равняется 1, поскольку выходом модели является только сигнал  $c(t)$ , а число нейронов в скрытом слое является варьируемым параметром.

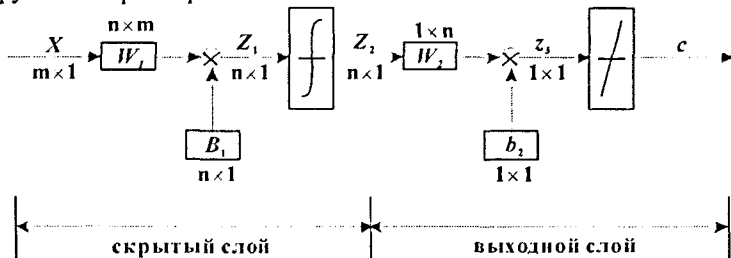


Рис.5. Композиционная модель нейросетевого типа с одним скрытым слоем

Сопоставление значений различных показателей позволяет сделать вывод, что для линейного объекта управления (конфигурация А1) полученная композиционная модель с одним нейроном, обладающим линейной ак-

тивационной функцией, при использовании обучающего набора без шума достаточно хорошо описывает управляющие действия летчика.

Для конфигурации А1 в табл.2 приведены параметры композиционной модели при обучении ( $mse(c)_{training} = 0.0153$ ). На рис.6 показаны результаты проверки этой модели в замкнутом контуре, где  $mse(c)_{training} = 0.0153$ ,  $mse(c)_{checking} = 0.5319$ ,  $mse(y)_{closeloop} = 0.0713$  и  $J = 33$ .

Табл.2. Параметры композиционной модели

Входы	Веса	
$e(t-0.25)$	$w_1$	2.2203
$e(t-0.40) - e(t-0.45)$	$w_2$	-10.5628
$e(t-0.45) - e(t-0.50)$	$w_3$	9.5660
$y(t-0.05) - y(t-0.15)$	$w_4$	-0.7393
$y(t-0.15) - y(t-0.25)$	$w_5$	9.4177
$y(t-0.25) - y(t-0.35)$	$w_6$	-6.1821
1	$b$	0.0001

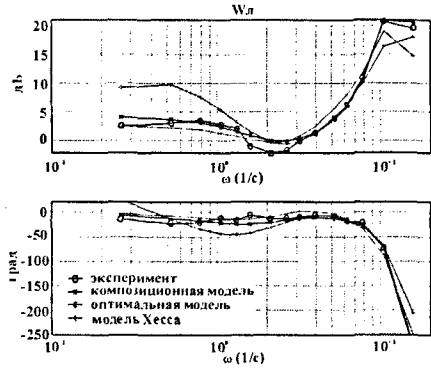
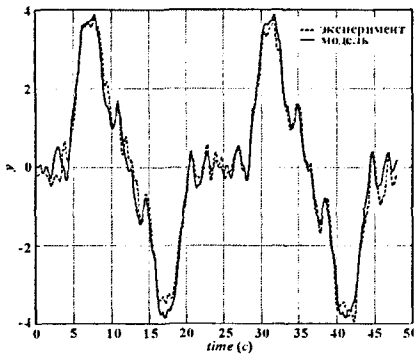


Рис.6. Результаты построения композиционной модели летчика

Работоспособность сформированной композиционной модели нейросетевого типа проверялась в замкнутом контуре системы «самолет-летчик». Полученные результаты показали более высокую степень согласованности с экспериментальными данными по сравнению с результатами, достигаемыми при использовании широко известных квазилинейных моделей управляющих действий летчика (рис.6).

