

Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего образования «Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет)»

На правах рукописи



Иргалеев Ильяс Хусаинович

**УЛУЧШЕНИЕ ПИЛОТАЖНЫХ СВОЙСТВ САМОЛЕТА ПУТЕМ
ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ПРОГНОЗНОГО ДИСПЛЕЯ,
ОТОБРАЖАЮЩЕГО РАЗВИТИЕ ПРОГРАММНОЙ ТРАЕКТОРИИ**

05.07.09

Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов

Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук

Научный руководитель
Доктор технических наук, профессор
Ефремов Александр Викторович

Москва 2020

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ	4
ГЛАВА 1. Постановка задачи	20
ГЛАВА 2 Выявление закономерностей поведения летчика в задачах управления с предвидением	29
2.1 Условия проведения экспериментальных исследований.	29
2.2 Результаты экспериментальных исследований.	39
ГЛАВА 3. Идентификация и математическое моделирование характеристик управляющих действий летчика в задаче слежения с предвидением	49
3.1 Идентификация составляющих характеристик управляющих действий летчика	49
3.1.1 Проблемы и алгоритм идентификации управляющих действий летчика	50
3.1.2 Экспериментальные исследования по идентификации характеристик управляющих действий летчика.....	57
3.2 Предположение о структуре блока восприятия летчиком информации о входном сигнале.....	61
3.2.1 Модель реакции летчика на входной сигнал в задаче преследования	61
3.2.2 Модель реакции летчика на входной сигнал в задаче предвидения..	62
3.3 Математическое моделирование составляющих характеристик управляющих действий летчика	65
3.3.1 Выбор математической модели летчика во внутреннем контуре	65
3.3.2 Построение математической модели летчика для задачи управления с предвидением.....	78
3.3.3 Методика выбора параметров математической модели летчика	78
ГЛАВА 4 Решение прикладных задач	87

4.1 Уточнение закона формирования директорных сигналов дисплея при наличии фазового запаздывания в тракте управления летательных аппаратов.	88
4.2 Выбор параметров дисплея и системы управления в случае проявления эффектов ограничения на максимальную скорость отклонения руля высоты.	98
4.2.1 Математическое моделирование с целью выбора параметров дисплея и системы управления самолета при различных $\dot{\delta}_{\max}$	99
4.2.2 Экспериментальные исследования на пилотажном стенде по оценке эффективности использования индикации при ограничениях на максимальные скорости отклонения рулевых поверхностей	104
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	108
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.....	111
ПРИЛОЖЕНИЕ А	116
ПРИЛОЖЕНИЕ Б.....	118
ПРИЛОЖЕНИЕ В	121

ВВЕДЕНИЕ

Важнейшей задачей создания авиационной техники является повышение безопасности полета и эффективности выполнения целевых задач пилотирования. С этой целью в настоящее время широко внедряются различные средства автоматизации, к надежности которых предъявляются жесткие требования. Так, для гражданской авиации допустимая вероятность отказа системы управления, приводящая к возникновению аварийной ситуации, не должна превышать 10^{-9} [1].

Система управления современного самолета, по сути, стала определять его динамику. Это связано прежде всего с тем, что для улучшения летно-технических характеристик перешли к статически неустойчивым компоновкам, пилотирование которых без средств автоматизации невозможно. В связи с тем, что надежность средств автоматизации существенно возросла, изменилась и роль таких систем. В практику проектирования вошел термин «высокоавтоматизированная система управления». Создание такой системы, построенной на принципах дистанционной системы управления, позволяет не только улучшить летно-технические характеристики самолетов, но и существенно менять собственную динамику самолета, придавать ему любые динамические свойства и типы реакций, в том числе и те, которые являются наилучшими в каждой целевой задаче. Такие возможности требуют ответа на вопрос: «А какие динамические свойства являются оптимальными в каждой целевой задаче?». Так как каждая целевая задача (посадка, дозаправка топливом в полете, облет рельефа местности и другие) выполняется в замкнутом контуре, то решение проблемы требует проведения экспериментальных исследований, либо математического моделирования замкнутой системы самолет–летчик.

Переход на статически неустойчивую компоновку самолета может привести, при определенных условиях, к возникновению ряда серьезных проблем, таких как, например, достижение предельных скоростей отклонения рулевых поверхностей, вызывающее развитие неустойчивых колебаний самолета. Для того, чтобы

избежать такое крайне опасное нештатное явление, в тракт управления современных самолетов устанавливаются нелинейные префильтры, ограничивающие скорость перемещения летчиком рычага управления [2]. Такое средство позволяет избежать «неустойчивость в большом», однако оно ухудшает динамические свойства самолета. Правильный выбор параметров этих префильтров и законов систем управления полетом требует знания закономерностей поведения летчика и процессов его взаимодействия с объектом управления.

Первые исследования в этой области были выполнены в середине 40-х годов прошлого столетия англичанином А. Тастиным [3]. Он впервые ввел понятие описывающей функции человека–оператора, измерил ее, начав, тем самым, изучение закономерностей поведения человека–оператора в замкнутом контуре. Более детальное изучение этих закономерностей были продолжены в США. Именно здесь, Д. МакРуером были предложены математические модели описывающей функции летчика и создан, так называемый, традиционный (классический) подход к описанию поведения летчика [4]. Классический метод сводился к введению структуры математической модели описывающей функции летчика и специальных правил («правил настройки») выбора ее параметров. Этот подход позволял получать модели, достаточно корректно описывающие действия летчика. К концу 60-х годов прошлого столетия этот подход, в основном, завершил свое формирование. Он нашел широкое применение при решении различных прикладных задач ручного управления.

Развитие классического подхода отражено в работах Р. Хесса, который ввел в модель летчика дополнительную внутреннюю обратную связь, учитывающую его восприятие и реакцию на кинестетическую информацию, а также предложил иные правила настройки параметров модели [5].

В середине 60-х годов прошлого столетия С. Бэрном, Д. Клейнманом и В. Левисоном был предложен [6] новый подход к описанию поведения летчика, основанный на использовании современной теории оптимальных систем.

Благодаря своей универсальности этот подход получил широкое распространение при решении различных прикладных задач: создание критериев выбора и оценки пилотажных свойств, синтез систем управления и директорных приборов.

Анализ возможностей оптимальной модели летчика показывает, что она обладает рядом существенных недостатков: зависимостью полученных результатов от весовых коэффициентов, значения которых до решения задачи, как правило, неизвестны; чрезмерными опережающими действиями модели частотной характеристики описывающей функции летчика в области низких частот, не наблюдаемыми в экспериментальных исследованиях; значительно более низкими резонансными пиками замкнутой системы самолет-летчик, вычисленными с помощью этой модели, по сравнению с пиками, измеренными в эксперименте.

В Московском авиационном институте группой сотрудников лаборатории пилотажных стендов Ефремовым А.В., Оглоблиным А.В., Александровым В.В., Кошеленко А.В., Тягликом М.С., и др. уже более сорока лет ведутся систематические исследования системы «самолет–летчик» [7]. Также исследования в этой области велись и в других организациях нашей страны, в частности, таких как ЦАГИ и ВВИА имени Н. Е. Жуковского. Был выполнен ряд исследований А.Н. Предтеченским, В.В. Родченко, Л.Е. Зайчик, М.М. Медведевым, А.З. Тарасовым, И.И. Федотовым и многими другими [8, 9, 10] по изучению свойств поведения летчика. Центральным элементом созданного за эти годы системного подхода являются разработанные модели характеристик управляющих действий.

Разработанные при этом структурная и оптимальная модели многократно совершенствовались и получили широкое использование при решении практических задач создания современной авиации.

Методы экспериментальных исследований и математического моделирования и получаемые при их использовании закономерности поведения

летчика и характеристик системы самолет–летчик, являются основой системного подхода, разработанного в МАИ и используемого для решения прикладных задач.

Методы экспериментальных исследований характеристик управляющих реакций летчика (описывающей функции и вводимого им шума), характеристик психофизиологической реакции (Ψ), их математическое моделирование (рисунок В.1) были широко использованы при синтезе систем управления ряда отечественных и зарубежных самолетов. С их помощью были предложены новые алгоритмы для систем управления, префильтров и загрузки рычагов управления [11, 12], существенно снижающие тенденцию самолета к появлению неустойчивых процессов в контуре управления, замыкаемом летчиком. Все эти средства позволяют снизить нагрузку летчика, повысить точность пилотирования, а, следовательно, улучшить пилотажные свойства самолета, и, как следствие, безопасность полета [13, 14, 15, 16, 17]. Известно, что пилотажные свойства определяются не только динамикой, но и другими переменными задачи (рис. В.1), к которым относятся входной сигнал, дисплей, рычаг управления, объект управления (т.е. система самолет + система управления).

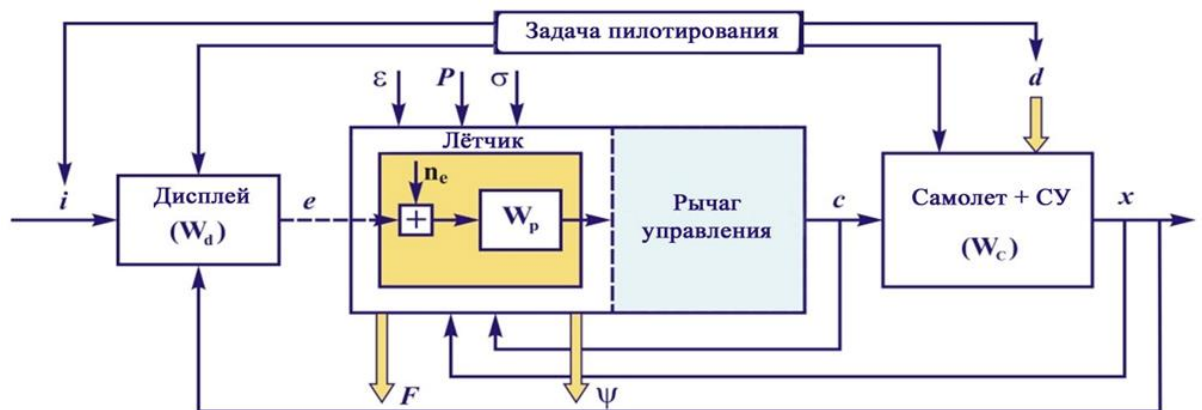


Рисунок В.1 – Система самолет-летчик

В связи с тем, что возможности улучшения пилотажных характеристик самолетов с помощью комплексных систем управления практически исчерпаны, возникает задача поиска дополнительных средств достижения этой цели. Одним из таких средств является дисплей, тем более, что современный уровень бортовых

вычислителей позволяет существенно расширить его возможности, представлять информацию в любой форме, реконфигурировать ее в зависимости от этапа полета, а также изменять вектор информации и передаваемые сигналы при возникновении отказов, обеспечивая тем самым приемлемый уровень пилотажных характеристик.

Известно, что визуальная информация составляет 90-95% от всей информации, используемой летчиком в процессе пилотирования. Ее ошибочное восприятие, из-за недостаточного уровня тренированности, размещения индикаторов на приборной доске без учета распределения внимания между ними, может привести даже в штатных условиях к развитию аварийной ситуации. Существенной инновацией в авионике прошлого века стало создание директорного прибора, позволившего существенно повысить точность пилотирования на этапе посадки. На планки этого прибора подается сигнал, представляющий из себя взвешенную сумму сигналов обратной связи. Выбор весовых коэффициентов сигналов обратной связи, на начальном этапе, проводился опытным путем, таким образом, чтобы была обеспечена наилучшая динамика системы самолет+дисплей. Впоследствии их выбор проводился средствами математического моделирования системы самолет-летчик. Директорные приборы широко используются в настоящее время для улучшения процесса пилотирования самолетом на этапе посадки, а также при полете в режиме отслеживания рельефа местности.

Новым революционным этапом использования на борту самолета вычислительной техники явилось ее применение для формирования пилотажной информации на экране жидкокристаллических дисплеев. Современные возможности вычислительной техники позволяют отображать на экран дисплея любую информацию в любом формате ее представления. В практике создания боевой авиации уже давно используются индикаторы на лобовом стекле (ИЛС). Первые же исследования, проведенные около 30 лет тому назад, по использованию ИЛС совместно с бортовыми вычислительными средствами на этапе посадки показали, что они позволяют значительно упростить процесс пилотирования, а также обеспечивают высокую точность выполнения задачи.

Применение данного подхода к способу отображения информации предполагает создание бортовыми средствами наглядного представления лётчику изображения фазовых координат самолёта путем проецирования их в обозреваемое внекабинное пространство. Конструктивно ИЛС выполнен в виде полупрозрачного стекла, расположенного под углом к линии визирования глаз в поле зрения лётчиков. На это стекло с помощью специального проектора отображаются различные параметры (со своими шкалами и осями), необходимые для реализации точного ручного управления траекторией самолёта (величины скорости полёта, вертикальной скорости, угла тангажа, местного горизонта, величины продольного ускорения, углов крена и курса, и т.д.). В системах отображения кабиной обстановки ряда летательных аппаратов к ним добавился вектор скорости. В качестве примера, на рисунке В.2 приведен ИЛС, установленный на самолете МС-21.



Рисунок В.2 – ИЛС самолета МС-21

Таким образом, в мировом авиастроении реализуется концепция повышения безопасности полётов самолётов за счёт более наглядного и более полного представления лётчику информации о текущих и заданных траекторных параметрах самолёта на специальном дополнительном индикаторе кабины – индикаторе на лобовом стекле.

При современном развитии цифровой техники, стало возможным визуализировать программную траекторию, за которой необходимо следить летчику (“tunnel in the sky”), путем представления ее в виде пространственного коридора, в котором необходимо удерживать ЛА.

Первые исследования по обоснованию эффективности такого способа представления информации были выполнены В. Вилкенсом и В. Шаттенаманом [18] в 1968 году. Ими был предложен так называемый “channel display” и показана возможность достижения с его помощью более высокой точности отслеживания траектории при посадке самолета по сравнению с обычным вариантом инструментальной посадки. Конец начального этапа исследований, посвященных разработкам дисплея “tunnel in the sky”, связан с работами, выполненными А. Грюнвальдом [19], изучавшим значимость информации, отображаемой в 3D дисплее, важность прогнозной информации о развитии программной траектории, а также целесообразность отображения вектора скорости.

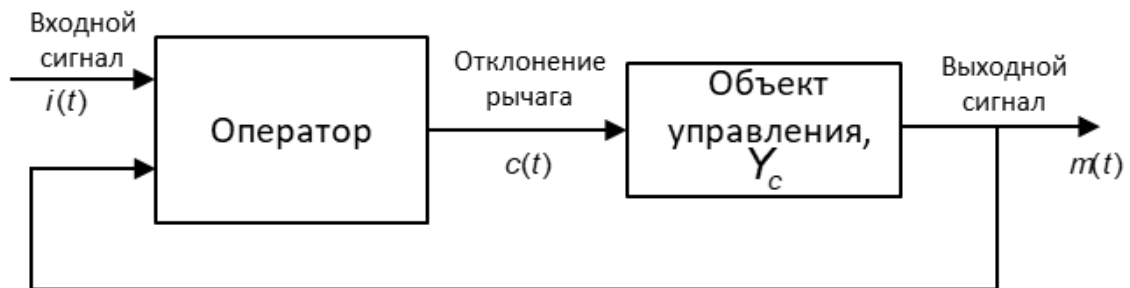
Теоретические и экспериментальные исследования системы самолет-летчик выполнялись в основном для случая компенсаторного слежения (рисунок В.3 а). В этом случае летчик воспринимает лишь только сигнал ошибки (рисунок В.4 а). В то же самое время в некоторых задачах, помимо сигнала ошибки, летчик воспринимает и входной сигнал. Так, например, в ходе выполнения задачи дозаправки топливом в воздухе, летчик кроме сигнала ошибки воспринимает движение дозаправочного конуса на фоне танкера, а при наведении на цель – движение цели на фоне земной поверхности или неба (рисунок В.3 б, В.4 б). В таком случае систему самолет-летчик необходимо интерпретировать как систему с преследованием (“pursuit”). Первые исследования такой задачи, выполненные в США [20], показали различие в действиях летчика при управлении им в условиях преследования по сравнению с условиями компенсаторной задачи слежения.

