

Инв №15/4966

ЭКЗ №38

На правах рукописи

Каргопольцев Алексей Владимирович

**МЕТОДИКА ВЫБОРА ПАРАМЕТРОВ НЕЛИНЕЙНОЙ СИСТЕМЫ
УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ
ИСКУССТВЕННОЙ НЕЙРОННОЙ СЕТИ ДЛЯ ОПТИМИЗАЦИИ
ПИЛОТАЖНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК**

Специальность 05.07.09 –

Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

г. Жуковский

2006

АВМ

Работа выполнена в Центральном аэрогидродинамическом институте имени профессора Н.Е. Жуковского (ЦАГИ)

Научный руководитель: кандидат технических наук, доцент
Алексей Иванович Дынников

Научный консультант кандидат технических наук, доцент
Юрий Григорьевич Живов

Официальные оппоненты: доктор технических наук, профессор
Владимир Сергеевич Брусос
кандидат технических наук
Максим Алексеевич Леликов

Ведущая организация: Инженерный центр РСК «МИГ»

Защита состоится « — » в марте 2006 г. в _____
на заседании Диссертационного Совета ДС 403.004.01 Центрального
аэрогидродинамического института имени профессора Н.Е. Жуковского по
адресу:
140180 г. Жуковский, Московская область, ул. Жуковского, д.1, ЦАГИ.

С текстом диссертации можно ознакомиться в библиотеке ЦАГИ.

Автореферат разослан « 21 » февраля 2006 г.

Ученый секретарь

Диссертационного Совета ЦАГИ ДС 403.004.01

доктор технических наук, профессор

 В.М. Чижов

Общая характеристика работы

Актуальность темы. Одной из важных задач в области динамики полета и управления движением летательных аппаратов (ЛА) является сокращение сроков проектирования и отработки систем управления (СУ) новой авиационной техники. Как показывает мировой опыт, существенную долю стоимости и времени разработки СУ составляют этапы экспериментальных исследований (стендовые исследования, летные испытания), на которых происходит уточнение законов управления и параметров СУ. Одной из основных целей этих этапов является оптимизация пилотажных характеристик самолета, которые оказывают значительное влияние на безопасность полета и эффективность выполнения полетных задач летчиком. Однако внесение изменений в СУ на этих этапах в большинстве случаев приводит к необходимости проведения повторных экспериментальных исследований, что существенно замедляет и удорожает процесс разработки. Поэтому большой интерес представляет создание методов, позволяющих расчетным путем решать задачу оптимизации пилотажных характеристик самолета.

К настоящему времени уже создан целый ряд методов (критериев) для оценки уровня пилотажных характеристик самолета. Однако оценки отдельно взятых критериев часто не совпадают с комплексной оценкой пилотажных характеристик самолета, даваемой летчиком, что не позволяет достаточно определенно решить задачу оптимизации параметров системы управления из условия достижения наилучших характеристик управляемости на этапах проектирования ЛА и приводит к необходимости отработки этих вопросов уже на этапах стендового моделирования и летных испытаний. Кроме того, большинство из существующих критериев применимы для оценки только линейных систем и не позволяют учесть такие особенности современных СУ, как нелинейные характеристики приводов органов управления и префильтров. А как показывает опыт, эти нелинейности могут оказывать значительное влияние на уровень пилотажных характеристик самолета.

Вот почему весьма актуальной задачей является разработка расчетного метода, применимого уже на ранних этапах проектирования, и позволяющего рационально выбрать параметры нелинейной СУ из условия обеспечения высоких пилотажных характеристик самолета с системой управления.

Цель и задачи исследования. Целью данной работы является создание математических методов и программного обеспечения для рационального выбора параметров нелинейной системы управления самолетом, обеспечивающей высокие пилотажные характеристики самолета.

В процессе работы были поставлены и решены задачи:



- разработки методики оценки уровня пилотажных характеристик в продольном канале современного высокоавтоматизированного самолета;
- уточнении методики оценки необходимой максимальной скорости отклонения стабилизатора из условия обеспечения необходимого качества переходных процессов и парирования ветровых возмущений;
- разработки методики исследования устойчивости контура «самолет-летчик» в продольном канале с учетом нелинейных характеристик привода стабилизатора и выбора ограничения скорости нелинейного префильтра, обеспечивающего устойчивость контура «самолет-летчик»;
- выбора параметров нелинейной системы управления самолетом в продольном канале заданной структуры с использованием предлагаемых методик;
- исследования уровня пилотажных характеристик самолета с созданной нелинейной системой управления на пилотажном стенде ПС-10М.

Методы исследований. Для выработки обобщенной оценки уровня пилотажных характеристик самолета в данной работе был использован современный математический аппарат - искусственная нейронная сеть. Для анализа устойчивости контуров «самолет-СУ» и «самолет-летчик» использовались хорошо известные методы теории автоматического управления – критерий Найквиста и метод корневого годографа. Расчетные исследования, проведенные в данной работе, сопровождаются стендовым моделированием на пилотажном стенде ЦАГИ ПС-10М.

На защиту выносятся следующие положения:

- Использование обобщенной оценки системы существующих критериев и требований позволяет значительно повысить достоверность оценки уровня пилотажных характеристик самолета. Для выработки такой обобщенной оценки целесообразно использовать искусственную нейронную сеть (ИНС), настроенную с использованием имеющихся экспериментальных данных. Настроенную ИНС возможно использовать в качестве единого критерия оценки пилотажных характеристик самолета при выборе параметров СУ.
- Оценку потребной максимальной скорости перекаладки привода необходимо проводить на режимах с малым скоростным напором и из условия обеспечения необходимого качества переходных процессов.
- При выборе параметров нелинейного префильтра необходимо учитывать влияние нелинейных эффектов при насыщении привода по скорости на устойчивость контура «самолет-летчик».

Основные результаты и научная новизна. Основные результаты и новизна диссертационной работы заключаются:

- В оценке достоверности существующих критериев оценки пилотажных характеристик самолета в продольном канале для задач посадки и атаки наземной цели;
- В разработке программного обеспечения для автоматизированной оценки уровня пилотажных характеристик самолета в продольном канале по пятнадцати критериям;
- В разработке методики оценки пилотажных характеристик самолета в продольном канале, основанной на использовании искусственной нейронной сети (ИНС), которая позволяет путем рационального использования ряда существующих требований и критериев создать инструмент для обобщенной оценки уровня пилотажных характеристик самолета на различных режимах полета, обладающий высокой достоверностью оценок;
- В оценке эффективности набора критериев, используемого при формировании обобщенной оценки с помощью искусственной нейронной сети;
- В уточнении методики оценки необходимой максимальной скорости отклонения стабилизатора из условия обеспечения необходимого качества переходных процессов и парирования ветровых возмущений.
- В разработке методики оценки устойчивости контура «самолет-летчик» в продольном канале с учетом нелинейных характеристик привода стабилизатора и выбора ограничения скорости нелинейного префильтра;
- В разработке методики выбора параметров нелинейной системы управления маневренным самолетом с использованием созданных ИНС для оценки уровня пилотажных характеристик самолета с СУ.