В работе была осуществлена оценка возможности применения полученной композиционной модели с данной структурой для описания действий летчика в экспериментах с другими конфигурациями. С этой целью модели летчика, полученные для динамических конфигураций из базы данных «Б», использовались для описания действий летчика применительно к другим конфигурациям. Результаты вычислений показывают, что для конфигураций 35075 и 50075 полученная модель летчика не позволила обеспечить устойчивость в замкнутом контуре. Амплитудная частотная характеристика этих конфигураций имеет нулевой наклон в области частоты среза (1–3 рад/с)

(рис.7). Такая особенность требует от летчика умения вводить сглаживающую коррекцию ( $W_s \cong K_c e^{-Ts} / (Ts + 1)$ ) в районе частоты среза. Сигналы, подаваемые на входы композиционной модели с архитектурой TDNN, определяются моментами времени  $t - \Delta t$ , однако в их состав не входят прогнозируемые сигналы для моментов времени  $t + \Delta t$ . Такая структура модели летчика позволяет анализировать опережающие действия летчика, однако она не может быть использована для описания его сглаживающих действий. Для обеспечения такой возможности было предложено ввести в рассмотрение дополнительный фильтр  $W_{\text{фильтр}} = 1 / (T_y s + 1)$  (рис.8). Постоянная времени  $1 / T_y$  в этом фильтре должна соответствовать значению частоты передаточной функции объекта управления, после которой наклон его частотной характеристики равен нулю.

При исследовании рассматриваемых конфигураций было установлено, что каждому объекту управления соответствует свое наилучшее значение задержки  $\tau_{\Delta y}$ . Увеличение фазового запаздывания частотной характеристики объекта приводит к увеличению значения  $\tau_{\Delta y}$ . Для описания фазового запаздывания комбинации звеньев  $W_c^* = W_c \cdot W_{\text{фильтр}}$  был введен показатель  $\omega_{-135^\circ}$ , определяющий частоту, на которой фаза частотной характеристики  $W_c^*$  равняется  $-135^\circ$ . Увеличение значения  $\omega_{-135^\circ}$  соответствует уменьшению запаздывания звена  $W_c^*$ . Согласно результатам проведенного обучения композиционных моделей по показателю  $J$  для рассмотренных 40 конфигураций в базе данных «В», значения  $\tau_{\Delta y}$  следующим образом определяются величиной  $\omega_{-135^\circ}$ :

$$\tau_{\Delta y} = \begin{cases} 1.00 \text{ с, при } \omega_{-135^\circ} \leq 0.65; \\ 0.70 \text{ с, при } 0.65 < \omega_{-135^\circ} \leq 1.12; \\ 0.40 \text{ с, при } 1.12 < \omega_{-135^\circ} \leq 2.00; \\ 0.35 \text{ с, при } \omega_{-135^\circ} > 2.00. \end{cases} \quad (7)$$

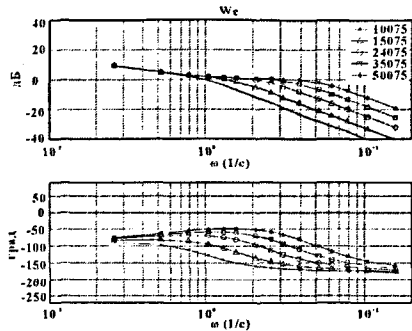


Рис.7. Частотные характеристики для различных конфигураций

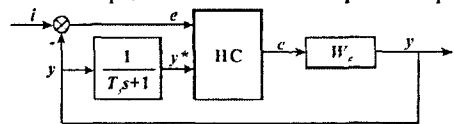


Рис.8. Система «самолет-летчик» с введенным в нее фильтром  $1 / (T_y s + 1)$

На рис.9 представлена структура композиционной модели нейросетевого типа, полученная с учетом проведенных выше модификаций.