В некоторых задачах пилотирования, летчик не только воспринимает информацию о текущем состоянии командного сигнала, но и видит его дальнейшее

развитие, как, например, при выполнении полета в ущелье, или же в процессе посадки по криволинейной траектории при отображении пространственного коридора, охватывающего эту траекторию, на экране ИЛС. Тогда следует говорить уже о задаче преследования с предвидением (“preview”).



а) Структурная схема компенсаторного поведения

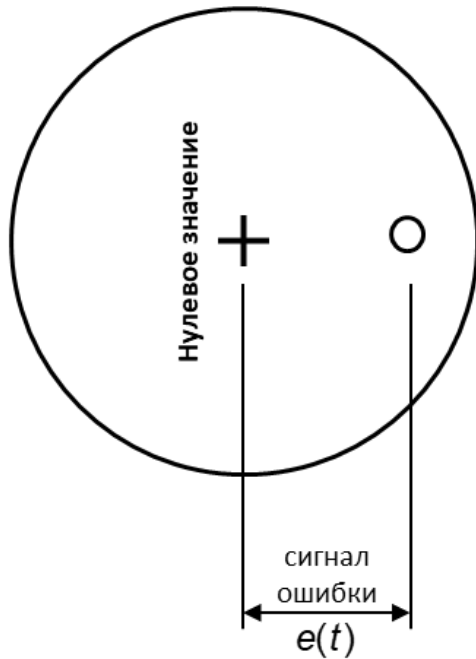


б) Структурная схема поведения с преследованием

Рисунок В.3 – Компенсаторная система и система с преследованием в задачах ручного управления

Изучению поведения летчика в случае выполнения задачи преследования с предвидением посвящены исследования (рис. В.5), выполненные в работах [20-22]. Здесь входной сигнал $i(t)$ был представлен в виде временного процесса изменения сигнала до и после текущего момента времени. Было показано, что точность выполнения задачи пилотирования заметно вырастет, если будущий входной сигнал $i(t+\Delta t)$ отображать на экране дисплея до некоторого значения временного интервала Δt . Дальнейшее его увеличение не приводит к какому-либо изменению точности.

Компенсаторный дисплей



Дисплей с предвидением

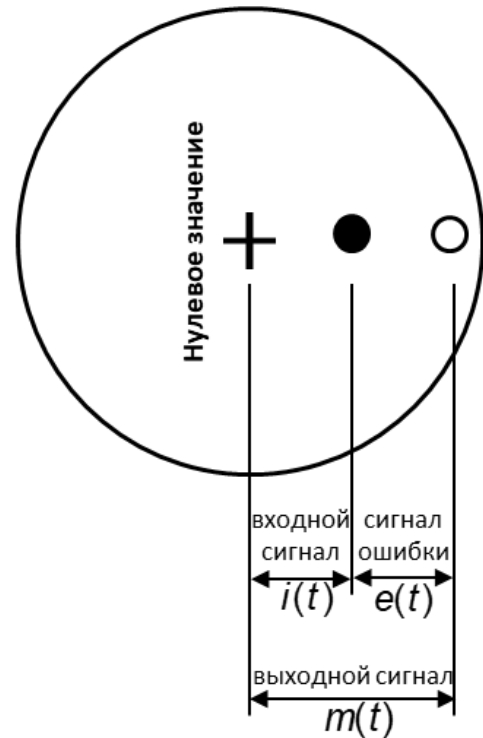
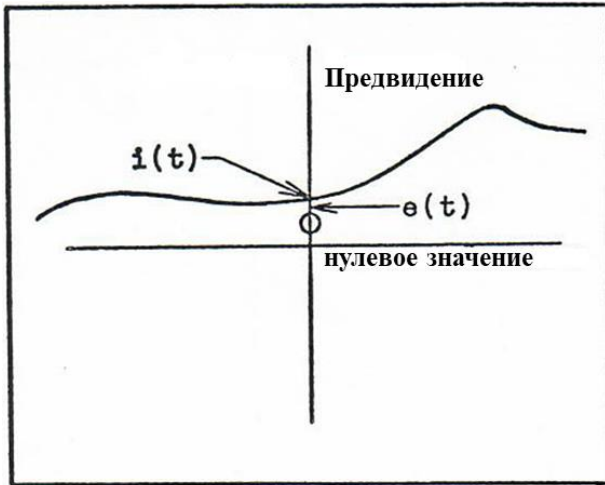


Рисунок В.4 – Компенсаторный дисплей и дисплей с преследованием

Эти задачи также исследовались и Р. Хессом в его работе [23], где было рассмотрено несколько объектов управления. В этой работе автор путем математического моделирования показал различия в характеристиках управляющих действий летчика в задачах компенсаторного слежения по сравнению со слежением с предвидением. Это различие заключается в уменьшении фазового запаздывания в области низких частот. Что касается задачи предвидения, то, базируясь на результатах исследований других авторов, он делает вывод об активном использовании летчиком информации о будущем входном сигнале, которая должна приводить к уменьшению эквивалентного времени запаздывания.

Схематичное изображение дисплея с предвидением в текущий момент времени t



Схематичное изображение дисплея с предвидением в момент времени $(t+0.4)$ сек

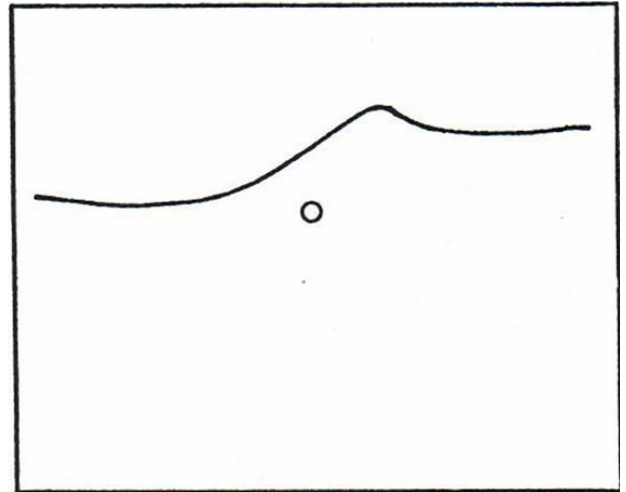


Рисунок В.5 – Дисплей с предвидением

В дальнейшем, с развитием вычислительной техники, стало возможным более точно и реалистично визуализировать необходимую информацию. В начале текущего столетия, в работах сотрудников Дельфтского университета [24, 25, 26], используя современные возможности цифровой техники для моделирования человеко-машинной системы (рис. В.6), исследовались влияние дисплея с предвидением на характеристики этой системы при различных модельных объектах, варианты отображения прогнозной информации на дисплее, а также размеры туннеля, охватывающего программную траекторию. Ими была предпринята попытка одновременной идентификации блоков модели, описывающей реакцию летчика на сигнал ошибки, а также двух блоков, описывающих его реакции на входной и выходной сигналы. При этом авторами задавалась структура этих блоков.

В рассмотрение вводились достаточно упрощенные модели объектов управления ($W_c = K_c$, $W_c = \frac{K_c}{p}$, $W_c = \frac{K_c}{p^2}$), а спектр входного сигнала, используемого в экспериментах, был высокочастотным, не соответствующим реальным входным сигналам в целевых задачах пилотирования.

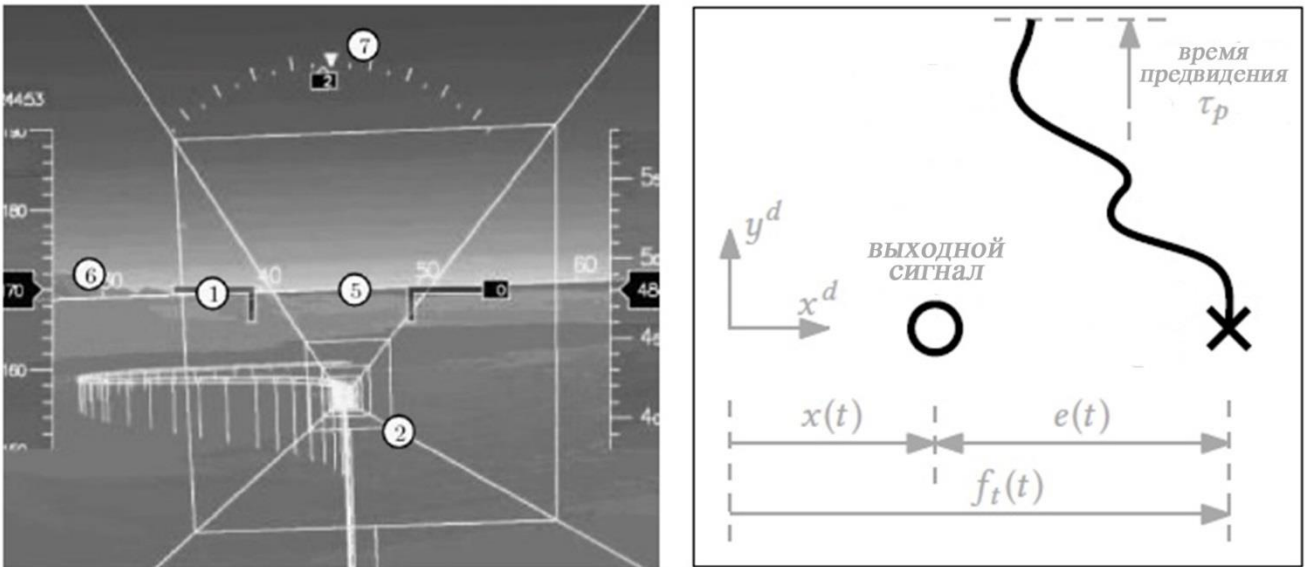


Рисунок В.6 – Исследования по визуализации программной траектории в Дельфтском университете

Выявление в этих работах особенности поведения летчика в задачах преследования и управления с предвидением требуют более тщательного изучения свойств системы самолет-летчик при входных сигналах и динамике объекта управления с характеристиками, близкими к реальным.

Целесообразность такого исследования связана с тем, что, при переходе от компенсаторной задачи к задаче предвидения, достигается значительное повышение точности пилотирования и снижение загрузки летчика, появляется возможность улучшения пилотажных характеристик самолета, а, следовательно, и безопасности полета.

В связи с этим представляет несомненный интерес создание таких средств индикации, которые бы позволили отобразить информацию в формате, соответствующем условиям предвидения. На современном этапе развития бортовых вычислительных средств такая постановка задачи вполне осуществима. Ее реализация требует достаточно широких исследований особенностей поведения летчика, а также рационального выбора параметров данной системы отображения информации. Проведению комплекса этих исследований посвящена настоящая работа, что и определяет ее **актуальность**.

Степень разработанности темы исследования. В работе проведен анализ работ, выполненных в зарубежных и отечественных организациях, по тематике диссертации, который позволил определить круг вопросов, требующих детального изучения с целью выявления закономерностей поведения летчика в исследуемом классе задач пилотирования и решения прикладных задач.

Цель исследования состоит в создании единого подхода к построению прогнозной информации перспективных дисплеев современных высокоавтоматизированных самолетов, базирующегося на методах исследования системы самолет-летчик, путем трансформации задачи компенсаторного слежения в задачу преследования с предвидением с помощью дисплеев, формирующих соответствующую информацию.

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

- выявление закономерностей поведения летчика и свойств системы самолет-летчик в задачах преследования и предвидения;
- разработка алгоритма идентификации характеристик управляющих действий летчика в задаче управления с предвидением, позволяющего определить составляющие характеристик управляющих действий летчика;
- разработка и валидация математической модели поведения летчика в задачах преследования и предвидения;
- разработка методики выбора параметров прогнозного дисплея;
- уточнение закона формирования прогнозной информации в условиях временных запаздываний в динамике объекта управления;
- выявление возможности использования дисплея с предвидением для уменьшения потребных скоростей отклонения рулевых поверхностей.

Научной новизной работы является то, что для широкого круга решаемых летчиком задач пилотирования предлагается единый подход к формированию

системы индикации, позволяющей перейти от компенсаторной задачи к задаче предвидения, и ее интеграции с системой автоматизации полета, значительно повышающие безопасность и точность решения задачи пилотирования. Обоснование подхода базируется на модифицированных автором методах экспериментального и математического моделирования системы самолет-летчик, выявленных закономерностях поведения летчика, математических моделях его поведения в задачах управления с преследованием и предвидением.

Выполнение таких исследований определило **теоретическую значимость**. В части математического моделирования теоретическая значимость определяется разработкой математической модели характеристик управляющих действий летчика, учитывающей выявленные в работе закономерности восприятия прогнозной информации, полученные при проведении экспериментальных исследований при различных переменных задачи (объект управления, входной сигнал). Кроме того, в работе разрабатывается методика выбора расстояния $L_{preview}$, определяющего также и время предвидения $T_{preview}$, на котором необходимо визуализировать летчику программную траекторию движения. Настоящая методика является общей для широкого класса летательных аппаратов и задач пилотирования. В диссертационной работе также выявлено наличие оптимальной величины $T_{preview}$, и показана зависимость от ширины спектра входного сигнала.

Практическая значимость результатов работы заключается в том, что в работе предложены конкретные алгоритмы выбора командных сигналов, отображаемых на экране прогнозного дисплея, при формировании которых учитывается наличие эквивалентного запаздывания в тракте управления современных самолетов, а также ограничения на максимальные скорости отклонения рулевых поверхностей. Результаты исследований на пилотажном стенде подтвердили эффективность применения предложенной индикации, позволяющей значительно повысить точность выполнения целевых задач пилотирования при существенном снижении загрузки летчика.

Методология и методы исследования, применяемые в диссертационной работе, основаны на методах экспериментальных исследований, широко используемых при решении задач динамики и управления движением летательных аппаратов, а также математического моделирования системы «самолет-летчик».

Положения, выносимые на защиту – закономерности и математическая модель поведения летчика при использовании разных типов дисплеев, а также, методика выбора параметров перспективных дисплеев с предвидением

Достоверность результатов теоретических исследований и математического моделирования была подтверждена результатами, полученными на рабочей станции и пилотажном стенде с цифровой системой имитации внешней визуальной обстановки.

Апробация результатов работы. По теме диссертации написано и опубликовано 10 печатных работ, в том числе 5 в периодических изданиях, рекомендованных ВАК, 5 в журналах, входящих в Scopus и в Web of Science, сделано 6 докладов на международных и всероссийских научных конференциях. Список работ приведен в конце автореферата. Результаты диссертационной работы использованы в учебном процессе МАИ в лекционном курсе по дисциплине «Методы экспериментальных исследований в динамике полета», читаемой студентам специальности 24.03.03, а также по дисциплине «Управление полетом высокоавтоматизированных самолетов», читаемой студентам специальности 24.04.03 кафедры «Динамика и управление летательных аппаратов», а также в деятельности АО «РСК «МиГ» при обучении и подготовке летного состава на «Моделирующем комплексе реалистичного восприятия оператором (летчиком) сложных режимов полета и оценки его психофизиологического состояния» в процессе выполнения задач точного управления самолетом типа МиГ-29, и для проведения исследований по выполнению целевых задач пилотирования указанным самолетом.

Структура и содержание исследований.

В Главе 1 проведен анализ особенностей пилотирования летательных аппаратов при использовании различных типов дисплеев. Показано, что большинство задач пилотирования являются задачами преследования и предвидения. В то же время, в мировой практике система самолет-летчик и закономерности поведения летчика исследовались в основном для задач компенсаторного слежения.