Научная новизна работы заключается в использовании методов искусственного интеллекта для оценки уровня пилотажных характеристик самолета, исследовании влияния нелинейных эффектов в СУ на уровень пилотажных характеристик ЛА и подтверждается сопоставления результатов диссертационной работы с материалами, опубликованными в отечественной и зарубежной научно-технической литературе.

Достоверность результатов. Достоверность результатов и эффективность предлагаемых в работе методов и алгоритмов подтверждается значительным объемом экспериментальных исследований, проведенных на пилотажном стенде ПС-10М, сопоставлением полученных результатов с соответствующими параметрами СУ ряда существующих самолетов, обсуждениями на научно-технических семинарах, сопоставлением с результатами других авторов.

Практическая значимость. Практическая значимость работы для решения прикладных задач определяется тем, что созданное в рамках данной работы программное обеспечение и методики позволяют:

1. Производить автоматизированную оценку уровня пилотажных характеристик самолета, в том числе уже на ранних этапах проектирования.
2. Обоснованно выбрать максимальную скорость перекладки привода аэродинамического органа управления.
3. Рассчитать необходимое ограничение скорости нелинейного префильтра из условия обеспечения устойчивости контура «самолет-летчик» при насыщении привода по скорости.

Апробация результатов. Основные результаты диссертационной работы докладывались и обсуждались на научных семинарах в ЦАГИ и Инженерном центре РСК «МИГ», научно-технических конференциях, в том числе:

- на 43-й научной конференции «Современные проблемы фундаментальных и прикладных наук», г. Жуковский, 2000 г.;
- на международной конференции «Advanced Engineering Design», г. Глазго, 2001 г.;
- на 3-й международной научно-технической конференции «Современные проблемы аэрокосмической науки и техники», г. Москва, 2004 г.
- на 47-й научной конференции «Современные проблемы фундаментальных и прикладных наук», Москва, 2004 г.
- на конференции «European conference for aerospace sciences (EUCASS)», г. Москва, 2005 г.

Публикации по теме диссертации. Основные результаты проведенного исследования представлены в 2 научно-технических отчетах ЦАГИ, 2-х заметках в ГТО ЦАГИ, 9 печатных работах. Список основных работ приведен в конце автореферата.

Личный вклад автора. Основные результаты работы были получены автором или при непосредственном участии автора в качестве ответственного исполнителя работы.

Структура и объем работы. Диссертационная работа состоит из введения, трех глав, выводов и трех приложений. Общий объем диссертации 201 страница, в том числе 166 страниц основного текста с 63-я иллюстрациями, 3 приложения. Список цитируемой литературы включает в себя 66 наименований.

Содержание работы

Введение

Обоснована актуальность темы диссертации, проведен анализ ряда отечественных (Р.В. Студнев, А.Н. Предтеченский, Б.П. Терехин, Ю.И. Сидоров, А.З. Тарасов, А.И. Дынкиков, Ю.Г. Живов, В.В. Родченко, Ю.П. Яшин, А.В. Ефремов) и зарубежных работ (Т.Р. Neal, R.E. Smith, D.T. McRuer, R.E. Bailey, D.G. Mitchell, H. Duda, R.A. Hess) по теме диссертации. Сделан обзор основных проблем и достижений в областях оценки пилотажных характеристик самолетов, оценки потребной скорости отклонения привода органа управления, выбора параметров нелинейного префильтра. Сформулированы цели диссертационной работы, кратко изложены содержание работы и основные результаты, полученные автором.

Глава 1

Рассмотрена задача оценки уровня пилотажных характеристик самолета в продольном канале. Предложена методика, использующая искусственную нейронную сеть (ИНС), которая позволяет путем рационального использования ряда существующих критериев и требований создать инструмент для оценки уровня пилотажных характеристик ЛА. Произведена оценка эффективности набора критериев, используемого при формировании обобщенной оценки с помощью искусственной нейронной сети. Используя настроенную ИНС в качестве единого критерия оценки уровня пилотажных характеристик ЛА, проведен выбор параметров системы управления маневренным самолетом заданной структуры для режима посадки. На пилотажном стенде ПС-10М проведены экспериментальные исследования уровня пилотажных характеристик самолета с синтезированной системой управления.

К настоящему времени уже создан ряд критериев, которые позволяют производить оценку уровня пилотажных характеристик (характеристик управляемости) самолета для различных категорий полета. Однако как показывает имеющийся опыт, оценка уровня пилотажных характеристик по отдельному критерию часто не совпадает с интегральной оценкой характеристик управляемости самолета летчиком. Поэтому при оценке уровня пилотажных характеристик самолета необходимо использовать обобщенную оценку системы существующих критериев, предварительно оценив границы применимости отдельных критериев с использованием имеющихся данных.

Пусть имеется n критериев оценки уровня пилотажных характеристик самолета и k вариантов самолета с системой управления, для которых известна экспериментальная оценка летчика. Необходимо сконструировать функцию F , осуществляющую преобразование вектора оценок критериев (PR_1, \dots, PR_n) в обобщенную оценку пилотажных характеристик PR с

минимальной ошибкой $\sum_{j=1}^k (PR_j - PR_{j*})^2$ (k -количество исследуемых вариантов

ЛА, PR_j - обобщенная оценка уровня пилотажных характеристик j -го варианта ЛА, PR_{j*} - оценка летчиком j -го варианта ЛА).

В данной работе для формирования обобщенной оценки системы критериев использовалась искусственная нейронная сеть (ИНС) (Рисунок 1).