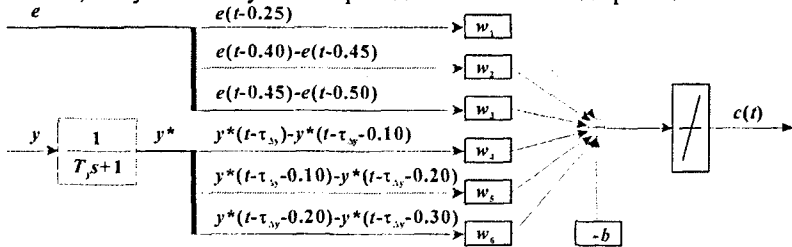


Рис.9. Структура композиционной модели летчика нейросетевого типа

Для нелинейного объекта управления (конфигурация  $A2\_non$ ) и обучающего набора с шумом была построена композиционная модель с нелинейной активационной функцией. Входы модели были определены так, как это показано на рис.9. Параметры этой модели  $T_y = 1.4$  с и  $\tau_{\Delta y} = 0.40$  с. Результаты вычислений для данной модели, структурно более сложной, чем использовавшиеся ранее, показали, что она склонна к переобучению.

Чтобы не допустить переобучения модели, в работе реализован комплекс мер, включающий выбор соответствующей структуры модели, выявление рационального объема используемых экспериментальных данных и величины шага их представления, а также числа итераций процесса обучения.

**В четвертой главе** предлагается композиционный подход, позволяющий предсказывать управляющие действия летчика.

Чтобы сформировать уточненную модель предсказания управляющих действий летчика для какой-либо конфигурации необходимо использовать интерполяцию результатов, полученных применительно к частотным характеристикам летчика для пары конфигураций, близких к требуемой.

Для нахождения близких конфигураций необходимо ввести меру их близости. С этой целью предложено использовать показатель  $J$ , который для рассматриваемой задачи переписывается в следующем виде:

$$J_i = \sum_{k=1}^n \{ [A_{c,i}(\omega_k) - A_{c,пред}(\omega_k)]^2 + \frac{\pi}{180} [\varphi_{c,i}(\omega_k) - \varphi_{c,пред}(\omega_k)]^2 \}. \quad (8)$$

Этот показатель вычисляется в диапазоне частот 1–10 рад/с, существенном с точки зрения свойств системы «самолет-летчик». Полученные результаты показали, что чем меньше значение показателя  $J_i$ , тем ближе две сравниваемые конфигурации. По этому показателю выбирались две конфигурации  $W_{c,k}(j\omega)$  и  $W_{c,m}(j\omega)$ , характеризующиеся наименьшими значениями  $J_k$  и  $J_m$ .

Чтобы исключить влияние коэффициента усиления рассматриваемой конфигурации, было предложено использовать нормированные значения

амплитуд конфигурации  $A_c^* = A_c / K_c$  при вычислении показателя  $J_l$ . Известно, что в определенном диапазоне изменения величины  $K_c$  произведение коэффициентов усиления летчика и объекта управления остается примерно постоянной величиной. Поэтому соответствующее значение для коэффициента усиления летчика можно получить из выражения  $A_l^* = A_l \times K_c$ .

Частотные характеристики летчика, соответствующие исследуемой конфигурации  $W_{c-пред}$ , можно получить путем линейной интерполяции предварительно полученных частотных характеристик летчика, соответствующих двум конфигурациям, наиболее близким к исследуемой. При этом значения амплитудных и фазовых характеристик летчика на частотах интерполяции определяются из следующих соотношений:

$$A_{l-пред}(\omega_i) = A_{l-k}(\omega_i) - \frac{A_{l-k}(\omega_i) - A_{l-m}(\omega_i)}{I_{A-k}(\omega_i) - I_{A-m}(\omega_i)} \times I_{A-k}(\omega_i), \quad (9)$$

$$\varphi_{l-пред}(\omega_i) = \varphi_{l-k}(\omega_i) - \frac{\varphi_{l-k}(\omega_i) - \varphi_{l-m}(\omega_i)}{I_{\varphi-k}(\omega_i) - I_{\varphi-m}(\omega_i)} \times I_{\varphi-k}(\omega_i), \quad (10)$$

здесь

$$I_{A-x}(\omega_i) = \left| A_{c-x}(\omega_i) - A_{c-пред}(\omega_i) \right|, \quad (11)$$

$$I_{\varphi-x}(\omega_i) = \left| \varphi_{c-x}(\omega_i) - \varphi_{c-пред}(\omega_i) \right|, \quad (12)$$