Здесь показана целесообразность перехода от компенсаторного слежения к задаче преследования с предвидением, что требует разработки соответствующей системы отображения полетной информации. Сформулированы задачи, которые необходимо решить при разработке такой системы отображения информации, а именно:

- выявить закономерности поведения летчика при управлении в задачах преследования и предвидения;
- разработать математическую модель поведения летчика в задачах преследования и предвидения;
- произвести выбор параметров дисплея (протяженность будущей программной траектории, её отрезков) исходя из рассмотрения системы самолет-летчик.

Кроме того, показаны основные проблемы, характерные для высокоавтоматизированных самолетов, а именно: наличие фазового запаздывания в тракте управления и ограничений на скорость отклонения рулевых поверхностей. Поставлена задача компенсации этих недостатков путем использования разрабатываемой системы отображения информации.

Глава 2 посвящена выполнению исследований, проведенных для ряда объектов управления и реальных характеристик спектра входного сигнала, с целью выявления закономерностей в задачах пилотирования с использованием различных

типов дисплея (компенсаторный, преследования и предвидения). Кроме этого исследовалось также влияние времени предвидения. Экспериментальные исследования проведены на рабочей станции.

Глава 3 содержит результаты исследований, посвященных разработке алгоритма идентификации, позволяющего определить составляющие характеристик управляющих действий летчика. На основе этих результатов создана математическая модель поведения летчика в задачах преследования и предвидения. Также была разработана методика выбора параметров прогнозного дисплея с предвидением (протяженность программной траектории и её отрезков) и выполнена проверка адекватности результатов математического моделирования путем проведения экспериментов на пилотажном стенде с использованием соответствующих вариантов дисплея.

Глава 4 посвящена экспериментальным исследованиям, выполненным на пилотажном стенде, по оценке эффективности предложенного дисплея. В ходе экспериментов были уточнены закон формирования прогнозного угла визирования в условиях наличия временного запаздывания в тракте управления, а также требования к максимальным скоростям отклонения рулевых поверхностей в условиях перехода к новому дисплею.

ГЛАВА 1. Постановка задачи

Исследование прикладных задач ручного управления летательными аппаратами (выбор характеристик рычагов управления, синтез системы управления, формирование критериев оценки пилотажных характеристик, анализ летных происшествий, и др.) должно проводиться в условиях, адекватных рассматриваемой задаче пилотирования, т.е. в условиях соответствия ей динамики объекта управления, входного сигнала, отслеживаемого летчиком, и дисплея, отражающего информацию. В то же время анализ известных работ, в которых приводят результаты таких исследований, показывает, что большинство из них проведены в условиях компенсаторного дисплея, правильно отражающего процесс восприятия информации только для узкого круга задач пилотирования. В этой связи возникает вопрос относительно возможности использования полученных в этих исследованиях результатов для тех задач, в которых летчик воспринимают информацию, отличную от компенсаторной. Приведенный во введении краткий анализ работ, посвященных исследованию системы самолет-летчик в задачах предвидения и преследования, выполненных для ряда простых моделей объекта управления $(W_c = K_c, W_c = \frac{K_c}{p}, W_c = \frac{K_c}{p^2})$ и входных сигналов, имеющих значительную мощность в области средних частот, показывает существенное различие, получаемое как в точности выполнения задачи слежения, так и в частотных характеристиках действий летчика по сравнению с результатами исследований, выполненных в условиях компенсаторного слежения. Такие результаты требуют уточнения путем проведения тщательных исследований для различных объектов управления, характеристик входного сигнала в текущий момент времени и на всем будущем интервале времени. Целью таких исследований должны стать результаты исследований, проведенных в Главе 2 по выявлению закономерностей поведения летчика в задачах преследования и предвидения, характеристик системы самолет-летчик, которые необходимы для разработки математической модели действий летчика. Такая математическая модель

поведения летчика должна позволять получать результаты, адекватные тем, которые получены при проведении экспериментальных исследований, при различных переменных задачи и разных дальностях предвидения входного сигнала. Наличие такой модели позволит решить задачу оптимизации интервала предвидения программной траектории, что необходимо для решения прикладных задач. Кроме того, такая модель нужна и для пересмотра (или уточнения) тех решений прикладных задач, которые были получены из рассмотрения компенсаторной системы самолет-летчик. Закономерности в задачах преследования и предвидения могут быть выявлены в терминах эквивалентной частотной характеристики летчика, характеризующей его поведение в задачах компенсаторного слежения и полученной в условиях восприятия летчиком, помимо сигнала ошибки, информации о будущем развитии входного сигнала.

Другим вариантом исследования закономерностей может быть выявление их в терминах двух частотных характеристик летчика ($F(j\omega)$ и $W_{\text{л}}(j\omega)$), каждая из которых определяет его поведение как реакцию на сигнал ошибки, и как реакцию на будущее развитие входного сигнала, наблюдаемое на интервале времени $(t_0; t_0 + T_{\text{preview}})$, где t_0 – текущий момент времени (рисунок 1.1).

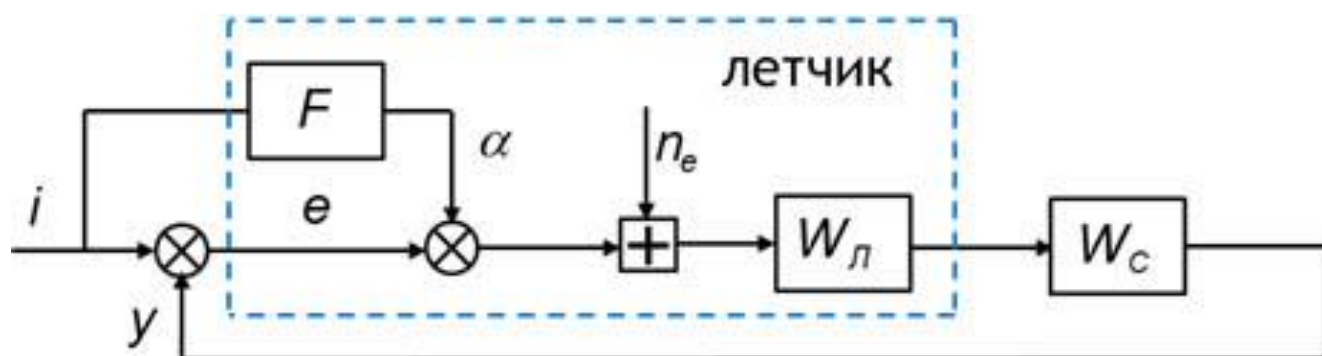


Рисунок 1.1 – Система самолет-летчик в задачах преследования и предвидения

Если для одноконтурной компенсаторной системы в Московском авиационном институте разработано алгоритмическое программное обеспечение для идентификации частотных характеристик летчика [27], то для идентификации

частотных характеристик летчика в задачах преследования и предвидения требуется разработка такого обеспечения.

Особенностью этой задачи является невозможность, как это показано в [7], идентификации двух описывающих функций (в данном случае $F(j\omega)$ и $W_{\mathcal{L}}(j\omega)$), когда на систему действует один входной сигнал $i(t)$. Решение проблемы требует введения дополнительного входного сигнала, некоррелируемого с первым. В случае, если этот сигнал также, как и сигнал $i(t)$, является полигармоническим, то условие некоррелированности сводится к требованию того, чтобы частоты двух сигналов были разными. Такое условие предполагает существование процедуры аппроксимации вычисленных частотных характеристик на общие частоты. Все эти методические вопросы рассмотрены в Главе 3.

Значительное улучшение точности выполнения задачи при пилотировании в условиях предвидения программной траектории приводит к выводу о необходимости создания дисплея, отображающего эту программную траекторию с помощью бортового вычислителя. Форма представления такой траектории исследовалась в ряде работ [28], где показана целесообразность ее отображения в виде трехмерного коридора, охватывающего программную траекторию (дисплей типа “tunnel-in-the-sky”). В работах [29] продемонстрирована целесообразность выведения на экран такого дисплея вектора скорости, указывающего направление движения ЛА или прогноза развития такого движения (рис. 1.2). Проекция такого вектора на некоторую плоскость на расстоянии $L_{\text{пр}}$ от летчика, движущуюся внутри коридора со скоростью ЛА, образует некоторый прогнозный угол визирования

$$\varepsilon_{\text{пр}} = \frac{\Delta H}{L} + \theta + \dot{\theta} \frac{T}{2}.$$

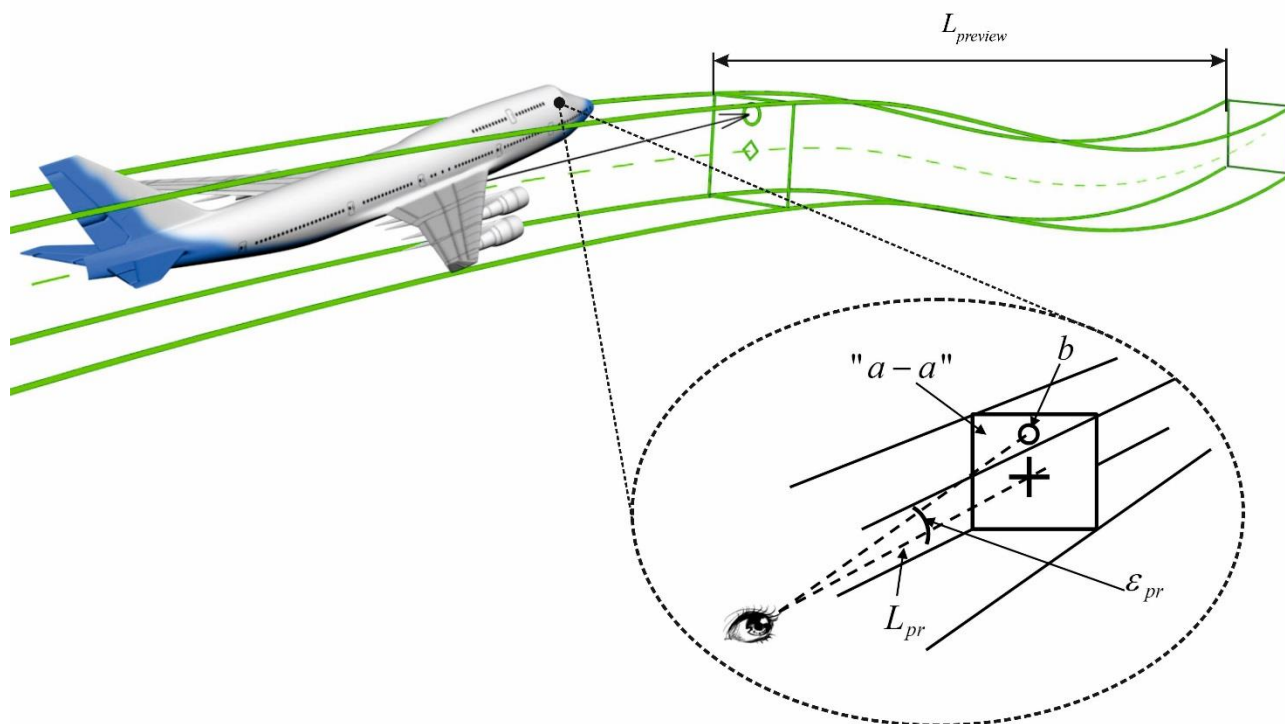


Рисунок 1.2 – Представление

Отображение этого угла на экране дисплея приводит к тому, что, управляя им, летчик по сути управляет объектом, передаточная функция которого $W_c = \frac{\epsilon_{np}}{X_B}$, где X_A - отклонение рычага управления. В случае, если движение самолета описывается уравнениями короткопериодического движения, то:

$$W_c = \frac{\epsilon_{pr}}{X_B} = \frac{K_c (T_{np} p^2 + 2p + \frac{2}{T_{np}})}{2p^2 (p^2 + 2\xi\omega p + \omega^2)}. \quad (1.1)$$

В работах [30, 31] решена задача оптимизации времени прогноза T_{pr} путём рассмотрения системы самолет-летчик (рис. 1.3), с помощью которой осуществляется выбор параметров модели летчика для каждого значения T_{pr} . Последующая процедура минимизации дисперсии ошибки отслеживания текущей

высоты для разных значений T_{np} позволяет найти оптимальное значение времени прогноза T_{np} (Приложение А).

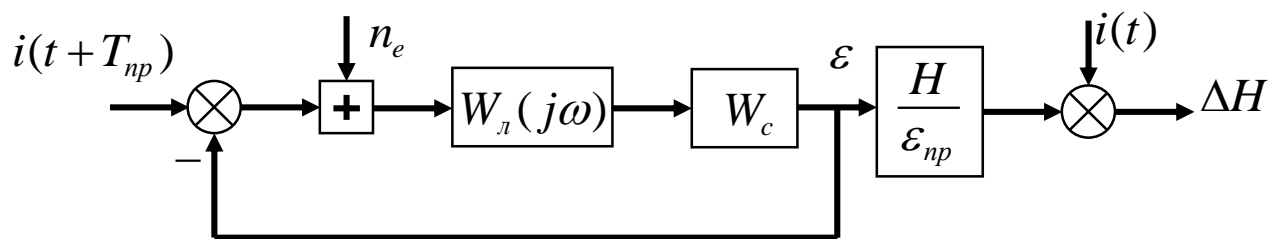


Рисунок 1.3 – Структурная схема системы самолет-летчик при минимизации дисперсии ошибки отслеживания текущей высоты

Вся эта процедура является составной частью алгоритма решения задачи оптимизации параметров, определяющих дисплей с предвидением, приведенного в Главе 3.

Весь коридор, охватывающий программную траекторию L , в общем случае можно представить в виде двух отрезков: первый из которых определяется расстоянием L_{pr} , а второй – $L_{preview}$. При этом возникает необходимость определения длин этих отрезков. В этом случае параметр $T_{np} = \frac{L_{pr}}{V}$, определяющий L_{pr} , должен определяться путем минимизации дисперсии по текущей высоте, а время предвидения $T_{preview} = \frac{L_{preview}}{V}$, характеризующее длину второго участка, – путем минимизации дисперсии ошибки слежения при значении T_{pr} , вычисленной на этапе определения протяженности первого участка коридора. Длина последнего отрезка может быть определена как экспериментально, так и путем математического моделирования.

Экспериментально оптимальное время предвидения $T_{preview}$ определяется путем проведения исследований на пилотажном стенде, где оператору визуализируется программная траектория движения на разной дальности

$L_{preview} = T_{preview} \cdot V$. В качестве искомой величины $T_{preview}$ выбирается та, при которой обеспечивается минимум ошибки отслеживания программной траектории.

Для определения оптимального времени предвидения $T_{preview}$ путем математического моделирования необходимо разработать модель характеристик управляющих действий летчика, учитывающую восприятие летчиком прогнозной информации. Знание такой модели позволит вычислить величину $T_{preview}$, обеспечивающую минимум ошибки отслеживания программной траектории.

Приведенная в работах [29] методика определения L_{pr} получена в предположении, что динамика объекта управления не имеет особенностей, характерных для высокоавтоматизированных самолетов, например, дополнительного фазового запаздывания в тракте управления из-за различных фильтров, префильтров, и т.д. В случае, если все эти эффекты могут быть аппроксимированы звеном запаздывания, то передаточная функция объекта управления имеет вид $W_c = W_c \cdot e^{-\tau p}$. Отдельная серия экспериментов, выполненная на пилотажном стенде, по оценке влияния прогнозной информации в условиях временного запаздывания показала, что при $\tau = 0,18$ сек происходит значительное увеличение среднеквадратичной величины ошибки отслеживания текущей высоты (рис 1.4).

В этой связи возникает задача разработки таких алгоритмов для формирования сигнала, отображаемого на дисплее и определяющего динамику объекта управления, которые позволили бы компенсировать эквивалентное временное запаздывание.