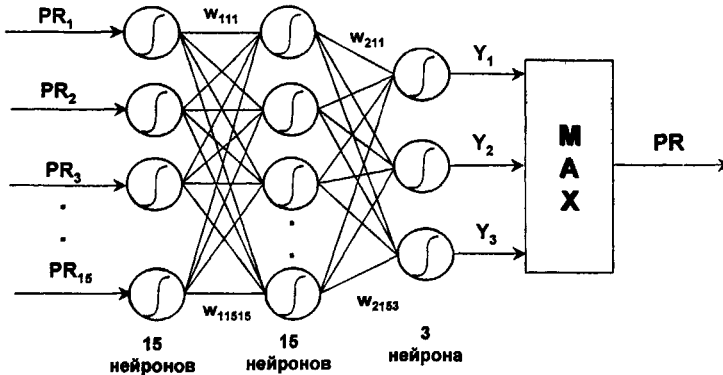


Рисунок 1

Отличительной особенностью ИНС, которая создает предпосылки к ее применению для решения данной задачи, является обучаемость – то есть способность к повышению эффективности решения задачи путем подстройки архитектуры сети и значений весов с использованием специальных математических алгоритмов, используя имеющиеся примеры (сочетания «вход - желаемый выход»). Для рассматриваемой задачи это означает, что архитектуру и веса ИНС необходимо настроить таким образом, чтобы при предъявлении на вход ИНС вектора оценок критериев для исследуемой конфигурации ЛА на выходе ИНС формировалась обобщенная оценка пилотажных характеристик ЛА, совпадающая с экспериментальной оценкой летчиком данной конфигурации.

Для количественной оценки эффективности обобщенной оценки, выработанной с помощью настроенной ИНС, по сравнению с существующими критериями использовалась нормированная величина

$\frac{\sum_{j=1}^k (PR_j - PR_{j*})^2}{k}$, которая обозначена как «достоверность». С учетом того, что оценки летчика и критериев выражаются в уровнях пилотажных характеристик и являются целыми величинами, для вычисления достоверности использовалось следующее соотношение:

$$\text{Достоверность} = \frac{\text{Количество конфигураций для которых совпала оценка летчика и критерия}}{\text{Общее количество исследуемых конфигураций}} \cdot 100\%$$

Оценка достоверности обобщенной оценки по сравнению с существующими критериями проводилась на примере двух полетных задач – посадка (Задача №1) и атака наземной цели (Задача №2). Для задачи №1 рассматривалось тридцать девять вариантов самолета с различными характеристиками устойчивости и управляемости, для задачи №2 – триста шестьдесят пять вариантов. Для задачи №1 экспериментальные данные были получены в процессе летных испытаний на самолете NT-33 с участием двух летчиков (программа LAHOS), а для задачи №2 в процессе стендового моделирования, проведенного в ЦАГИ А.З.Тарасовым, с участием трех летчиков.

Было рассмотрено пятнадцать критериев оценки уровня пилотажных характеристик ЛА для задачи №1 и девять критериев для задачи №2:

1. Критерий переходных процессов по углу наклона траектории;
2. Требования MIL к переходным процессам по углу атаки;
3. Требования NASA к переходным процессам по углу атаки;
4. Требования NASA к переходным процессам по ω_z ;
5. SST-критерий по угловой скорости тангажа*;
6. Критерий Смита*;
7. Критерий Гибсона;
8. Критерий запасов*;
9. Критерий полосы пропускания*;
10. Критерий Нила-Смита*;
11. Требования к демпфированию и ω_0^2/n_y^α *;
12. Требования к собственным частотам и размерному демпфированию*;
13. Требования к собственным частотам и n_y^α *;
14. Критерий наклона фазовой характеристики;
15. Требования к собственным частотам и демпфированию*.

Такая нумерация критериев использована на всех последующих рисунках и при дальнейшем изложении. Символом «*» отмечены критерии, использованные для оценки уровня пилотажных характеристик ЛА в задаче №2. Сокращение числа критериев для задачи №2 обусловлено тем, что ряд рассматриваемых критериев применим для оценки пилотажных характеристик ЛА только на взлетно-посадочных режимах.

Создан программный комплекс, позволяющий производить автоматизированную оценку пилотажных характеристик самолета с использованием вышеперечисленных критериев. Данный программный комплекс представляет собой набор из 15 программ для системы Matlab, которые работают с моделью самолета, реализованной в подпрограмме Simulink. Предусмотрена возможность графического вывода результатов оценки (Рисунок 2).

Выходом программного комплекса является матрица оценок размером $15 \times 1 - (PR_1, \dots, PR_{15})$, выход отдельного критерия может принимать значения один, два или три. Оценка «один» соответствует первому уровню

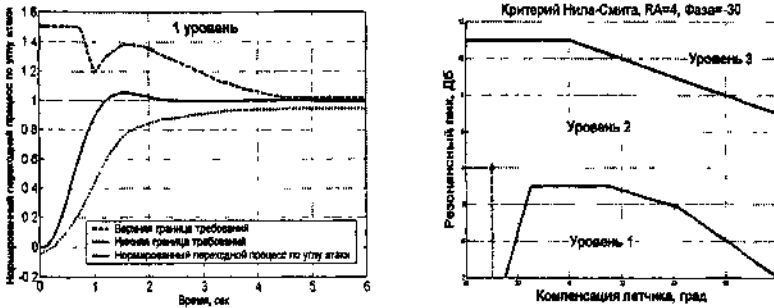


Рисунок 2

пилотажных характеристик, «три» – третьему. Вектор расчетных оценок PR_1 – PR_{15} с выхода программного комплекса поступает на вход ИНС. ИНС, обрабатывая эти оценки, формирует на выходе три числа в диапазоне от 0 до 1 (Рисунок 1). Например, $PR=(1,3,3,1,1,2,1,1,2,2,3,3,1,3)$, а $Y_1=0.85$, $Y_2=0.7$, $Y_3=0.01$.

Использовалась следующая логика формирования обобщенной оценки:

Если наибольшее значение имеет Y_1 , то самолет обладает первым уровнем pilotaжных характеристик ($PR=1$), если Y_2 , то вторым ($PR=2$), если Y_3 , то третьим ($PR=3$). В том случае если какие-либо выходы имеют одинаковые значения (хотя это и крайне маловероятно, поскольку для этого нужно, чтобы совпали все значащие цифры (64 бита)), то считается, что самолет обладает уровнем pilotaжных характеристик соответствующим худшей оценке. Например, если $Y_1 > Y_2$ и $Y_1 = Y_3$, то самолет обладает третьим уровнем pilotaжных характеристик.

Для того чтобы ИНС правильно определяла уровень pilotaжных характеристик самолета, ее необходимо соответствующим образом обучить. Это означает, что необходимо подобрать архитектуру и веса w_i ИНС (Рисунок 1) таким образом, чтобы для имеющихся экспериментальных данных максимизировать достоверность оценок ИНС. Выбор архитектуры ИНС в данной работе проводился экспериментально. Для задачи №1 была выбрана трехслойная ИНС с количеством нейронов по слоям – 15,15,3 (Рисунок 1), а для задачи №2 трехслойная ИНС с количеством нейронов по слоям 15,28,3.