где  $x = k$  или  $m$ . Знаки показателей  $I_{A-x}$  и  $I_{\varphi-x}$  зависят от соотношения величин  $A_{c-пред}$ ,  $A_{c-k}$ ,  $A_{c-m}$ , а также величин  $\varphi_{c-пред}$ ,  $\varphi_{c-k}$ ,  $\varphi_{c-m}$ . Например, если значение  $A_{c-пред}$  находится внутри интервала значений  $A_{c-k}$ ,  $A_{c-m}$  (т.е.  $A_{c-k} < A_{c-пред} < A_{c-m}$ ), то знаки  $I_{A-k}$  и  $I_{A-m}$  различны. Если  $A_{c-пред} > A_{c-k}$  и  $A_{c-пред} > A_{c-m}$  (или  $A_{c-пред} < A_{c-k}$  и  $A_{c-пред} < A_{c-m}$ ), то знаки  $I_{A-k}$  и  $I_{A-m}$  одинаковы. В связи с тем, что до проведения процедуры интерполяции величины  $A_{l-k}$  и  $A_{l-m}$  были увеличены в  $K_{c-k}$  и  $K_{c-m}$  раз ( $A_{l-k}^* = A_{l-k} \times K_{c-k}$ ,  $A_{l-m}^* = A_{l-m} \times K_{c-m}$ ), то после ее проведения необходимо изменить  $A_{l-пред}^*$ , а именно, вычислить  $A_{l-пред} = A_{l-пред}^* / K_{c-пред}$ .

Полученная указанным выше способом частотная характеристика летчика  $W_{l-пред}(j\omega)$  используется для построения соответствующей композиционной модели. В табл.3 в терминах показателя  $J$  приведены результаты оценки композиционной модели летчика, построенной применительно к замкнутой системе. Здесь показатель  $J_{интер}$  оценивает адекватность результатов интерполяции:

$$J_{интер} = \sum_{k=1}^{15} [A_{экс}(\omega_k) - A_{интер}(\omega_k)]^2 + \frac{\pi}{180} [\varphi_{экс}(\omega_k) - \varphi_{интер}(\omega_k)]^2. \quad (13)$$



Табл.3. Результаты предсказания с использованием композиционной модели

Конфигурация	10075	15075	24075	35075	50075
Конфигурация $k$	15075	10075	35075	50075	35075
$J_k$	477	477	263	175	175
Конфигурация $m$	24075	24075	15075	24075	24075
$J_m$	1982	538	538	263	841
$J_{\text{итер}}$	248	70	83	302	200
$J$	257	159	124	400	260

Для всех конфигураций были получены удовлетворительные значения показателя  $J \leq 400$ . В качестве примера на рис.10 приведены частотные характеристики модели летчика для конфигурации 15075.

В пятой главе разработанная композиционная модель была использована для формирования критерия оценки летчиком пилотажных свойств самолета.

На рис.11 (критерий МАИ) представлены полученные в работе [4] границы первого и второго уровней пилотажных характеристик в задаче управления углом тангажа (см. пунктирные линии) в плоскости двух параметров: резонансного пика частотной характеристики замкнутой системы  $r$  и показателя компенсации летчиком негативных динамических свойств объекта управления  $\Delta\varphi_p$ . Показатель компенсации определяется сглаживающей  $\Delta\varphi_p^-$  или опережающей  $\Delta\varphi_p^+$  коррекцией летчика.