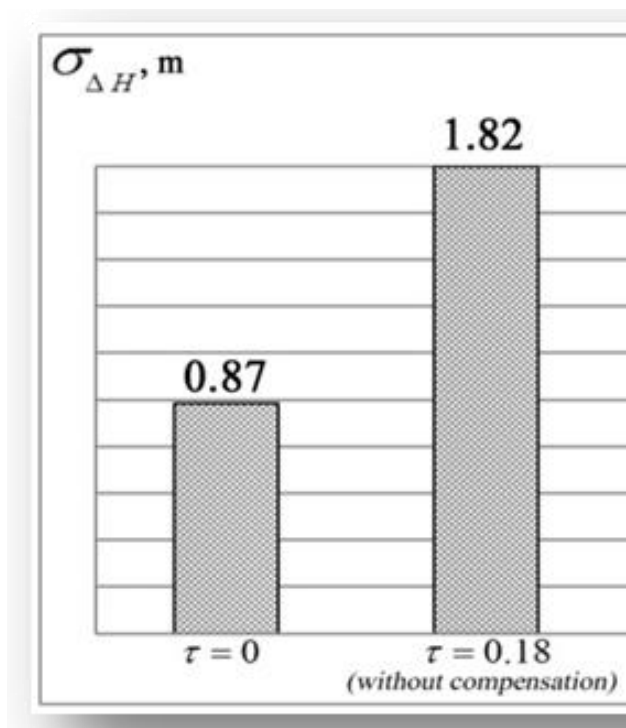


Рисунок 1.4 – Сравнение точности отслеживания текущей высоты в случае отсутствия и наличия фазового запаздывания в тракте управления ЛА.

Помимо рассмотрения проблемы временного запаздывания, типичным в динамике современных самолетов является ограничение максимальных скоростей отклонения рулевых поверхностей. Выход на эти ограничения у самолета, имеющего статически неустойчивую компоновку, приводит к развитию расходящихся колебаний в системе управления. Для того, чтобы избежать эти опасные явления, в тракт управления ставят различные префильтры, которые не позволяют выйти на эти ограничения. Однако такое решение приводит к появлению дополнительного фазового запаздывания. Кроме того, это может привести к значительному ухудшению пилотирования при резком уменьшении скорости отклонения рулевых поверхностей, которое может произойти, например, при возникновении отказов. В этой связи необходим поиск других путей решения проблемы, которые бы не заставляли летчика генерировать значительные опережающие сигналы, управлять “гладко”, что гарантировало бы меньшие значения максимальных скоростей отклонения рулевых поверхностей. Таким

средством мог бы быть прогнозный дисплей, что и исследовалось в настоящей работе.

Таким образом, задача выбора параметров дисплея преследования с предвидением, осуществляемая путем применения методов исследования системы самолет-летчик, требует проведения комплекса взаимосвязанных исследований:

- выявление закономерностей в действиях летчика в случае перехода от компенсаторной задачи к задачам преследования и предвидения;

- разработка математической модели поведения летчика в задачах преследования и предвидения, а также проверка адекватности этой модели результатам экспериментальных исследований;

- разработка методики выбора параметров дисплея (протяженность будущей программной траектории, её отрезков).

В связи с тем, что современные высокоавтоматизированные самолеты характеризуются наличием фазового запаздывания в тракте управления и ограничений на максимальные скорости отклонения рулевых поверхностей, то в работе ставилась задача компенсации этих недостатков путем использования разрабатываемой системы отображения информации, а именно:

- уточнением закона формирования директорных сигналов, отображаемых системой индикации и определяющих динамику объекта управления в условиях временных запаздываний;

- переходом от компенсаторного дисплея к дисплею с предвидением для уменьшения потребных скоростей отклонения рычагов управления при выполнении задач точного пилотирования.

Решение этих задач позволит не просто представить прогнозную информацию в удобном для летчика формате, но и обеспечить наилучшие пилотажные характеристики, решить задачу интеграции системы самолет-дисплей, придающую ей такие динамические свойства, которые обеспечивают простейший характер действия летчика и наивысшую точность пилотирования.

ГЛАВА 2 Выявление закономерностей поведения летчика в задачах управления с предвидением

2.1 Условия проведения экспериментальных исследований.

При решении многих прикладных задач, связанных с выбором алгоритмов системы ручного управления, дисплея и характеристик рычага управления, систему самолет-летчик интерпретируют как компенсаторную систему (рис. 2.1), в которой летчик воспринимает и реагирует на сигнал рассогласования $e(t)$ между входным сигналом $i(t)$ и реакцией самолета $y(t)$ в текущий момент времени.

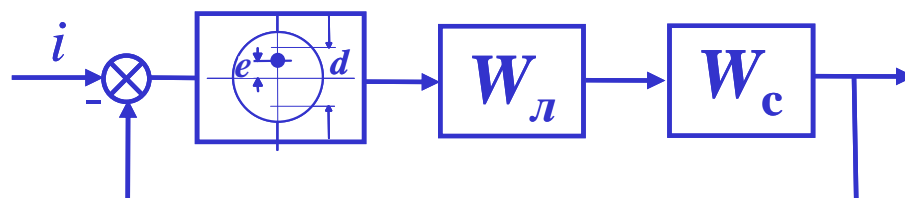


Рисунок 2.1 – Компенсаторная система самолет-летчик

К компенсаторным можно отнести задачи инструментальной посадки, облета рельефа местности, выполняемые по директорным приборам, и некоторые другие. В случае выполнения инструментальной посадки, при отслеживании глиссады по директорному прибору (рис. 2.2), летчик старается свести к нулю ошибку слежения, подаваемую на приборные планки.



Рисунок 2.2 – Директорный прибор

Помимо таких технических устройств, являющихся дисплеями, летчик может воспринимать компенсаторную информацию и при визуальном пилотировании. В этом случае она формируется им путем сопоставления меток на лобовом стекле или элементов кабины с ориентирами внешней обстановки. Выбранная совокупность меток и ориентиров и будет являться дисплеем, визуально наблюдаемым летчиком. Так, например, задачу наведения на цель на фоне чистого неба можно считать компенсаторной, поскольку летчик не может различить изменение положения цели относительно внешней обстановки, а воспринимает его только относительно меток (прицела) на лобовом стекле или элементов кабины.

Если же рассматривать задачу дозаправки топливом в воздухе, то здесь летчик, управляя самолетом и тем самым штангой дозаправки, старается минимизировать сигнал ошибки рассогласования между центром дозаправочного конуса и штангой. При этом, кроме ошибки рассогласования, он наблюдает и за движением дозаправочного конуса на фоне танкера. То есть, помимо сигнала ошибки $e(t)$, он воспринимает и сам входной сигнал $i(t)$, которым является движение конуса. Таким образом в этом случае систему самолет-летчик стоит рассматривать как систему с преследованием. К таким задачам также относятся полет строем, задача наведения на цель на фоне облаков или земной поверхности, и т.д.

Следующим вариантом дисплея является дисплей с предвидением. Система самолет-летчик с таким дисплеем характеризуется тем, что при выполнении задачи пилотирования, в дополнение к восприятию входного сигнала в текущий момент времени t_0 , летчик одновременно наблюдает дальнейшее развитие входного сигнала на некотором интервале времени $(t_0; t_0 + \Delta t)$. Такая система с предвидением характерна при полете в ущелье (рис. 2.3), где летчик может “предвидеть” будущую программную траекторию движения.



Рисунок 2.3 – Полет в ущелье

В связи с высоким развитием бортовых вычислителей, заранее определенную программную траекторию можно отобразить на экране дисплея или ИЛС, что позволило бы отнести задачу посадки, а в частности, посадку по криволинейной траектории (рис. 2.4), к задаче управления с предвидением.

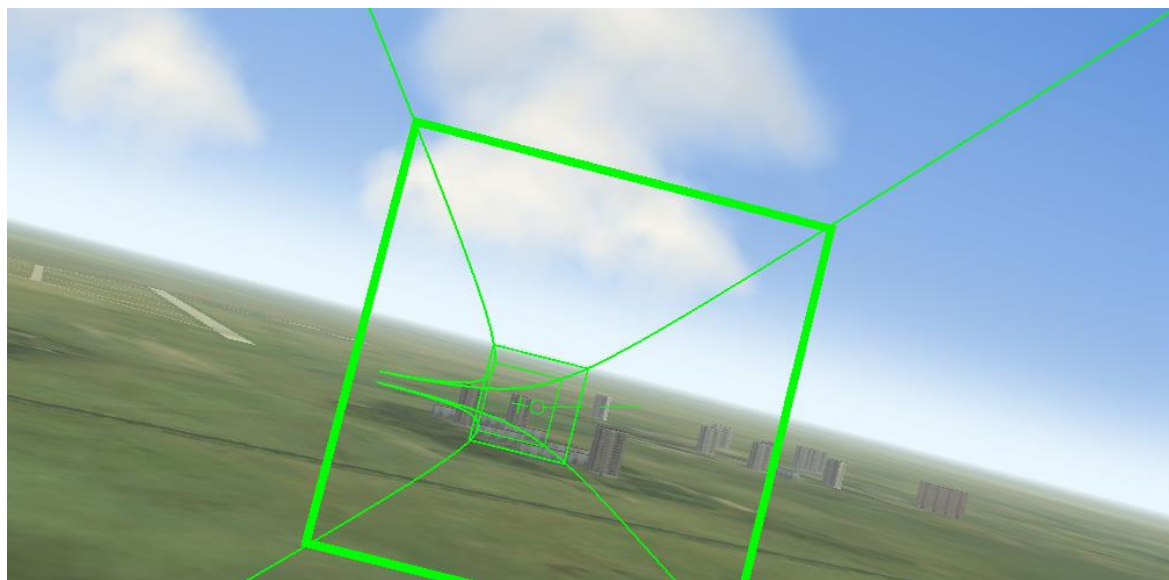


Рисунок 2.4 – Отображение программной траектории в виде пространственного коридора

Задачи пилотирования с преследованием или предвидением исследовались в ряде работ [28, 32]. Однако в основном в них проводились исследования для

упрощенных моделей объекта управления, таких как $W_c = K_c$, $W_c = \frac{K_c}{p}$, $W_c = \frac{K_c}{p^2}$.

Особое внимание в этих работах уделено исследованию способов представления визуальной информации для оператора. Такие исследования нашли свое применение при проектировании HeadUp дисплеев, парковочных систем с динамической разметкой и навигаторов в автомобильной индустрии.

Эти исследования, как указывалось во введении, позволили выявить ряд фундаментальных закономерностей в поведении летчика в задачах преследования и предвидения. Однако нереальность используемых входных сигналов и упрощенность моделей объектов управления не позволяют применить полученные результаты к решению практических задач.

Учитывая все это, в настоящей работе была поставлена задача по исследованию закономерностей в поведении летчика при переходе от компенсаторной системы к системе с преследованием и предвидением. При этом условия проведения исследований должны соответствовать задачам пилотирования.

Эксперименты проводились на «рабочей станции» в научно-исследовательской лаборатории «Пилотажные стенды и система самолет-летчик» МАИ [33], которая показана на рис. 2.5.



Рисунок 2.5 – Проведение экспериментов на «рабочей станции»

В работе была проведена серия экспериментов по выполнению задач преследования и предвидения. Исследования проводились для ряда тех же модельных объектов управления ($W_c = \frac{K_c}{p}$, $W_c = \frac{K_c}{p^2}$), что и в работах [28], с целью уточнения известных закономерностей, а также для объекта, динамика которого соответствует передаточной функции по углу визирования ($W_c = \frac{\varepsilon_{pr}}{X_B}$ (1.1)).

Также в работе рассматривалось несколько вариантов входных сигналов при значениях эквивалентной ширины спектра входного сигнала $\omega_i \leq 1 \text{ } \frac{1}{\text{сек}}$, которые являются характерными при выполнении управления летательными аппаратами.

При моделировании считалось, что входной сигнал является случайным со спектральной плотностью, близкой к спектральной плотности сигнала, типичного для исследуемой задачи пилотирования. Для задач, связанных с посадкой, таким входным сигналом является реакция самолета по высоте на действие порывов ветра, в задаче дозаправки самолета топливом в полете – движение заправочного

конуса, а в задаче облета рельефа местности – программная траектория облета. В любой из этих задач спектральная плотность входного сигнала может быть

представлена выражением вида $S_{ii} = \frac{K^2}{(\omega^2 + \omega_i^2)^2}$. В работах МАИ [34] показано, что

параметр ω_i , определяющий ширину спектра входного сигнала для задачи дозаправки топливом, схода с глиссады и прицеливания, равен $\omega_i = 0,5$ 1\сек.

Показано, что в задаче облета рельефа местности $\omega_i = 0,2$ 1\сек. Дополнительно был рассмотрен более высокочастотный входной сигнал, для которого значение $\omega_i = 1,0$ 1\сек.

В качестве входного сигнала $i(t)$, для экспериментальных исследований системы самолет-летчик с целью измерений характеристик управляющих действий летчика, использовался полигармонический сигнал, набор частот и амплитуд которого и временной процесс приведены ниже (рис. 2.6-2.8):

ω_k	0,262	0,524	0,785	1,047	1,309	1,571	2,094	2,618	3,142	3,927	5,236	6,283	7,854	10,472	15,708
A_k	2,685	-0,757	-0,362	0,209	0,136	-0,116	-0,076	0,049	0,038	-0,031	-0,018	0,013	0,011	0,008	-0,003

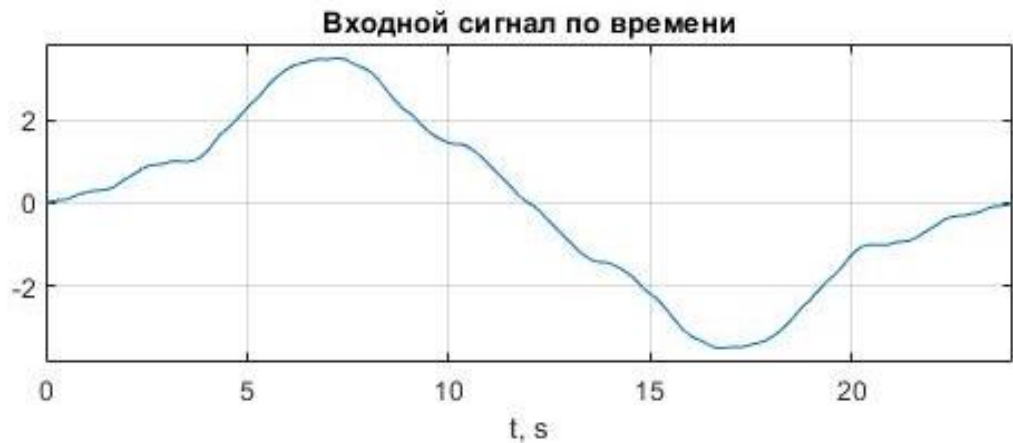
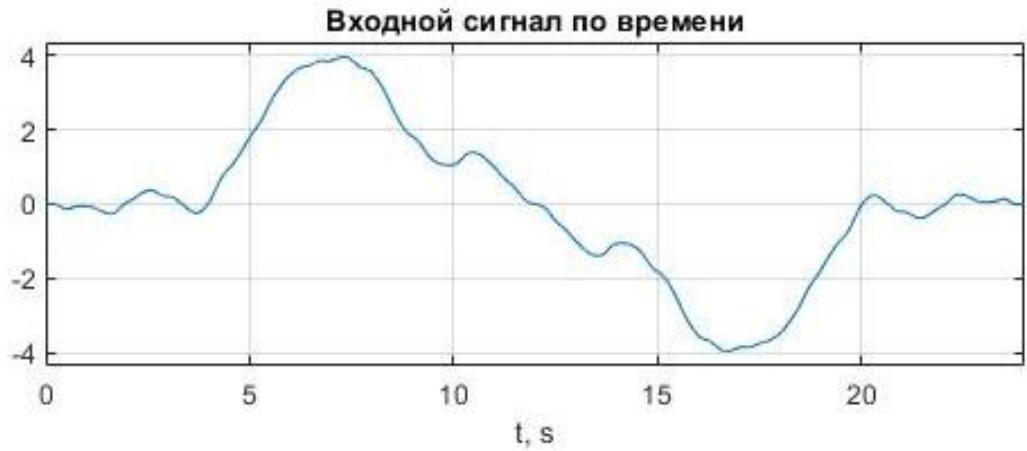
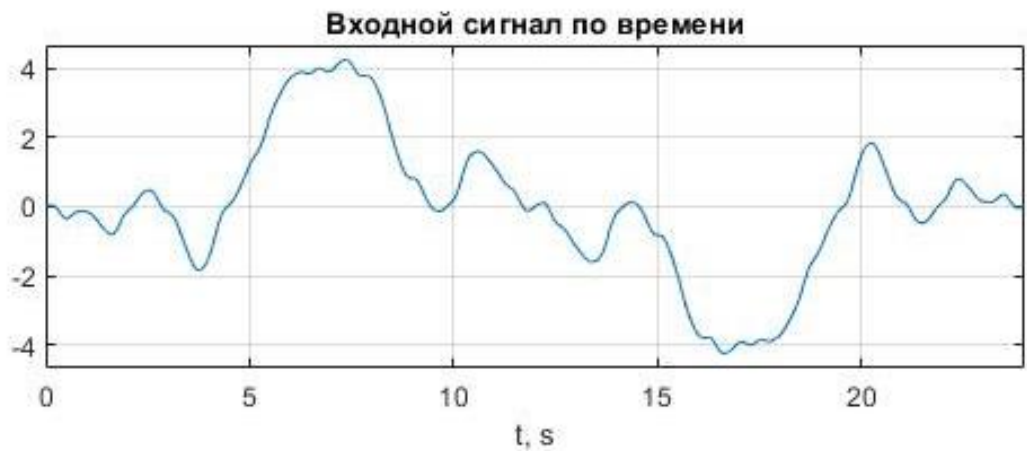