Для обучения ИНС применялись встроенные средства Matlab из программного пакета «Neural Network Toolbox». Использовался метод обучения «с учителем» и «валидационным» множеством. Обучение ИНС_1 для задачи №1 производилось на 20 конфигурациях, 10 использовалось в качестве «валидационного» множества и 9 в качестве «тестового». Для задачи №2 обучение ИНС_2 проводилось на 92 конфигурациях, 91 конфигурация использовалась в качестве «валидационного» множества и 182 конфигурации использовались в качестве «тестового» множества.

С использованием имеющихся экспериментальных данных было проведено сравнение достоверности оценок использованных критериев и настроенных ИНС (Рисунок 3). Под номерами 16,17,18 обозначены достоверности оценок ИНС на обучающем, валидационном и тестовом множестве соответственно. Номер 19 – это достоверность ИНС на всем множестве экспериментальных результатов.

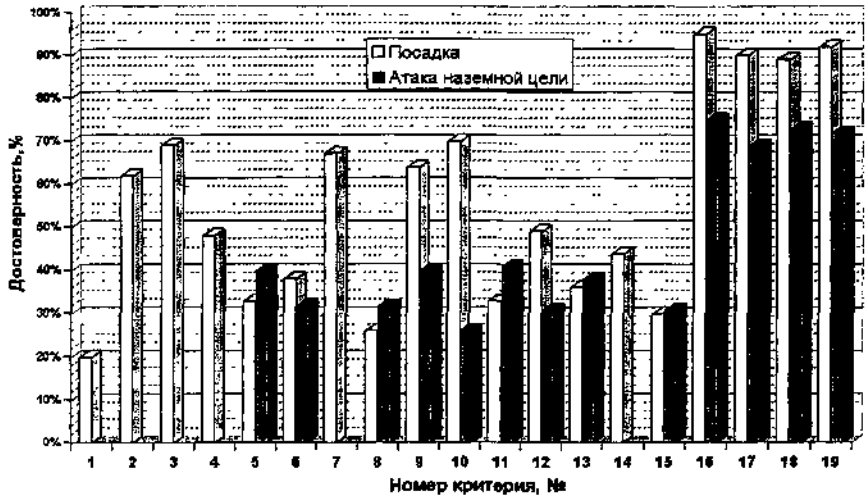


Рисунок 3

Результаты проведенных исследований показывают, что предлагаемая методика позволяет повысить достоверность оценки пилотажных характеристик ЛА в среднем на 20-30% (с 70% до 92% для задачи №1, с 41% до 72% для задачи №2) по сравнению с наилучшим из использованных критериев (критерий №10 для задачи №1, критерий №11 для задачи №2).

С использованием методики, предложенной в работах В.Г. Царегородцева, были проведены исследования значимости отдельных критериев при формировании обобщенной оценки с помощью ИНС. Для каждой из рассматриваемых полетных задач из массива оценок критериев удалялась оценка одного критерия и производилась настройка десяти ИНС без данного входа. В качестве показателя значимости критерия бралась усредненная по 10 реализациям величина понижения достоверности оценок ИНС. Данная процедура была проделана для всех используемых критериев.

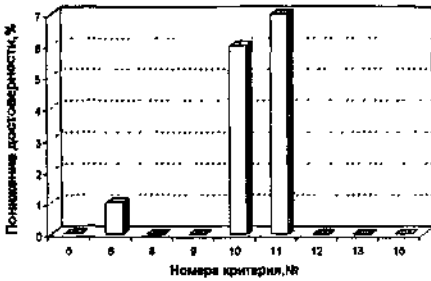


Рисунок 4

для повышения достоверности оценок ИНС необходимо взамен критериев 5,6,8,9,12,13,15 использовать входы обладающие большей информативностью. Сравнение Рисунка 4 с Рисунком 3 показывает, что достоверность отдельного критерия и его информативность в рассматриваемом случае есть независимые величины. Достоверность критерия №10 – 26%, а понижение достоверности при его исключении – 6%. Достоверность критерия №11- 41%, а понижение достоверности при его исключении – 7%. Поэтому использование в рамках предлагаемой методики критериев с низкой достоверностью вполне оправдано и в ряде случаев может приводить к повышению достоверности обобщенной оценки, получаемой с помощью ИНС.

Для проверки обобщающей способности настроенных ИНС был проведен выбор параметров линейной СУ заданной структуры в продольном канале (для краткости, назовем это синтезом СУ) для самолета с характеристиками, значительно отличающимися от ЛА, использованного для обучения ИНС. Основной задачей синтеза при этом являлось достижение высоких пилотажных характеристик самолета с СУ, а ИНС использовалась в качестве единого критерия оценки.

Производился выбор десяти параметров ($T_L, K_L, K_{L1}, T_{ny}, K_{ny}, K_{ny1}, K_{\omega}, K_{\alpha}, T_{\alpha}, K_{\alpha}$) перегрузочной астатической системы управления с обратными связями по углу атаки, угловой скорости тангажа и вертикальной

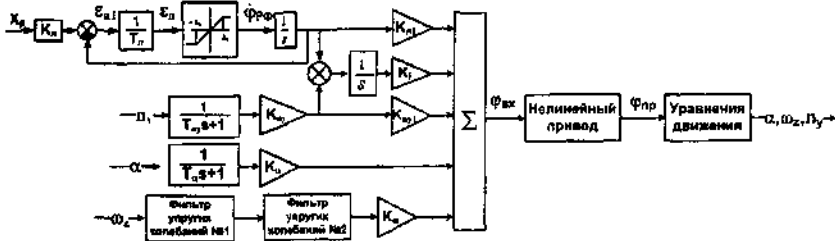


Рисунок 5

Результаты, полученные для задачи №2, показаны на Рисунке 4. Видно, что можно выделить два критерия (№10 и №11), удаление которых ведет к существенному понижению достоверности оценок ИНС. Однако данный результат не означает, что при выработке обобщенной оценки возможно использовать только два этих критерия, отбросив все остальные, а показывает, что

перегрузке (Рисунок 5). В процессе выбора данных параметров рассматривалась линейная модель привода и префилтра. Далее с помощью методик, изложенных в Главах 2 и 3, проводился выбор необходимой максимальной скорости перекладки привода и величины ограничения скорости сигнала на нелинейном префилтре.

Модель нелинейного привода, использованная при проведении стендового моделирования, изображена на Рисунке 6.