Коррекции сглаживания и опережения согласно [4] характеризуют, соответственно, минимальное значение (отрицательное) и максимальное значение (положительное) фазовой частотной характеристики (ФЧХ)  $\Delta\varphi_p = \varphi_p - \varphi_p^{opt}$  в районе частоты среза системы «самолет-летчик», где  $\varphi_p$  и

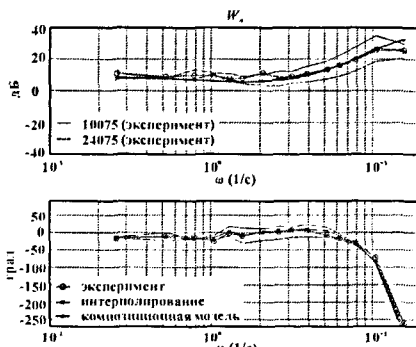


Рис.10. Частотные характеристики модели летчика, полученные с использованием композиционного подхода

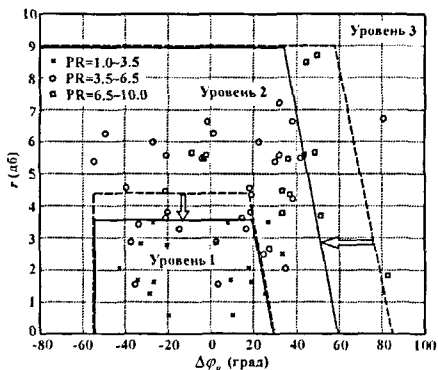
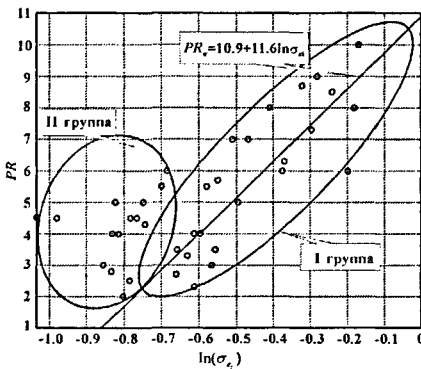


Рис.11. Критерий «А»

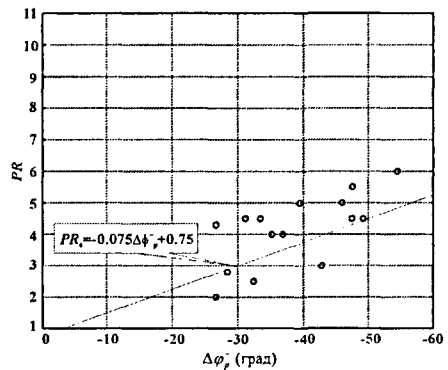
$\varphi_p^{opt}$  являются ФЧХ действий летчика, вычисленные при моделировании летчика для исследуемой динамической конфигурации и для конфигурации с оптимальными динамическими свойствами, соответственно. Под оптимальной понимают конфигурацию, при управлении которой летчик демонстрирует простейший, пропорциональный тип поведения. Фазовая характеристика  $\varphi_p^{opt}$  примерно равняется  $-57.3\tau\omega$ , где  $\tau=0.18$  с.

С помощью приведенной выше композиционной модели предсказания управляющих действий летчика были получены показатели  $r$  и  $\Delta\varphi_p$  в замкнутой системе для исследовавшихся конфигураций из базы конфигураций «В» (см. рис.11). Видно, что для 22 конфигураций из этой базы прогнозирование уровней пилотажных характеристик композиционными моделями дает правильные результаты сравнения с летным экспериментом. С целью улучшения прогнозных свойств в работе было предложено изменить границы первого и второго уровня оценок критерия «А». Эти границы приведены на рис.11 как сплошные линии. Процент правильного прогноза рассматриваемого критерия соответственно достигают 70%.

Критерий «Б» базируется на прямом вычислении субъективной оценки  $PR$ , даваемой летчиком по шкале Купера-Харпера. Для ее получения необходимо было установить связь между значением оценки, даваемой летчиком в ходе летных экспериментов и объективно измеренными или моделируемыми показателями. В качестве одного из таких показателей было предложено использовать среднеквадратичную величину ошибки слежения, коррелированную с входным сигналом  $\sigma_{e_i}$ . Данные, позволяющие судить о корреляции оценки  $PR$  и  $\sigma_{e_i}$ , приведены на рис.12(а). Видно, что все исследовавшиеся динамические конфигурации можно отнести к двум группам.