Рисунок 2.6 – $\omega_i = 0,2$ 1\сек

ω_k	0,262	0,524	0,785	1,047	1,309	1,571	2,094	2,618	3,142	3,927	5,236	6,283	7,854	10,472	15,708
A_k	2,376	-1,179	-0,713	0,459	0,315	-0,278	-0,188	0,123	0,097	-0,079	-0,047	0,035	0,028	0,022	-0,008

Рисунок 2.7 – $\omega_i = 0,5$ 1/сек

ω_k	0,262	0,524	0,785	1,047	1,309	1,571	2,094	2,618	3,142	3,927	5,236	6,283	7,854	10,472	15,708
A_k	1,888	-1,293	-1,019	0,785	0,607	-0,582	-0,432	0,297	0,240	-0,201	-0,123	0,091	0,074	0,058	-0,021

Рисунок 2.8 – $\omega_i = 1,0$ 1/сек

В каждом из экспериментов, длительностью 144 сек, оператор выполнял задачу точного управления, поскольку именно она рассматривается как основная при формировании требований к пилотажным характеристикам самолета. Такая задача заключается в отслеживании программной координаты, то есть минимизации сигнала ошибки пилотирования $e(t)$.

На первом этапе система самолет-летчик рассматривалась как компенсаторная. На экран монитора, установленного перед оператором, отображался дисплей, представленный на рис.2.9 , где ставилась задача удержания метки самолета в центре неподвижного круга путем соответствующего отклонения боковой ручки управления, и тем самым сведения сигнала $e(t)$ к нулю.

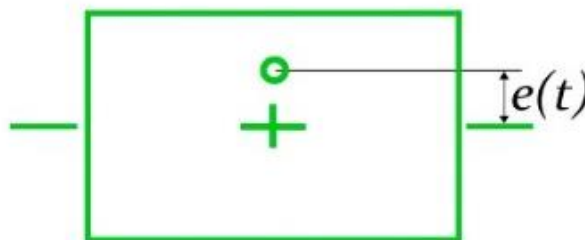


Рисунок 2.9 – Компенсаторный дисплей

На втором этапе исследовались задачи, определяющие систему как систему с преследованием. Такие задачи характеризуются тем, что необходимо дополнительно предоставить информацию о входном сигнале в текущий момент времени. В связи с этим на экране монитора отображался дисплей, представленный на рис. 2.10, где значение сигнала $i(t)$ подавалось на центр уже подвижного круга.

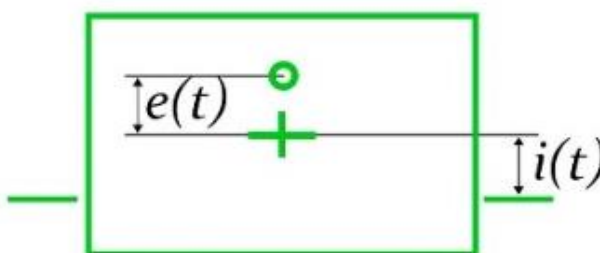


Рисунок 2.10 – Дисплей с преследованием

Так же, как и в задаче компенсаторного слежения, перед оператором ставилась задача минимизации сигнала ошибки между меткой самолета и центром

круга, но при этом он также имел возможность воспринимать информацию о входном сигнале.

В исследованиях задачи преследования с предвидением, в дополнение к предыдущему случаю, на дисплее, помимо текущего значения входного сигнала, отображалось и будущее его изменение на некотором удалении от окна ABCD, на которое отображается сигнал ошибки $e(t)$ и входной сигнал $i(t)$ в текущий момент времени (рис. 2.11).

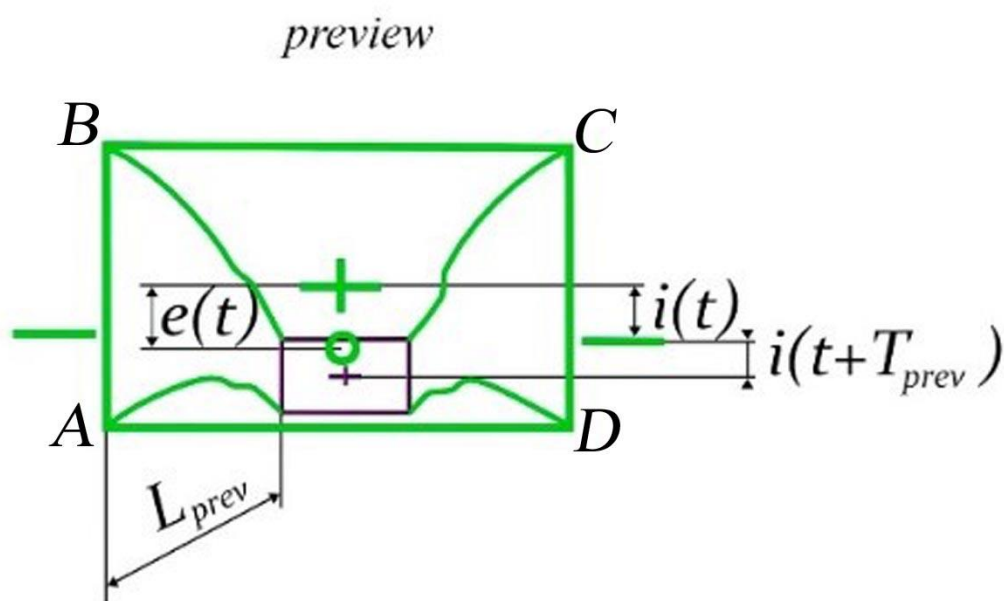


Рисунок 2.11 – Дисплей с предвидением

В ходе проведения этой серии экспериментов также исследовалась задача влияния протяженности участка $L_{preview}$, на котором отображается будущий входной сигнал, и который определяет время предвидения $T_{preview} = \frac{L_{preview}}{V}$ (рис. 2.12).

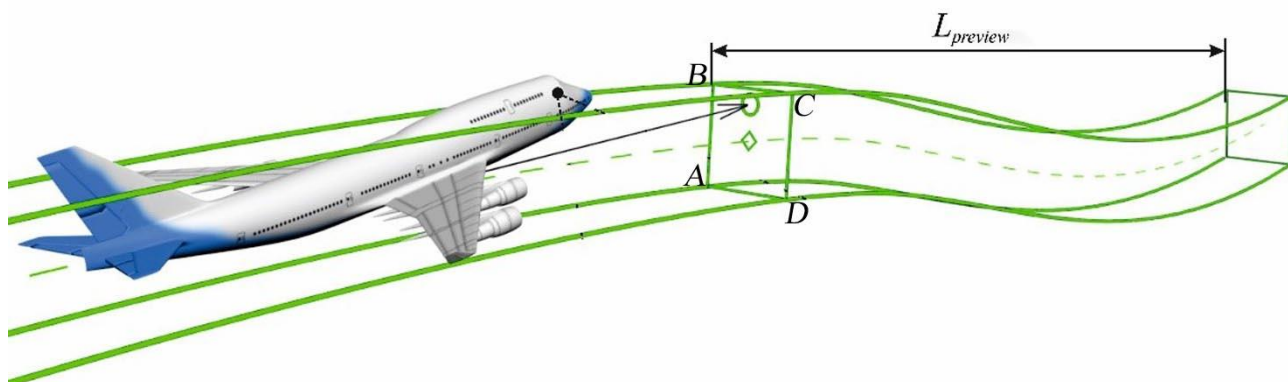


Рисунок 2.12 – Отображение программной траектории на некоторой
дальности $L_{preview}$.

Очевидно, что при малой его длине летчику будет недостаточно информации, а значительная протяженность этого участка будет либо бесполезна, либо будет вызывать трудность восприятия при сложной программной траектории. Поэтому в работе были проведены серии экспериментов с целью исследования влияния времени предвидения на характеристики системы самолет-летчик, в которых $T_{preview} = 0,5; 2; 3 \text{ сек.}$

При проведении экспериментальных исследований измерялись эквивалентная частотная характеристика летчика $W_L(j\omega) = \frac{c(j\omega)}{e(j\omega)}$ и частотная

характеристика разомкнутой системы $W_{L-C}(j\omega) = \frac{y(j\omega)}{e(j\omega)}$. Таким образом сравнение

вычисленных характеристик проводилось для трех видов дисплеев в терминах характеристик системы, соответствующей компенсаторной системе самолет-летчик.

Кроме этого, вычислялись частотная характеристика замкнутой системы самолет-летчик Φ , спектральная плотность входного сигнала S_{ii} и ремнанты $S_{n_e n_e}$

(шума, вводимого летчиком), дисперсии всех сигналов (σ_i^2 , σ_e^2 , σ_c^2 , σ_y^2), и их составляющие, коррелированные и некоррелированные с входным сигналом.

Результаты каждого из обрабатываемых экспериментов представляются в формате, приведенном на рис. 2.13.



Рисунок 2.13 – информационный кадр результатов обработки характеристик системы летчик-ЛА

Все вычисления осуществлялись на основе разработанного в МАИ метода коэффициентов Фурье.

2.2 Результаты экспериментальных исследований.

Ниже, на рисунке 2.14, приведены результаты экспериментальных исследований при управлении объектом $W_c = \frac{K_c}{p}$, с входным сигналом, характеризующимся шириной спектра $\omega_i = 0,5 \text{ 1/сек}$.

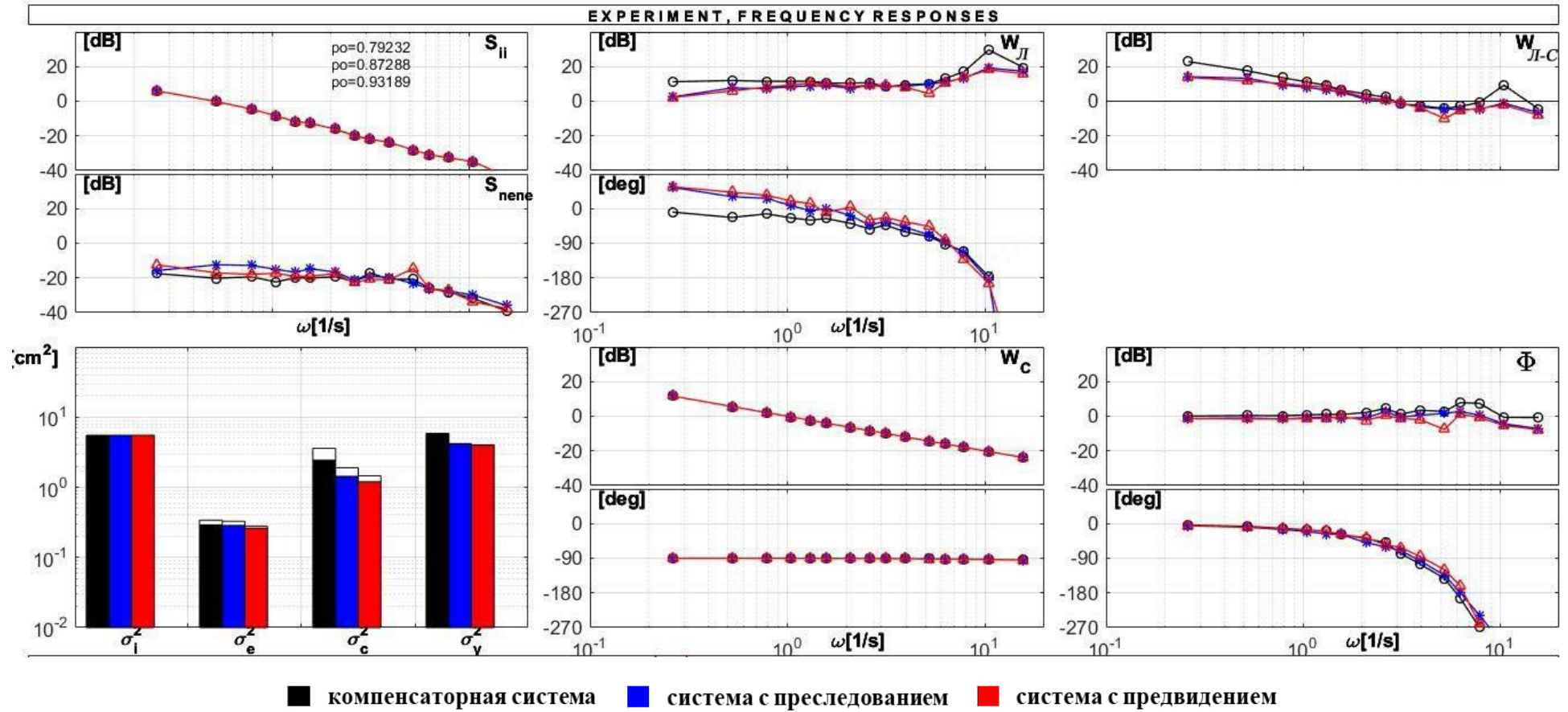


Рисунок 2.14 – Результаты экспериментальных исследований, $W_c = \frac{K_c}{p}$, $\omega_i = 0,5 \text{ 1/сек}$

При этом оператор выполнял управление при различных вариантах дисплея:

1. компенсаторный дисплей;
2. дисплей с преследованием;
3. дисплей с предвидением (отображение будущего входного сигнала на временном отрезке $t=2$ сек).

Как видно из результатов, в случае перехода от компенсаторной системы к системе с преследованием, точность выполнения задачи пилотирования практически не меняется, но при этом значительно уменьшается средняя величина отклонения рычагов управления (дисперсия уменьшается более чем в 2 раза). При переходе от компенсаторной системы к системе с предвидением дисперсия ошибки уменьшается в 1,3 раза. При этом заметно вводимое летчиком опережение в области низких частот. Одновременно с этим наблюдается выполаживание амплитудной характеристики в области высоких частот. Переход от задачи преследования к задаче управления с предвидением сопровождается незначительным улучшением точности пилотирования и сильным уменьшением средней величины отклонения рычагов управления.