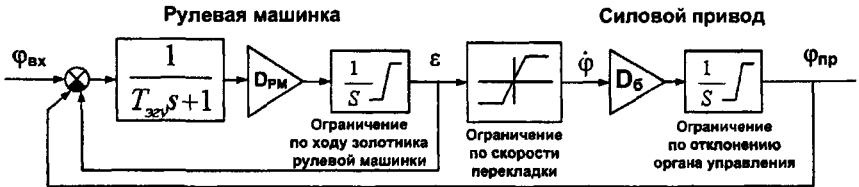


Рисунок 6

Данная задача является модельной, что выражается в избыточности обратных связей (сигналы по углу атаки и вертикальной перегрузке являются линейно зависимыми) которые были введены искусственно с целью увеличения числа настраиваемых параметров и сложности СУ для оценки возможности использования предлагаемого метода для многопараметрических систем высокой размерности.

Каждый вариант самолета с системой управления, характеризуемый значениями 10 параметров, оценивался с помощью системы из 15 критериев. Вектор оценок критериев $\{PR_1, \dots, PR_{15}\}$ подавался на вход ИНС_1. На выходе ИНС формировались три числа Y_1, Y_2, Y_3 . Наибольшее из этих чисел определяло уровень пилотажных характеристик ЛА (PR). Использовалась следующая функция ошибки:

Если $PR=1$

$E_{гр}=1$

Если $PR=2$

$$E_{гр}=2 + \frac{0.00001}{|Y_2 - Y_3 + 0.5|} - \frac{0.00001}{|Y_2 - Y_1 + 0.5|}$$

Если $PR=3$

$$E_{гр}=3 - \frac{0.00001}{|Y_2 - Y_3 + 0.5|} - \frac{0.00001}{|Y_1 - Y_3 + 0.5|}$$

С использованием генетического алгоритма (ГА) производился выбор параметров СУ, которые минимизируют функцию ошибки.

Для СУ, изображенной на Рисунке 5, были получены следующие значения варьируемых параметров: $K_n=4.04$, $K_{n1}=4.68$, $T_n=0.26$, $K_i=0.21$, $K_{n1}=2.68$, $K_n=2.1$, $T_n=0.16$, $K_\omega=2.1$, $T_\alpha=0.33$, $K_\alpha=2.86$. При этом значения выходов ИНС составили: $Y_1=0.69$, $Y_2=0.15$, $Y_3=0.02$. Согласно логике формирования обобщенной оценки это означает, что по самолет с СУ обладает первым уровнем пилотажных характеристик.

Была произведена расчетная оценка уровня пилотажных характеристик самолета с синтезированной системой при разбросе центровок относительно номинального значения на $\pm 5\%$ средней аэродинамической хорды (САХ). Проведенные исследования показали, что при таком разбросе центровок синтезированная система обеспечивает инвариантность уровня пилотажных характеристик самолета.

С использованием методик, изложенных в главах 2 и 3, были определены необходимая максимальная скорость привода стабилизатора и параметры нелинейного префильтра сигнала отклонения ручки управления, обеспечивающие устойчивость контура «самолет-летчик» при больших возмущениях.

Для экспериментальной оценки уровня пилотажных характеристик ЛА с синтезированной системой управления на пилотажном стенде ПС-10М была использована методика, предложенная в программе LANOS. В процессе пилотирования оператор должен был выполнять задачу слежения (удерживания заданной траектории снижения согласно световой индикации на экране), а затем задачу выдерживания заданных углов тангажа. По выполнении данных задач оператор должен был оценить реакцию самолета на резкие дачи ручки.

В результате стендового моделирования было установлено, что синтезированная система позволяет выполнять полетные задачи с необходимой точностью при незначительной загрузке оператора. В процессе пилотирования каких-либо эффектов затрудняющих или ухудшающих точность выполнения целевых задач отмечено не было. Согласно шкале Купера-Харпера такая оценка означает, что пилотажные характеристики самолета с синтезированной СУ находятся в пределах первого уровня и, таким образом, экспериментальная оценка синтезированной СУ совпадает с расчетной оценкой ИНС.

Результаты проведенных в данном разделе исследований подтверждают возможность использования ИНС для выработки обобщенной оценки системы критериев. При этом ИНС позволяет одновременно учесть влияние множества характеристик ЛА, которыми руководствуется летчик при экспериментальном определении уровня пилотажных характеристик, а созданный программный комплекс позволяет автоматизировать процесс выбора параметров синтезируемой СУ из условия максимизации уровня пилотажных характеристик.

Глава 2

Рассмотрена задача оценки максимальной скорости отклонения привода стабилизатора из условия парирования ветровых возмущений, действующих на самолет, и обеспечения приемлемых характеристик самолета в управляемом движении. Рассмотренная в Главе 1 методика позволяет произвести выбор параметров линейной системы управления, в то время как реальные СУ обладают существенно нелинейными

характеристиками, которые могут оказывать значительное влияние на управляемость самолета. В реальных СУ самолетов имеются ограничения по максимальной скорости $\dot{\varphi}_{\max}$ и отклонению φ_{\max} аэродинамического органа управления (Рисунок 6).

Задача оценки необходимой максимальной скорости перекладки привода рассмотрена в работах целого ряда авторов - Ю.И. Сидорова, Б.П. Терехина, Д.А. Жука, А.И. Дынникова, Е.В. Федуловой. По результатам математического моделирования для грубой оценки необходимой скорости перекладки привода из условия парирования ветровых возмущений в этих работах предложено следующее эмпирическое соотношение, учитывающее основные особенности компоновки ЛА:

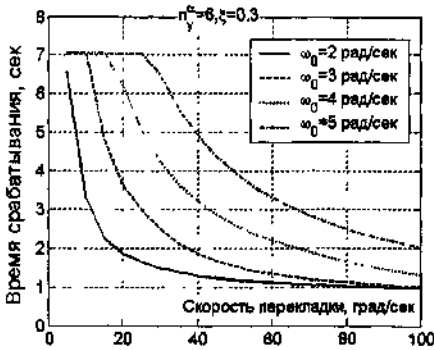


Рисунок 7

требования, в данной работе получены оценки для необходимой максимальной скорости перекладки привода.