(а)  $PR_{\sigma} = 10.9 + 11.6 \ln \sigma_{e_i}$



(б)  $PR_{\varphi} = -0.075 \Delta \varphi_p + 0.75$ .

Рис.12. Модель прогнозирования оценки пилотажных свойств самолета

Для динамических конфигураций первой группы основным фактором при расчете оценки пилотажных свойств самолета является характеристика точности слежения в виде среднеквадратичного отклонения ошибки слежения  $\sigma_e$ . Для динамических конфигураций из второй группы оценка пилотажных свойств самолета определяется другим фактором. Анализ данных показывает, что для большинства конфигураций из этой группы характерной является глубокая сглаживающая коррекция  $\Delta\varphi_p^- < -26.5^\circ$ , применяемая летчиком в низкочастотной области. На рис.12(б) показана корреляция между полетными значениями оценки  $PR$  и показателем  $\Delta\varphi_p^-$  для рассматриваемой второй группы конфигураций. Таким образом, можно выделить два независимых фактора, которые определяют оценку пилотажных свойств самолета. Предложенный алгоритм прогнозирования значений оценки пилотажных свойств самолета заключается в следующем. Для каждой исследуемой динамической конфигурации определяются показатели точности пилотирования  $\sigma_e$  и коррекции сглаживания  $\Delta\varphi_p^-$ . Затем по соотношениям рис.12.(а) и (б) вычисляются значения  $PR_\sigma$  и  $PR_\varphi$  и определяется окончательное значение оценки  $PR_{пред}$  как максимальное из значений  $PR_\sigma$  и  $PR_\varphi$ :

$$PR_{пред} = \max(PR_\sigma, PR_\varphi). \quad (14)$$

На рис.13 представлена корреляция между полетным  $PR_{полет}$  и прогнозируемым по модели (14) значениями оценки пилотажных свойств самолета. Видно, что с учетом разброса полетных значений  $PR$  получается достаточно хорошая (в пределах  $\Delta PR = \pm 1.5$ ) корреляция, за исключением трех динамических конфигураций.

Помимо задач стационарного слежения в работе была проведена также проверка возможности использования композиционной модели для случаев возникновения отказов в работе системы управления. На рис. 14 представлены полученные из моделирования замкнутого контура временные процессы, в котором на 24-й секунде происходило изменение динамической конфигурации возник-

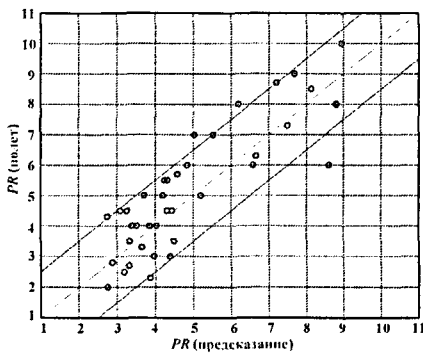


Рис.13. Критерий «Б»

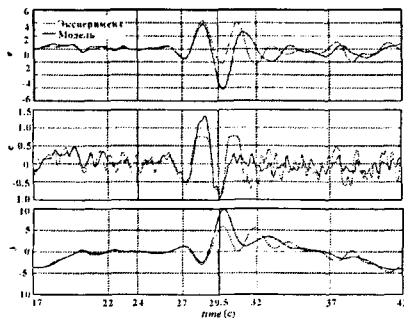


Рис.14. Временные процессы для случаев возникновения отказов

кающий в результате отказа. Композиционная модель также изменялась на модель соответствующую новой конфигурации после временного интервала ( $\Delta t \cong 5.5$  с) связанного с адаптацией к ней летчика. Полученные в результате моделирования временные процессы достаточно хорошо совпадают с результатами экспериментальных исследований.

### ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. В работе предложен композиционный подход к моделированию управляющих действий летчика, основанный на предположении о том, что описывающая функция летчика или ее временной аналог, соответствующий исследуемой динамической конфигурации самолета, могут быть получены как результат композиции описывающих функций летчика, адекватных соответствующих динамическим конфигурациям самолетов, близким к исследуемой. Полученная таким образом частотная характеристика летчика используется для построения соответствующей композиционной модели летчика, базирующей на нейросетевом подходе.