Аналогично проводились эксперименты для всех рассматриваемых объектов управления ($W_c = \frac{K_c}{p}$, $W_c = \frac{K_c}{p^2}$, $W_c = \frac{\varepsilon_{pr}}{X_B}$) и всех вариантов входного сигнала ($\omega_i = 0,2 \text{ } \frac{1}{\text{сек}}$, $\omega_i = 0,5 \text{ } \frac{1}{\text{сек}}$, $\omega_i = 1,0 \text{ } \frac{1}{\text{сек}}$). Результаты этих экспериментов представлены в Приложении В. При анализе результатов рассматривалось влияние дисплея на такие параметры как дисперсия ошибки выполнения целевой задачи σ_e^2 , дисперсия отклонения оператором рычага управления σ_c^2 , и максимальная величина фазового опережения $\Delta\varphi$, вводимого оператором во всем частотном диапазоне при переходе от компенсаторного дисплея к дисплею с преследованием или предвидением. Значения рассматриваемых параметров для всех вариантов проводимых экспериментов отображены в Таблицах 2.1-2.3.

Таблица 2.1 – Влияние используемого дисплея на дисперсию ошибки σ_e^2

W_c	σ_e^2 (комп./пресл./предв.)		
	$\omega_i = 0.2$	$\omega_i = 0.5$	$\omega_i = 1.0$
$\frac{K}{p}$	0.16/0.15/0.14	0.34/0.30/0.28	0.84/0.69/0.45
$\frac{K}{p^2}$	0.21/0.19/0.16	0.79/0.46/0.34	6.09/4.26/1.08
$\frac{\varepsilon_{pr}}{X_e}$	0.20/0.19/0.18	0.97/0.62/0.48	2.81/2.29/1.12

Таблица 2.2 – Влияние используемого дисплея на дисперсию отклонения рычага управления σ_c^2

W_c	σ_c^2 (комп./пресл./предв.)		
	$\omega_i = 0.2$	$\omega_i = 0.5$	$\omega_i = 1.0$
$\frac{K}{p}$	2.24/0.94/0.53	3.6/1.9/1.5	12.4/8.9/5.0
$\frac{K}{p^2}$	18.34/6.82/2.42	34.3/22.6/11.2	49.8/46.2/43.5
$\frac{\varepsilon_{pr}}{X_e}$	5.5/2.11/0.43	17.4/7.9/2.5	32.7/25.4/14.1

Таблица 2.3 – Влияние используемого дисплея на максимальную величину фазового опережения $\Delta\varphi$

W_c	$\Delta\varphi$ (пресл./предв.)		
	$\omega_i = 0.2$	$\omega_i = 0.5$	$\omega_i = 1.0$
$\frac{K}{p}$	68/76	51/64	39/52
$\frac{K}{p^2}$	31/48	21/36	18/32
$\frac{\varepsilon_{pr}}{X_e}$	37/51	28/40	24/34

При управлении объектом $W_c = \frac{K_c}{p^2}$, с $\omega_i = 0,5 \text{ 1/сек}$, и выполнении задачи слежения с предвидением, дисперсия сигнала ошибки заметно уменьшается по сравнению со случаем компенсаторного слежения (с 0.79 до 0.34). При этом значительно уменьшается (в 3 раза) и дисперсия отклонения рычагов управления. Как и в случае управления объектом $W_c = \frac{K_c}{p}$, при переходе к выполнению задачи слежения с преследованием, летчик вводит значительные опережающие действия в области низких и средних частот.

Эти результаты указывают на отличие измеренных характеристик, особенно в случае управления объектом $W_c = \frac{K_c}{p^2}$, в задаче преследования и предвидения от характеристик, полученных при выполнении задачи компенсаторного слежения.

Для данных упрощенных моделей объектов управления $W_c = \frac{K_c}{p}$ и $W_c = \frac{K_c}{p^2}$ в случае, когда входной сигнал более высокочастотный ($\omega_i = 1 \text{ 1/сек}$), качественно картина сохраняется как и в случае $\omega_i = 0,5 \text{ 1/сек}$, а количественно достигаются более существенные уменьшения в дисперсиях сигнала ошибки и отклонения рычага управления. В случае входного сигнала, ширина спектра которого $\omega_i = 0,2 \text{ 1/сек}$, улучшение в точности незначительно, при этом сохраняется существенное уменьшение дисперсий перемещения рычага управления и вводимого летчиком фазового опережения. Т.е. переход от компенсаторного дисплея к дисплею с предвидением в случае низкочастотного входного сигнала сопровождается значительным уменьшением расходов рычага управления при выполнении целевой задачи, а при увеличении ω_i , помимо выигрыша по расходам также достигается улучшение в точности управления до 2,5 раз.

При управлении объектом $W_c = \frac{\varepsilon_{pr}}{X_B}$ и ширине спектра входного сигнала $\omega_i = 0,2 \text{ 1/сек}$ дисперсия сигнала ошибки практически не уменьшается, а в то же

время дисперсия отклонения ручки уменьшается в 12,8 раз, и фазовое опережение, вводимое летчиком, достигает 50 град. При $\omega_i = 0,5 \text{ 1/сек}$, в случае перехода от компенсаторного дисплея к дисплею с предвидением, дисперсия сигнала ошибки уменьшается в 2 раза, дисперсия отклонения рычага управления при этом уменьшается в 7 раз, а фазовое опережение составляет до 40 град. В случае, когда входной сигнал более высокочастотный ($\omega_i = 1 \text{ 1/сек}$), точность улучшается в 2,5 раза, а расходы рычага управления уменьшаются в 2,3 раза, при этом максимальное опережение в фазовой характеристике летчика уменьшается до 34 град. Т.е. переход от компенсаторного дисплея к дисплею с предвидением в случае низкочастотного входного сигнала приводит к значительному уменьшению расходов рычага управления при выполнении целевой задачи, а при увеличении ω_i помимо выигрыша по расходам также достигается улучшение в точности управления до 2,5 раз.

В целях более тщательного исследования влияния дисплея с предвидением на характер действий летчика в работе была проведена серия экспериментов, в ходе которой фиксировалась скорость, с которой оператор отклонял ручку. Временные процессы изменения данного параметра в условиях компенсаторного дисплея (рисунок 2.15) и с использованием дисплея с предвидением (рисунок 2.16) представлены ниже.

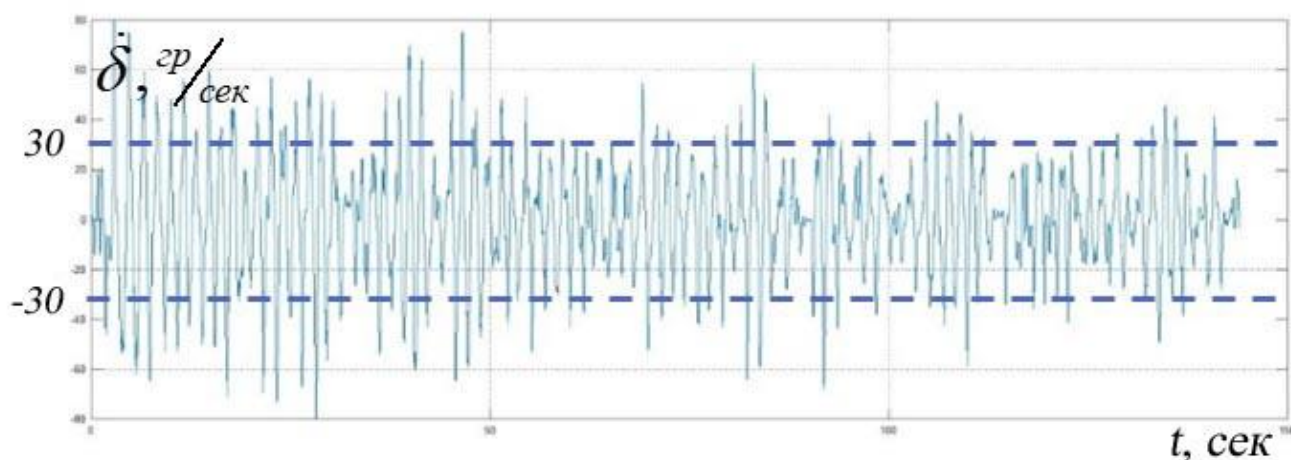


Рисунок 2.15 – Временной процесс скорости отклонения рычага управления при управлении с компенсаторным дисплеем

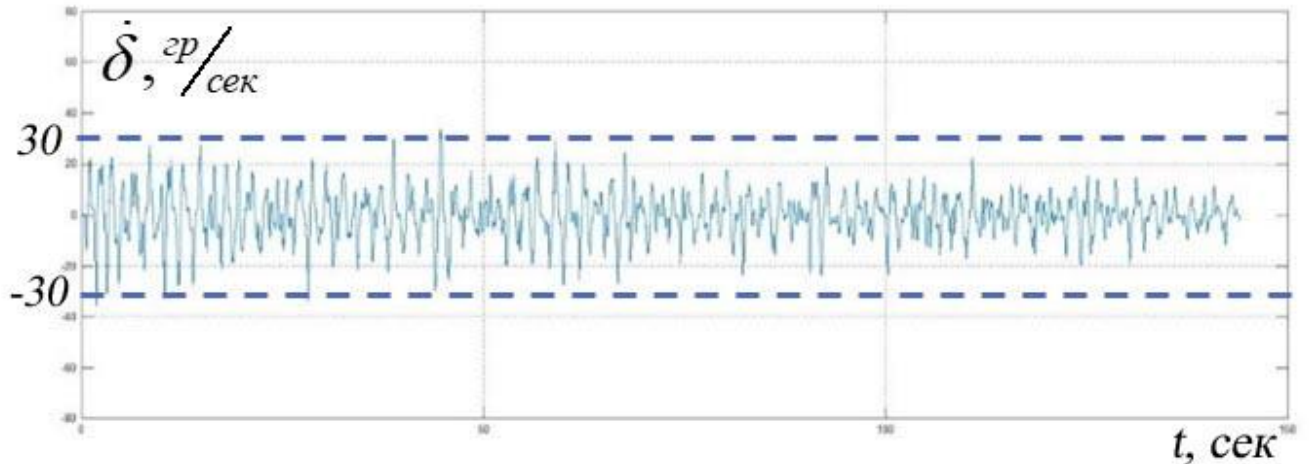


Рисунок 2.16 – Временной процесс скорости отклонения рычага управления при управлении с дисплеем с предвидением

Из результатов хорошо заметно, что при переходе к дисплею с предвидением оператор стал управлять более спокойно, что указывает на снижение его загрузки.

Отдельный интерес представляет исследование длительности временного интервала, на протяжении которого отображается будущий входной сигнал. В связи с этим проводились эксперименты, в которых варьировалось время предвидения ($T_{preview} = 0,5; 2; 3 \text{ сек}$) программной траектории. Результаты таких исследований представлены на рисунке 2.17, где видно, что при увеличении времени предвидения входного сигнала с 0,5 сек до 2 сек происходит значительное улучшение в точности выполнения поставленной задачи. Также в фазовой характеристике летчика наблюдается вводимое им дополнительное опережение в области средних и низких частот. Однако в случае увеличения времени предвидения еще больше, до 3 сек, наблюдается обратная картина, точность отслеживания становится хуже, что подтверждает предположение о том, что излишняя длительность отображения будущего развития входного сигнала усложняет процесс восприятия и, как следствие, ухудшает процесс пилотирования. Исходя из этого, можно сделать вывод о том, что время предвидения (длительности интервала, на которое отображается будущее развитие программной траектории, отслеживаемой летчиком) имеет оптимальное значение, обеспечивающее минимум дисперсии ошибки.

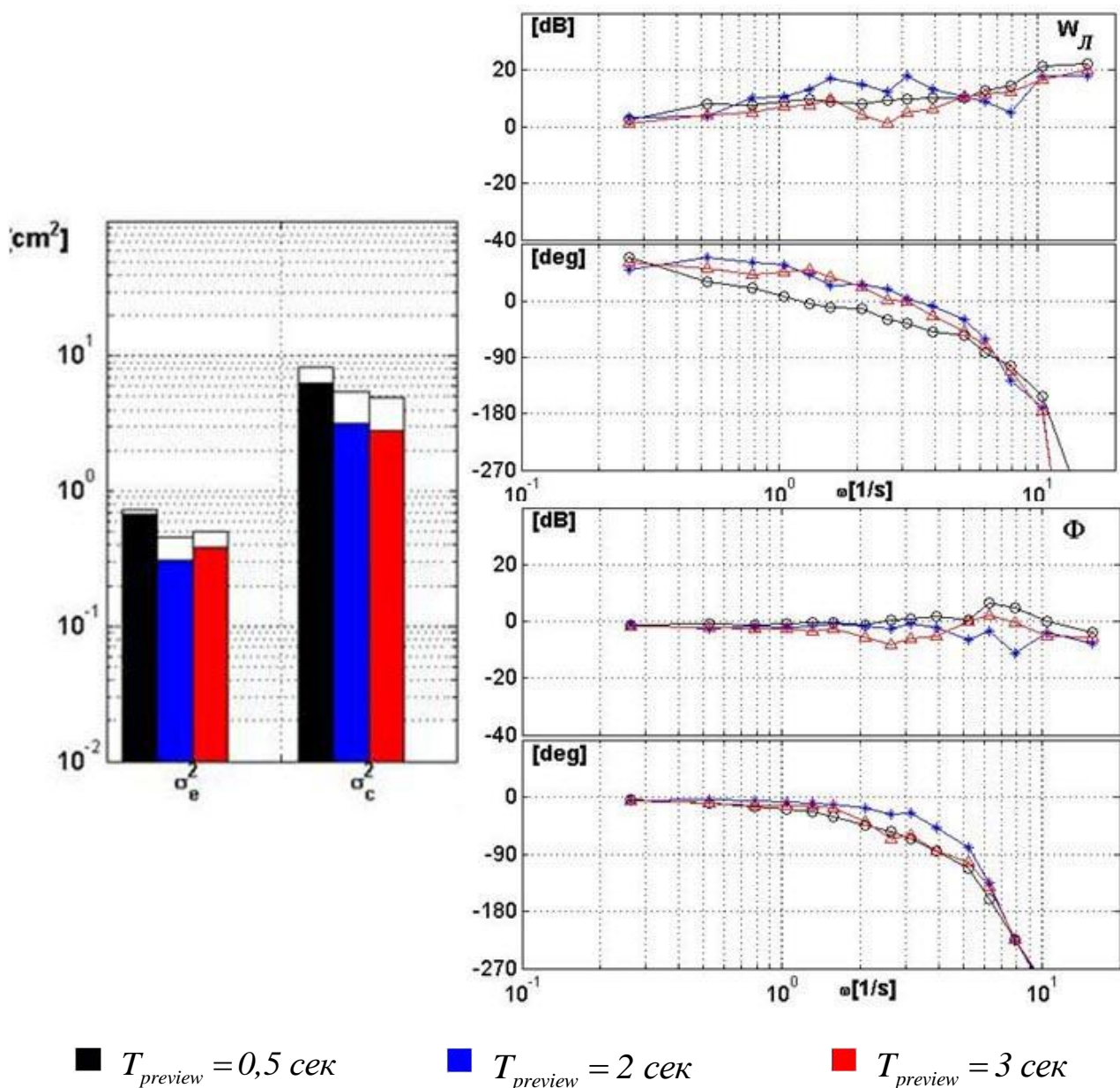


Рисунок 2.17 – Результаты экспериментальных исследований с различным интервалом предвидения ($T_{preview} = 0,5; 2; 3 \text{ сек}$)

Проведя дополнительную серию экспериментов с изменением протяженности визуализации входного сигнала был получен результат, подтверждающий наличие такого оптимального времени, соответствующего минимальной ошибке выполнения целевой задачи (рис. 2.18).