Рассматривались два режима полета соответствующие значениям параметров $n_y^{\alpha} = 6$ и $n_y^{\alpha} = 81$. Для устойчивого неавтоматизированного самолета с приводом (с различными значениями собственной частоты ω_0 и демпфирования короткопериодического движения ξ , удовлетворяющих требованиям МП-Ф-8785С) построены зависимости времени срабатывания по уровню 70% ($t_{0.7}$) (рассматривался переходной процесс по перегрузке для режима $n_y^{\alpha} = 81$ или углу атаки для режима $n_y^{\alpha} = 6$) от $\dot{\varphi}_{\max}$ привода. Пример такой зависимости приведен на Рисунок 7. Задав потребное время срабатывания (например, $t_{0.7} = 1.5$ сек.), получим зависимость необходимого $\dot{\varphi}_{\max}$ от параметров ЛА (ξ, ω_0). Эти требования, полученные для неавтоматизированного самолета можно преобразовать в требования к приводу самолета с высоким уровнем автоматизации.

$$\dot{\varphi}_{\max} \approx (2.2 \dots 2.5) \frac{(\bar{M}_z^{\alpha})^{3/2} \alpha_w}{|\bar{M}_z^{\delta}|} \quad (1).$$

Но наряду с обеспечением устойчивости система управления должна обеспечивать и приемлемые характеристики самолета в управляемом движении. В качестве основных требований к динамическим характеристикам автоматизированного самолета рассматривают требования к частоте, демпфированию коротко периодического движения и времени срабатывания в переходных процессах. Используя указанные

Предположим, что для цепочки звеньев, состоящей из модели привода и передаточной функции устойчивого неавтоматизированного самолета, определено необходимое значение скорости перекладки привода из условия достижения необходимого времени срабатывания переходных процессов. Предположим также, что для статически неустойчивого самолета с помощью системы управления удалось добиться такого же качества переходных процессов, что и для устойчивого неавтоматизированного самолета с приводом. То есть, переходные процессы для автоматизированного неустойчивого самолета идентичны переходным процессам устойчивого самолета с приводом. Тогда с помощью передаточных функций устойчивого

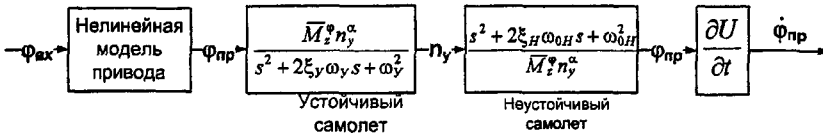


Рисунок 8

и неустойчивого самолета переходные процессы по углу атаки, перегрузке или угловой скорости тангажа можно пересчитать в переходный процесс по углу отклонения стабилизатора для статически неустойчивого самолета с системой управления. Зная зависимость угла отклонения стабилизатора от времени легко найти максимальную скорость перекладки привода. Для этого необходимо составить цепочку звеньев, изображенную на Рисунке 8 и провести для нее расчет переходных процессов. В результате оценим $\dot{\varphi}_{max}(\xi, \omega_0, \xi_H, \omega_{0H}, n_y^{\alpha})$ необходимое для удовлетворения требований по времени срабатывания для неустойчивого самолета.

$n_y^{\alpha} = 6$

$n_y^{\alpha} = 81$

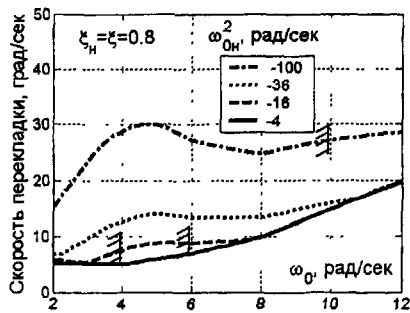
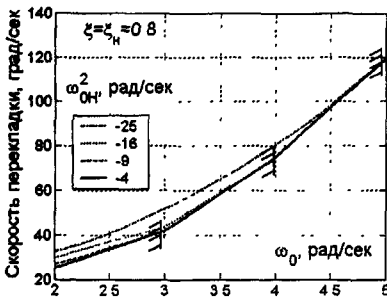


Рисунок 9

Примеры зависимости $\dot{\varphi}_{max}(\xi, \omega_0, \xi_H, \omega_{0H}, n_y^{\alpha})$ приведены на Рисунке 9. Штриховкой отмечены минимально возможные значения эквивалентной

частоты из условия обеспечения двукратного запаса коэффициента усиления СУ по нижней границе. Приведенная методика оценки скорости перекладки привода позволяет не только оценить необходимую максимальную скорость привода из условия обеспечения приемлемых характеристик короткопериодического движения, но и позволяет рационально выбрать сами требования к параметрам короткопериодического движения и согласовать их с требованиями к максимальной скорости перекладки привода. Результаты проведенных исследований показывают, что при определении требований к частоте короткопериодического движения самолета целесообразно выбирать наименьшие допустимые значения этого параметра, соответствующие заданному значению n_y^a .

В данной работе было проведено сравнение требований к $\dot{\varphi}_{\max}$ из условий парирования ветровых возмущений и обеспечения необходимого качества переходных процессов для двух маневренных самолетов различной размерности со степенью неустойчивости до 5%. Рассматривался ряд режимов полета относящихся к разным целевым задачам. Для оценки $\dot{\varphi}_{\max}$ из условий парирования ветровых возмущений использовалась формула (1), а для оценки $\dot{\varphi}_{\max}$ из условия обеспечения необходимого качества переходных процессов использовалась изложенная выше методика.

В результате проведенных исследований было установлено, что наиболее жесткие требования к скорости перекладки обусловлены требованиями из условия обеспечения необходимого качества переходных процессов, причем целесообразно производить оценку максимальных скоростей на режимах с малым скоростным напором. Результаты оценки скоростей перекладки для двух режимов полета приведены в Таблице 1, скорости перекладки даны в град/сек. В первом столбце для каждого самолета дается оценка $\dot{\varphi}_{\max}$ из условия парирования ветровых возмущений, а во втором из условия обеспечения необходимого качества переходных процессов (G-вес самолета).

Таблица 1

V, м/с	Самолет 1 G \approx 24 т.		Самолет 2 G \approx 17 т.	
	1	2	1	2
148	6	25	14	30
199	10	23	12	20

Из приведенных данных видно, что значения скоростей перекладки привода полученные для самолетов 1 и 2 из условия достижения необходимых динамических характеристик близки к скоростям перекладки реальных однотипных самолетов. Данные результаты подтверждают возможность применения вышеизложенной методики при выборе характеристик приводов уже на ранних стадиях проектирования.

Глава 3

Предложена методика исследования устойчивости контура «самолет-летчик» в продольном канале при насыщении привода стабилизатора по скорости и выбору ограничения скорости нелинейного префилтра.