2. Разработана методика построения промежуточной композиционной модели, включающая определение ее параметров: архитектура модели, состав набора входов и выходов, число скрытых слоев и количество нейронов в каждом из них, вид активационных функций, тип и объем обучающих наборов для широкого круга переменных.

3. Показано, что при линейной динамике самолета для построения композиционной модели достаточно иметь наборы сигналов, коррелированных с входом. При этом модель должна описываться достаточно простой структурой с одним нейроном, обладающим линейной активационной функцией. Для нелинейной динамики самолета необходимо иметь сигнал с шумовой составляющей для построения композиционной модели с нелинейной активационной функцией.

4. Композиционная модель управляющих действий летчика позволяет с высокой точностью аппроксимировать и предсказывать результаты экспериментов, полученных в стендовых исследованиях при различных динамических конфигурациях самолета. В области низких и высоких частот частотная характеристика композиционной модели практически совпадает с результатами экспериментальных исследований. В области средних частот различие амплитудной и фазовой частотной характеристики не превышает 2.5 дБ и 20 град, соответственно.

5. На базе созданной композиционной модели управляющих действий летчика разработана методика вычисления субъективной оценки летчика, а также определения уровня оценки пилотажных свойств самолета. Полученные соотношения и области являются критериями оценок пилотажных свойств самолета, позволяющими получать значения оценок летчика или их уровни, достаточно близкие к экспериментальным.

6. Композиционные модели показали достаточную работоспособность для описания свойств системы «самолет-летчик» в отказных ситуациях

(приводящих к резкому изменению динамических характеристик в полете). Полученные временные процессы достаточно хорошо соответствуют процессам, происходящим в реальном полете после возникновения отказа.

### **СПИСОК ПУБЛИКАЦИЙ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ**

1. *Тань В., Ефремов А.В., Тюменцев Ю.В., Оглоблин А.В.* Использование нейросетевой модели для описания управляющих действий летчика // Сб. тезисов 5-й Международной конференции «Авиация и космонавтика» (Авиация и космонавтика-2006), Москва, 23-26 октября 2006 г. – с.52.

2. *Ефремов А.В., Оглоблин А.В., Тань В., Тюменцев Ю.В.* Нейросетевая модель управляющих действий летчика // Вестник МАИ. – 2007. – Том 14, №2. – с.53-66.

3. *Тань В., Ефремов А.В., Тюменцев Ю.В.* Оценка пилотажных свойств самолета с применением нейросетевой модели предсказания характеристик управляющих действий летчика // Вестник МАИ. – 2008. – Том 15, №1. – с.92-108.

4. *Тань В., Ефремов А.В., Тюменцев Ю.В.* Построение и применение нейросетевой модели характеристик управляющих действий летчика для оценки и выбора пилотажных свойств самолетов // Полет. – 2008, №6. – с.23-30.

5. Отчет по теме «Разработка методов и средств для теоретических и экспериментальных исследований фундаментальных проблем и решения прикладных задач управления летчиком высокоавтоматизированных ЛА». Ефремов А.В., Москва, МАИ, 2007. (Проект 05-08-18118, РФФИ.)