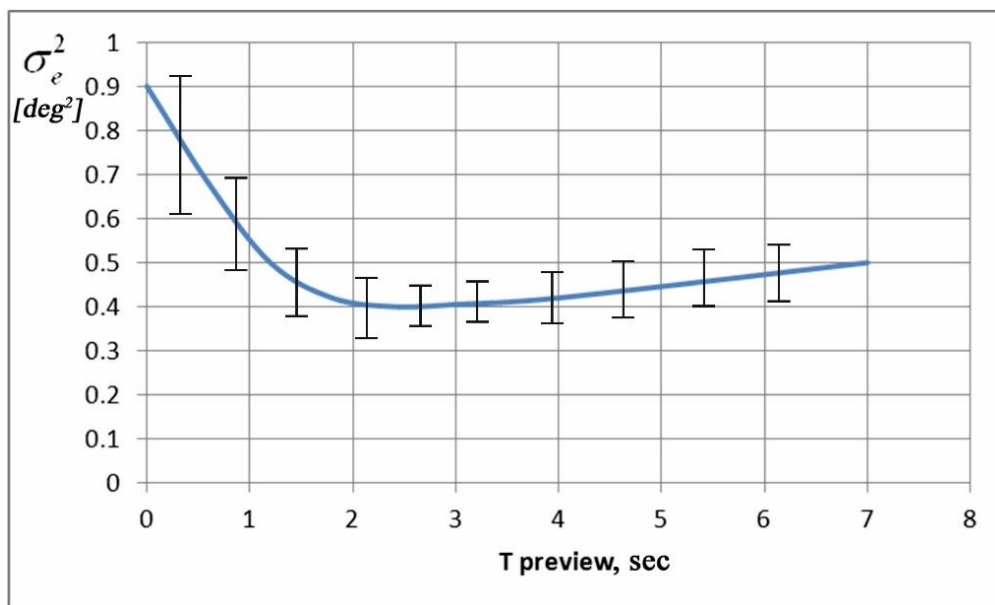


Рисунок 2.18 – Зависимость точности выполнения задачи от времени предвидения

Таким образом, исследуя влияние задачи слежения на характеристики системы самолет-летчик при различных объектах управления, характеристиках входного сигнала и времени предвидения можно сделать вывод, что полученные результаты указывают на различия как в частотных характеристиках летчика системы самолет-летчик, так и в интегральных показателях в различных задачах управления (задача компенсаторного слежения, задача преследования и задача слежения с предвидением). Существенные различия достигаются при управлении более сложными объектами, требующими от летчика введения значительных опережающих действий, а также при умеренных и значительных величинах ширины спектра входного сигнала ($\omega_i \geq 0,5$ 1/сек). В этом случае, при переходе от компенсаторной системы к системе с предвидением, дисперсия ошибки слежения уменьшается в 2-6 раз. При малых значениях параметра ω_i также заметно различие дисперсий перемещения рычага управления.

Наибольшее различие в частотных характеристиках наблюдается в области низких и средних частот, в которых для всех объектов управления переход от компенсаторной задачи к преследованию и предвидению приводит к введению летчиком эквивалентного опережения.

Эксперименты, в которых исследовалась протяженность визуализации входного сигнала, выявили наличие оптимального значения такого отображения, соответствующего минимальной ошибке пилотирования.

Данные результаты свидетельствуют о том, что в целом ряде задач пилотирования (посадка на ВПП, дозаправка в воздухе, полет в ущелье, и т.д.) моделирование системы самолет-летчик только как компенсаторной системы некорректно.

Кроме того, учитывая, что при использовании дисплея с предвидением достигается значительное уменьшение загрузки летчика и улучшение точности пилотирования, в работе ставится задача построения информации на экране дисплея, которая позволит трансформировать задачу компенсаторного слежения в задачу слежения с предвидением.

Вопросы моделирования системы самолет летчик, адекватной задаче управления с предвидением, а также разработки методики построения дисплеев, отображающих развитие программной траектории, рассмотрены в следующих главах работы.

ГЛАВА 3. Идентификация и математическое моделирование характеристик управляющих действий летчика в задаче слежения с предвидением

Полученные в предыдущей главе результаты исследований указывают на то, что в зависимости от типа выполняемой задачи (компенсаторное слежение, слежение с преследованием и предвидением) меняется поведение летчика. В задаче пилотирования с предвидением он воспринимает и активно реагирует на входной сигнал $i(t)$ в текущий момент времени, и на этот же сигнал на некотором отрезке времени $(t; t+\Delta t)$. Выявленные закономерности указывают на то, что выполнение корректных прикладных исследований системы самолет-летчик требует создания математической модели поведения летчика, адекватной этой задаче.

3.1 Идентификация составляющих характеристик управляющих действий летчика

Поведение летчика в задачах, в которых он дополнительно воспринимает информацию о входном сигнале, может быть представлено с помощью структурной схемы, приведенной на рисунке 3.1.

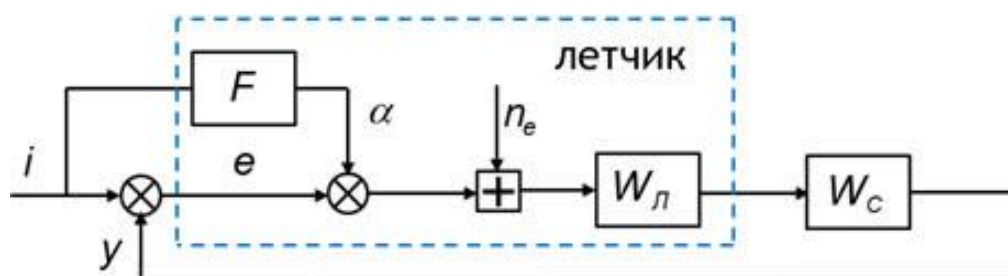


Рисунок 3.1 – Структурная схема поведения летчика с учетом восприятия дополнительной информации о входном сигнале.

Здесь блок F является линейным эквивалентом (описывающей функцией), определяющей реакцию летчика на воспринимаемый им текущий и будущий входной сигнал. Выходной сигнал $\alpha(t)$ из этого блока суммируется с сигналом

ошибки $e(t)$, который подается на вход другого блока описывающей функции летчика $W_{\mathcal{L}}$. В условиях восприятия летчиком только сигнала ошибки, $W_{\mathcal{L}}$ является описывающей функцией летчика в компенсаторной системе слежения. В приведенной схеме учитывается, что восприятие летчиком суммарного сигнала ($e^*(t) = \alpha(t) + e(t)$) сопровождается шумом (ремнантой $n_e(t)$). Для математического моделирования характеристик поведения летчика в задаче преследования и предвидения необходимо знать структуру блока F , а также возможность представления действий летчика в задаче преследования.

3.1.1 Проблемы и алгоритм идентификации управляющих действий летчика

Из результатов работы [7, 35] следует, что при проведении экспериментальных исследований замкнутой системы, в которой необходимо идентифицировать две описывающие функции, требуется введение двух некоррелированных между собой входных сигналов. В связи с этим, в диссертации, для одновременного измерения двух блоков $W_{\mathcal{L}}$ и F (рис.), было предложено использовать два полигармонических сигнала $i(t)$ и $d(t)$ в соответствии со структурной схемой, приведенной на рис. 3.2. При проведении экспериментов второй сигнал $d(t)$ можно интерпретировать как турбулентное возмущение, действующее непосредственно на выходной сигнал $y(t)$ (фазовая координата). Каждый из сигналов $i(t)$ и $d(t)$ состоит из набора частот, не повторяющегося в другом наборе, т.е.:

$$\begin{aligned}
 i(t) &= \sum_{k=1}^l A_k \cos(\omega_k t) \\
 d(t) &= \sum_{m=1}^n A_m \cos(\omega_m t) \\
 \omega_k &\neq \omega_m
 \end{aligned} \tag{3.1}$$

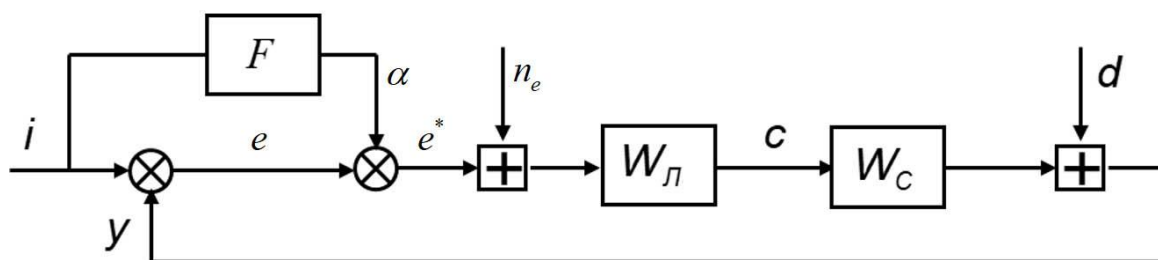


Рисунок 3.2 – Структурная схема системы самолет-летчик с двумя входными сигналами.

В работе [34] разработана методика выбора параметров такого входного сигнала A_k и ω_k , исходя из соответствия распределения спектра мощности этого сигнала $I_{ii}^D(\omega)$ (3.3) и спектра мощности непрерывного случайного сигнала $I_{ii}(\omega)$

(3.2), характеризующегося спектральной плотностью $S_{ii} = \frac{K^2}{(\omega^2 + \omega_i^2)^2}$.

Поскольку для полигармонического сигнала рассмотрение такой характеристики как спектральной плотности некорректно (полигармонический сигнал имеет сосредоточенную на отдельных частотах мощность), то в качестве сравниваемых характеристик рассматривалось интегральное распределение мощности сигналов по частоте

$$I_{ii}(\omega) = \int_0^{\omega_N} S_{ii}(\omega) d\omega, \quad (3.2)$$

для сигнала с непрерывным спектром (верхний предел интеграла ограничен частотой ω_N в силу того, что в реальных экспериментальных исследованиях всегда рассматривается ограниченный частотный диапазон) и

$$I_{ii}^D(\omega) = \sum_k \frac{\omega < \omega_k A_k^2(\omega_k)}{2}, \quad (3.3)$$

для сигнала с дискретным спектром.

Ставилась задача минимизации рассогласования между распределением мощности непрерывного конечного спектра и дискретного на заданном частотном диапазоне при выполнении граничного условия - функция должна достигать на границе этого диапазона значения дисперсии сигнала:

$$I_{ii}(\omega \geq \omega_N) = I_{ii}^D(\omega \geq \omega_N) = \sigma_i^2 \quad (3.4)$$

Такой подход к решению проблемы выбора параметров полигармонического входного сигнала позволяет обеспечить соответствие получаемых интегральных характеристик - среднеквадратичных отклонений процессов в рассматриваемой замкнутой системе самолет-летчик для полигармонического и случайного входных сигналов.

В настоящей работе эта методика была использована для выбора двух входных сигналов, состав частот и амплитуд, а также временной процесс которых приведен ниже (рис. 3.3-3.4).

ω_k	0.262	0.785	1.309	2.094	3.142	5.236	7.854	15.708
A_k	2.376	-0.713	0.315	-0.188	0.097	-0.047	0.028	-0.008

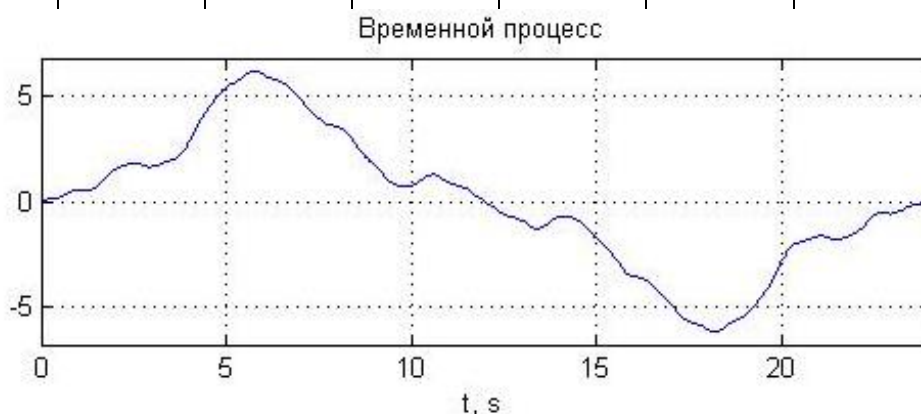


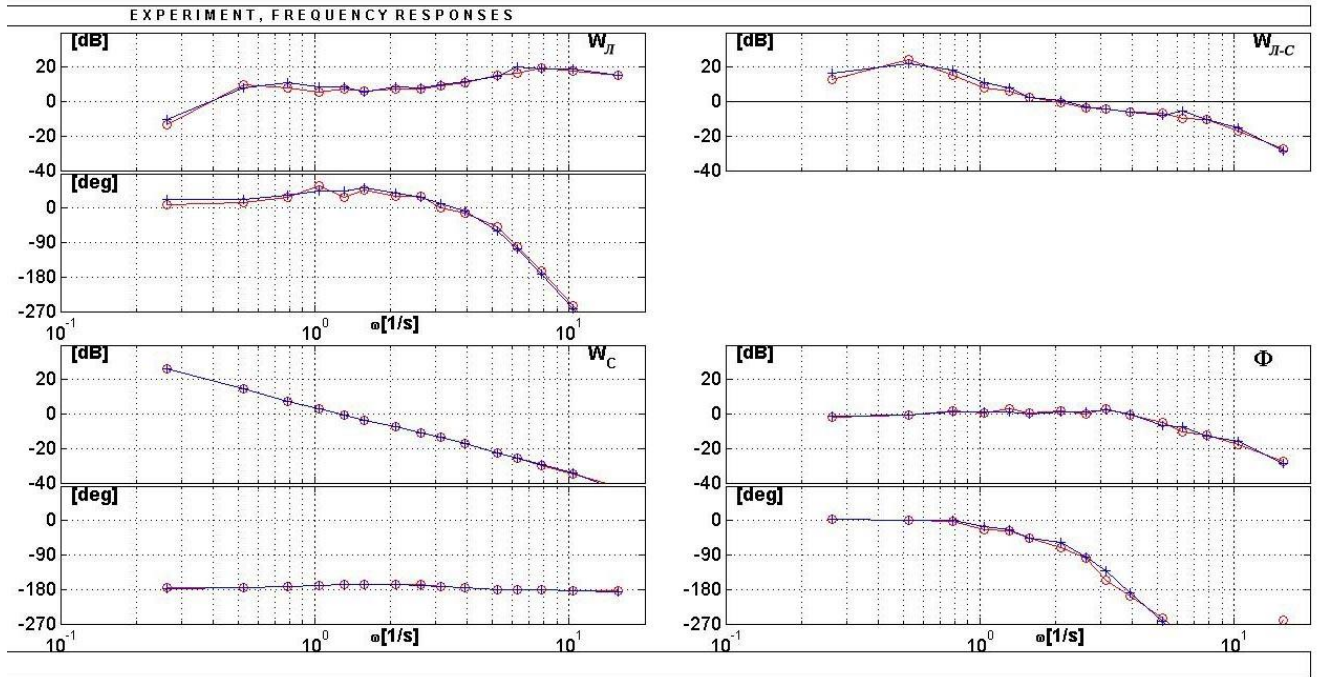
Рисунок 3.3 – Входной сигнал $i(t)$

ω_m	0.524	1.047	1.571	2.618	3.927	6.283	10.472
A_m	-1.179	0.459	-0.278	0.123	-0.079	0.035	0.022



Рисунок 3.4 – Входной сигнал $d(t)$

В связи с тем, что в качестве входного сигнала $i(t)$ теперь использовался полигармонический сигнал, в состав которого входит вдвое меньшее число гармоник, дополнительно была проведена серия экспериментов по исследованию адекватности такой замены. Рассматривалось два варианта входного сигнала, в первом случае входной сигнал состоял из 15 гармоник, характеристики которого приведены на рис. 2.7, а во втором – из 8 гармоник, в соответствии с рис. 3.3. В обоих случаях результаты экспериментов были обработаны, и были вычислены амплитудно-фазовые частотные характеристики летчика, объекта управления, разомкнутой и замкнутой системы самолет-летчик. Анализ частотных характеристик, приведенных на рис. 3.5, указывает на то, что результаты идентификации при использовании входного сигнала, состоящего из восьми частот, достаточно близко соответствуют результатам, полученным при использовании полигармонического входного сигнала, состоящего из пятнадцати частот. И, как следствие, использование нового входного сигнала с меньшим количеством частот не приводит к искажению частотных характеристик при их идентификации.