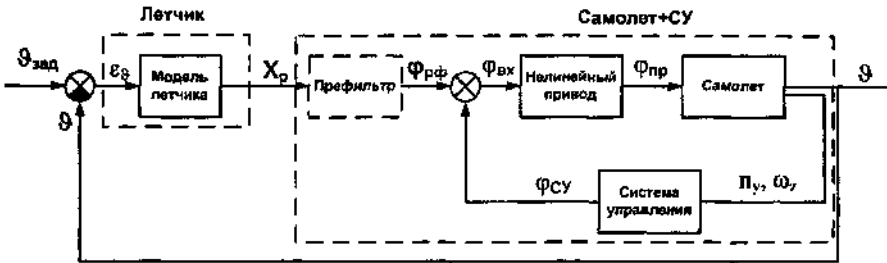


Рисунок 10

Рассматривается замкнутая система «самолет-летчик» с единичной обратной связью по углу тангажа (Рисунок 10). Предполагается, что при изменении характеристик объекта управления летчик не способен мгновенно отреагировать на такое изменение и ему необходимо некоторое время для адаптации, в течение которого он не меняет стереотип управления. Экспериментальные исследования данного явления (А.Н. Предтеченский, А.И. Дынкин, А.З. Тарасов) показали, что в том случае если в расчетах контур «модель летчика, настроенная на исходный объект управления – объект управления с изменившимися характеристиками» неустойчив, то и в эксперименте возможно возникновение неустойчивости контура «самолет-летчик». Поэтому в данной работе исследование устойчивости контура «самолет-летчик» при насыщении привода по скорости сводится к исследованию устойчивости контура «модель летчика, настроенная на линейный объект управления» - «возможные состояния нелинейного контура «самолет-СУ»».

Для описания динамики летчика использовалась модель в виде:

$$W_n(s) = K_n \frac{T_1 s + 1}{T_2 s + 1} e^{-\tau s}$$

Настройка коэффициентов K_n, T_1, T_2 проводилась по критерию Нила-Смита с использованием созданного в данной работе программного обеспечения. Полоса пропускания (ω_{bw}) и время запаздывания летчика (τ) были выбраны равными $\omega_{bw} = 3.5 \text{ рад}\cdot\text{сек}^{-1}$, $\tau = 0.2 \text{ сек}$.

Рассматривалось девять вариантов статически устойчивого самолета с различными значениями частоты и демпфирования короткопериодического движения, удовлетворяющих требованиям MIL-F-8785C, и одна конфигурация статически неустойчивого самолета.

При проведении исследований проводилась линеаризация нелинейного контура «самолет-СУ», ограничение скорости отклонения привода

стабилизатора (Рисунок 6) учитывалось с помощью эквивалентного коэффициента усиления $k(\varepsilon)$, величина которого зависит от амплитуды сигнала ε на входе в нелинейность ($\dot{\varphi} = k(\varepsilon)\varepsilon$). Для каждого варианта контура «самолет-СУ» производилась оценка тенденции к возникновению неустойчивости контура «самолет-летчик» при насыщении привода по скорости. В качестве количественной характеристики таких тенденции использовалось критическое значение k_c - наибольшее значение $k(\varepsilon)$ при котором контур «самолет-летчик» теряет устойчивость.

Насыщение привода по скорости характеризуется проявлением ряда нелинейных эффектов в контуре «самолет-СУ» среди которых необходимо упомянуть эффекты срыва колебаний, потеря устойчивости контуром «самолет-СУ», гистерезис амплитудно-фазовой характеристики контура (АФЧХ) «самолет-СУ».

Эффект срыва колебаний, выражается в резком увеличении или уменьшении амплитуды колебаний сигнала на входе в нелинейность при достижении определенных частот и амплитуд входного сигнала. Результаты проведенных исследований показывают, что сам по себе эффект «срыва» колебаний не вызывает неустойчивости контура «самолет-летчик», но выступает в качестве спускового механизма в результате которого реализуются малые $k(\varepsilon)$ при которых может возникнуть неустойчивость контура «самолет-летчик», обусловленная возбуждением автоколебаний в контуре «самолет-СУ» или гистерезисом АФЧХ. Если известно критическое значение k_c при котором теряется устойчивость контура «самолет-летчик», то ограничение скорости нелинейного префилтра необходимо выбирать таким образом, чтобы эффект срыва колебаний не приводил к реализации $k(\varepsilon) < k_c$.

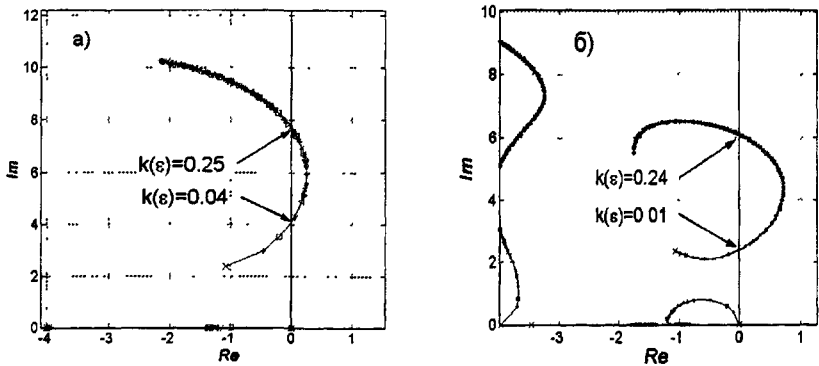


Рисунок 11. Фрагмент корневого годографа контура «самолет-СУ» (а) и контура «самолет-летчик» (б). Контур «самолет-СУ» неустойчив для $0.04 < k(\varepsilon) < 0.25$. Контур «самолет-летчик» неустойчив при $0.01 < k(\varepsilon) < 0.24$.

Для исследования устойчивости контура «самолет-СУ» использовался метод корневого годографа. Для различных значений $k(\epsilon)$ производилось построение корневых траекторий замкнутых контуров «самолет-летчик», «самолет-СУ» и определялось критическое значение k_c (Рисунок 11).

В работе В.С. Берко, Ю.Г. Живова, А.М. Поединка было показано, что предельный цикл, соответствующий большому значению $k(\epsilon)$ (малые амплитуды колебаний), является неустойчивым и переходит в предельный цикл, соответствующий меньшему значению $k(\epsilon)$ (большие амплитуды колебаний). Поэтому если значение $k(\epsilon)$ при котором происходит возникновение неустойчивости контура «самолет-СУ» отличается от критического $k(\epsilon)$ для контура «самолет-летчик», то в качестве k_c бралось наибольшее из этих значений. В том случае, если неустойчивость контура «самолет-СУ» является единственной причиной неустойчивости контура «самолет-летчик», то ограничение префильтра необходимо выбирать таким образом, чтобы исключить реализацию $k(\epsilon) \leq k_c$.