### **СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ**

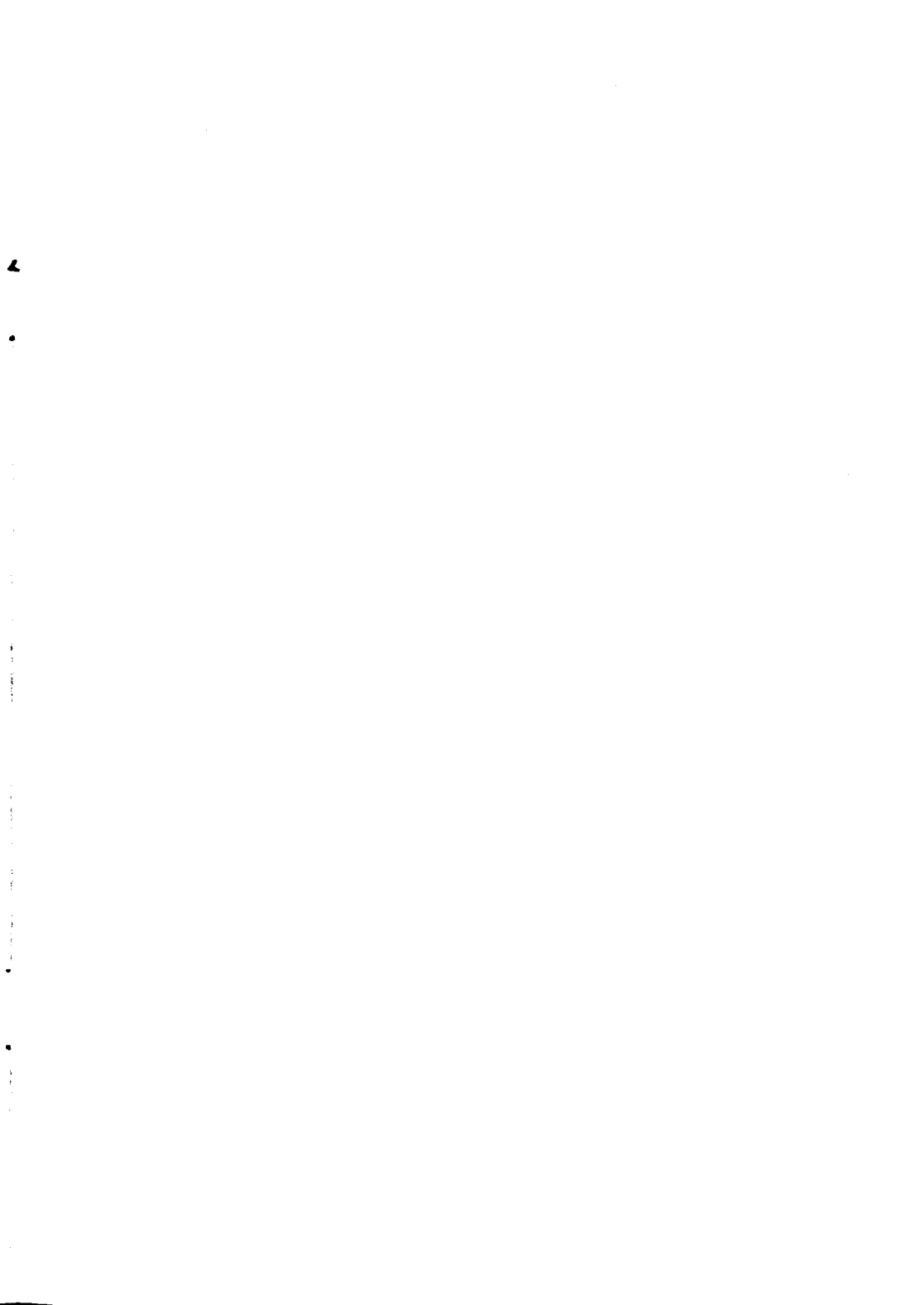
1. *Ефремов А.В., Оглоблин А.В., Предтеченский А.Н., Родченко В.В.* Летчик как динамическая система. – М.: Машиностроение, 1992. – 343 с.

2. *Kish B.A., Leggett D.B., Nguyen B.T., Cord T.J., Slutz G.J.* Concepts for detecting pilot-induced oscillation using manned simulation // AIAA-96-3431-CP.

3. *Neal T.P. Smith R.E.* A flying qualities criterion for the design of fighter flight-control systems // J. Aircraft. – 1971. – Vol.8, No.10.

4. *Ефремов А.В., Оглоблин А.В., Кошеленко А.В.* Оценка и предсказание пилотажных характеристик современных самолетов. // Полет. – 1999, №3.





2008A

6119

№ - 6119