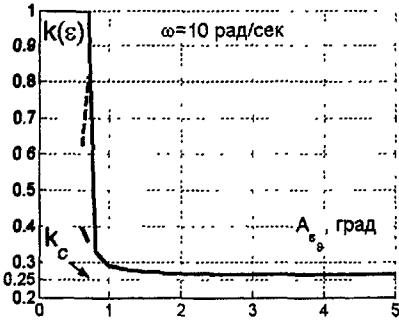


Рисунок 12

Результаты проведенных исследований показывают, что в этом случае для ряда исследуемых конфигураций допустимо использование префильтра, который допускает насыщение привода по скорости, но обеспечивает $k(\epsilon) > k_c$ (Рисунок 12).

Причиной неустойчивости контура «самолет-летчик» может также

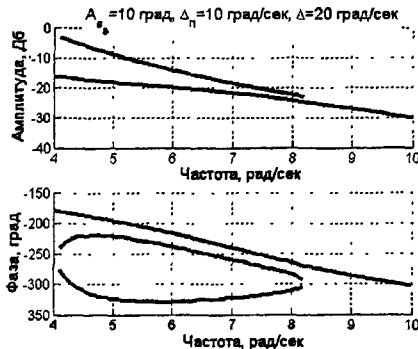
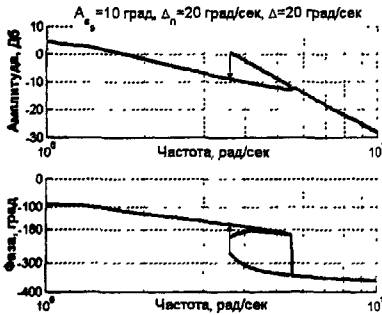


Рисунок 13

являться эффект гистерезиса АФЧХ, выражающийся в том, что выход привода из состояния насыщения по скорости происходит на частотах или амплитудах входного сигнала существенно меньших, чем те, при которых привод вышел на ограничение по скорости. В этом случае ограничение скорости нелинейного префильтра необходимо выбирать таким образом, чтобы исключить возможность перехода на другие ветки (Рисунок 13, Δ_n - максимальная скорость привода, Δ_n - ограничение скорости нелинейного префильтра).

Для статически неустойчивого самолета показано, что насыщение привода по скорости приводит к возникновению неустойчивости контура «самолет-летчик» и поэтому необходимо использовать «жесткое» ограничение скорости префильтра, которое не допускает выход привода на ограничение по скорости.

Основные результаты

1. Создано программное обеспечение для автоматизированной оценки пилотажных характеристик самолета в продольном канале по 15 критериям;
2. Разработана методика оценки пилотажных характеристик самолета с использованием искусственных нейронных сетей, которая позволяет путем рационального использования ряда существующих требований и критериев создать инструмент для обобщенной оценки уровня пилотажных характеристик самолета на различных режимах полета, обладающий высокой достоверностью оценок.
3. Разработана методика выбора параметров системы управления маневренным самолетом, с использованием ИНС для оценки пилотажных характеристик ЛА.
4. Уточнена методика оценки необходимой максимальной скорости перекладки привода стабилизатора статически неустойчивого самолета. Получены зависимости потребной максимальной скорости перекладки от параметров короткопериодического движения ЛА. Показано, что оценку потребной максимальной скорости перекладки стабилизатора целесообразно проводить для режимов с малым скоростным напором и из условия достижения необходимых времен срабатывания. Показано, что даже для самолетов с большой степенью неустойчивости (порядка 10-15%) приемлемые динамические характеристики продольного движения можно обеспечить при сравнительно невысоких значениях скорости перекладки привода (порядка 40 град/сек).
5. Разработана методика оценки устойчивости контура «самолет-летчик» при насыщении привода по скорости и выбора ограничения скорости нелинейного префильтра. Получены зависимости ограничения скорости нелинейного префильтра от параметров короткопериодического

движения и максимальной скорости перекладки привода. Показано, что для статически неустойчивого самолета префильтр должен исключать возможность насыщения привода по скорости.

Список основных работ по теме диссертации

1. Каргопольцев А.В. Применение нейронных сетей к задаче оценки характеристик устойчивости и управляемости самолета. Сборник трудов 43-й научной конференции «Современные проблемы фундаментальных и прикладных наук», Авиационный печатный двор, г. Жуковский, 2000, стр. 163-165
2. Dynnikov A.I, Kargopoltsev A.V. Application of neural networks for predicting pilot's ratings of aircraft handling qualities, 2nd International Conference «Advanced Engineering Design», Glasgow, UK, June 2001, pp. 306-308
3. Дынников А.И., Каргопольцев А.В. Оценка скорости перекладки привода органа управления из условия парирования ветровых возмущений, действующих на самолет, и обеспечения необходимого качества переходных процессов, «Техника воздушного флота», №3(668), 2004, стр. 13-24
4. Дынников А.И., Каргопольцев А.В. Использование нейронных сетей для прогнозирования оценки самолета летчиком, «Техника воздушного флота», №3(668), 2004, стр. 25-29
5. Дынников А.И., Каргопольцев А.В. Применение искусственных нейронных сетей в качестве базы знаний при выборе параметров системы управления летательных аппаратов, Тезисы докладов третьей международной научно-технической конференции молодых ученых и специалистов «Современные проблемы аэрокосмической науки и техники», 19-22 октября, Москва, 2004 г, стр.71
6. Дынников А.И., Каргопольцев А.В. Определение необходимой скорости перекладки привода органа управления статически неустойчивого самолета из условия парирования ветровых возмущений и обеспечения необходимых динамических характеристик, Сборник трудов 47-й научной конференции «Современные проблемы фундаментальных и прикладных наук», Москва, 26-27 ноября 2004 г., Часть 6, стр.41
7. Каргопольцев А.В. «Применение искусственных нейронных сетей в задачах оценки уровня пилотажных характеристик самолета», «Полет» №6, 2005 г., стр.51-54
8. Дынников А.И., Каргопольцев А.В. Методика определения наиболее вероятной оценки самолета летчиком с использованием нейронных сетей //Проблемы создания перспективной авиационно-космической техники, М.:Физматлит, 2005 - стр. 442-449



Р - 3692

Подписано в печать 17.02.06

Тираж 80 экз. Заказ 4

Множительная база ЦАГИ