■ Входной сигнал с 15 гармониками ■ Входной сигнал с 8 гармониками

Рисунок 3.5 – Сравнение результатов идентификации при различных входных сигналах.

С учетом введения двух входных сигналов, выражение для преобразования Фурье от сигналов e и c имеют вид:

$$\begin{cases} e(j\omega) = i(j\omega) \frac{1 - F(j\omega)W_L(j\omega)W_c(j\omega)}{1 + W_L(j\omega)W_c(j\omega)} - d(j\omega) \frac{1}{(1 + W_L(j\omega)W_c(j\omega))} \\ c(j\omega) = i(j\omega) \frac{F(j\omega)W_L(j\omega) + W_L(j\omega)}{1 + W_L(j\omega)W_c(j\omega)} - d(j\omega) \frac{W_L(j\omega)}{1 + W_L(j\omega)W_c(j\omega)} \end{cases} \quad (3.5)$$

Так как сигналы i и d состоят из гармоник с разными частотами, то из (3.5) можно получить следующее выражение для описывающей функции W_L :

$$W_L(j\omega) = \frac{c(j\omega) / d(j\omega) \Big|_{\omega_m}}{e(j\omega) / d(j\omega) \Big|_{\omega_m}}. \quad (3.6)$$

Правые части этого выражения представляют из себя частотные характеристики, вычисляемые на частотах сигнала d .

Использование полигармонического сигнала d , так же как и сигнала i (3.1) с частотами, выбранными из условия ортогональности, позволяет определить преобразования Фурье на конечном интервале времени T для сигналов в системе ЛА-летчик на частотах входного воздействия ω_k :

$$X(j\omega_k) = \frac{2T}{T} \int_0^T x(t) e^{-j\omega_k t} dt, \quad (3.7)$$

или при дискретной реализации:

$$X(j\omega_k) = \frac{2\Delta t}{T} \sum_{n=1}^{\frac{T}{\Delta t}} x(n\Delta t) e^{-j\omega_k n\Delta t}, \quad (3.8)$$

где Δt - шаг дискретизации процесса.

Заменяя $e^{-j\omega_k t} = \cos(\omega_k t) - j \sin(\omega_k t)$, можно получить:

$$X(j\omega_k) = \operatorname{Re}(\omega_k) + j \operatorname{Im}(\omega_k), \quad (3.9)$$

где:

$$\begin{aligned} \operatorname{Re}(\omega_k) &= \frac{2\Delta t}{T} \sum_{n=1}^{\frac{T}{\Delta t}} x(n\Delta t) \cos(\omega_k n\Delta t) \\ \operatorname{Im}(\omega_k) &= -\frac{2\Delta t}{T} \sum_{n=1}^{\frac{T}{\Delta t}} x(n\Delta t) \sin(\omega_k n\Delta t) \end{aligned} \quad (3.10)$$

Выражение (3.10) определяет конечное дискретное преобразование Фурье любого из сигналов $x(t)$, измеряемых в системе самолет-летчик (в том числе сигналы $e(t)$ и $c(t)$) на частоте ω_k . Действительную и мнимую части этого преобразования (Re и Im) называют коэффициентами Фурье. Оценки частотных

характеристик или описывающих функций элементов системы ЛА-летчик определяются через отношение соответствующих преобразований Фурье.

Созданное программное обеспечение для определения широкого круга характеристик системы самолет-летчик используется при проведении исследований задач ручного управления.

Если вычисление $W_{\text{Л}}$ на частотах ω_k требует вычисления двух преобразований Фурье от сигналов $e(t)$ и $c(t)$ на этих же частотах, то вычисление описывающей функции F значительно сложнее.

Частотная характеристика $F(j\omega)$, описывающая реакцию летчика на входной сигнал i , определяется выражением вида:

$$F(j\omega) = - \frac{c(j\omega) / i(j\omega) \Big|_{\omega_k} + c(j\omega) / d(j\omega) \Big|_{\omega_m}}{c(j\omega) / d(j\omega) \Big|_{\omega_m}}. \quad (3.11)$$

Так как входящие в правые части этого уравнения частотные характеристики $c(j\omega) / i(j\omega) \Big|_{\omega_k}$ и $c(j\omega) / d(j\omega) \Big|_{\omega_m}$ определяются на разных частотах, то воспользоваться этим выражением можно только в том случае, если будет использована процедура интерполяции частотных характеристик на общие частоты.

Приведенный выше алгоритм определения значений описывающих функций летчика был реализован с помощью созданного программного обеспечения, а интерполяция результатов обработки экспериментальных данных проводится путем применения кубического сплайна.

3.1.2 Экспериментальные исследования по идентификации характеристик управляющих действий летчика

При проведении экспериментальных исследований использовался дисплей, на котором отображалась программная траектория в виде пространственного коридора, и плоскости, движущейся внутри этого коридора со скоростью ЛА [36, 37]. Изображение дисплея проецировалось на экран неподвижного пилотажного стенда МАИ, имеющего широкоугольную цифровую систему визуализации (рис. 3.6). На экране дисплея на движущуюся плоскость выводилась метка прогнозного угла визирования ε_{np} , которую летчик должен был совместить с центром прогнозного окна.



Рисунок 3.6 – Изображение дисплея на пилотажном стенде.

Передаточная функция самолета при выполнении задачи стабилизации высоты имеет следующий приближенный вид:

$$W_c = \frac{H(p)}{X_B(p)} = \frac{K}{p^2(p^2 + 2\zeta\omega p + \omega^2)}. \quad (3.12)$$

В случае, если перед летчиком ставилась задача отслеживания прогнозного угла визирования $\varepsilon_{pr} = \frac{\Delta H}{L} + \theta + \dot{\theta} \frac{T_{pr}}{2}$, то динамика объекта управления, и передаточная функция в этом случае принимает вид:

$$W_c = \frac{\varepsilon_{pr}(p)}{X_B(p)} = \frac{T_{np}p^2 + 2p + \frac{2}{T_{np}}}{2p^4 + 4\xi\omega p^3 + 2\omega^2 p^2}. \quad (3.13)$$

Программная траектория была сформирована в соответствии с полигармоническим сигналом $i(t)$, определенным в пп. 3.1.1. Предполагая, что движение самолета происходит с постоянной горизонтальной скоростью V , то переход от переменных (t, A) к переменным (X, H) происходил с учетом того, что:

$$\begin{cases} X = t \cdot V \\ H = A \end{cases}, \quad (3.14)$$

где t – время, A – амплитуда временного процесса, X – продольная координата, H – высота программной траектории.

В экспериментальных исследованиях участвовало 2 летчика и 3 оператора, имеющих многолетний опыт в проведении исследований на пилотажных стендах и оценивании пилотажных характеристик летательных аппаратов. Исследования проводились для различных динамических конфигураций объекта управления. Рассматриваемые в дальнейшем результаты были получены при $\xi = 0.6$, $\omega = 2.815 \text{ 1/сек}$, $T_{pr} = 0.7 \text{ сек}$.

По окончании каждого эксперимента записывались временные процессы сигналов $e(t)$, $c(t)$, $i(t)$ и $y(t)$. Затем проводилась идентификация коэффициентов Фурье каждого процесса на двух наборах частот, после чего, согласно аналитическим выражениям (3.6, 3.11), определялись частотные характеристики искомых элементов системы. После каждого эксперимента вычислялись частотные

характеристики $W_{\text{Л}}$, а также частотные характеристики описывающей функции F при различных значениях времени предвидения T_{preview} . Результаты представлены на рис. 3.7-3.10.

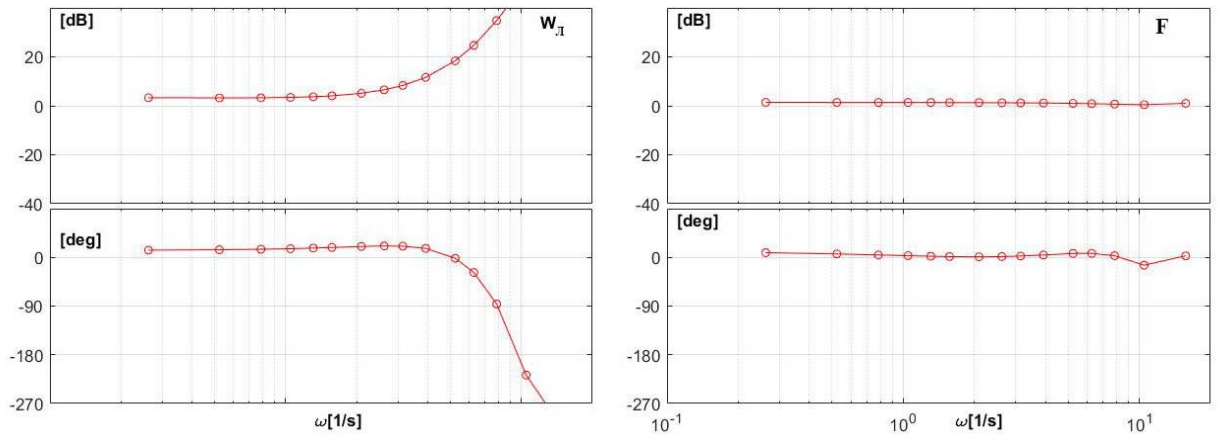


Рисунок 3.7 – $T_{\text{preview}} = 0 \text{ сек}$

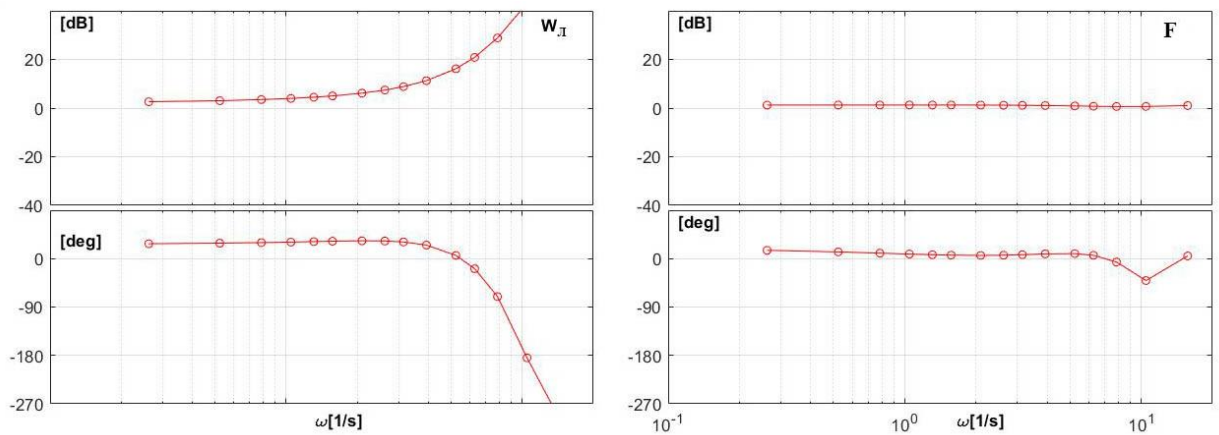
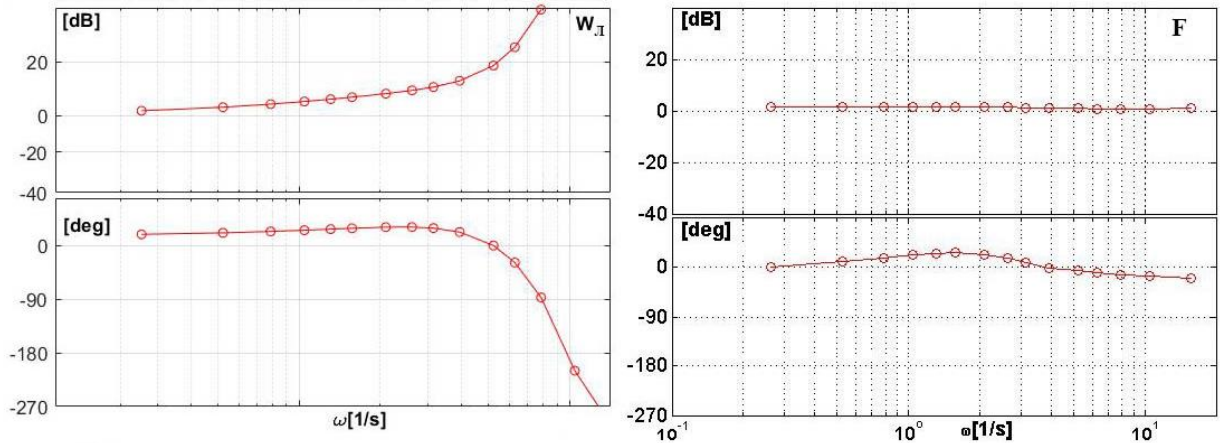
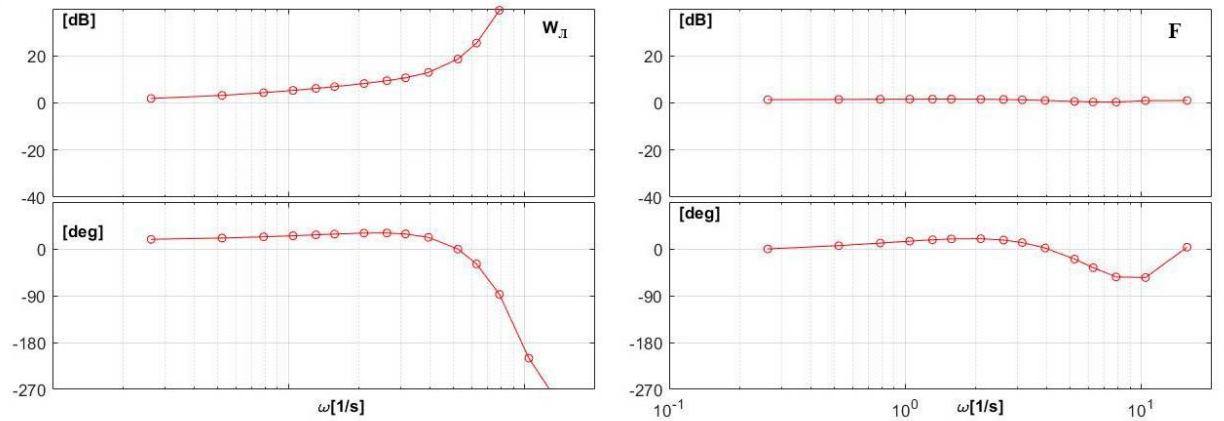


Рисунок 3.8 – $T_{\text{preview}} = 0,5 \text{ сек}$

Рисунок 3.9 – $T_{preview} = 2 \text{сек}$ Рисунок 3.10 – $T_{preview} = 3 \text{сек}$

По результатам таких исследований было отмечено, что описывающая функция W_L практически не меняется в зависимости от продолжительности времени предвидения, что указывает на постоянство характера поведения летчика во внутреннем контуре независимо от типа рассматриваемого дисплея. Таким образом, при математическом моделировании модель летчика во внутреннем контуре W_L может быть определена из условия того, что $F = 0$.

Что касается описывающей функции F , то в зависимости от времени предвидения характер этой частотной характеристики меняется. Ее поведение также отображено на рисунках 3.7-3.10. Из этих рисунков видно, что при увеличении времени предвидения с 0,5 сек до 2 сек, в фазовой характеристике

сильнее проявляется опережение, вводимое летчиком. При дальнейшем увеличении (до 3 сек) величина фазового опережения немного уменьшается, и появляется запаздывание в области высоких частот, что должно отрицательно сказаться на выполнении задачи летчиком. В Главе 2 также было показано существование оптимального значения времени предвидения $T_{preview}$.

В связи с тем, что изменение $T_{preview}$ не приводит к сколь-либо существенному изменению частотных характеристик $W_{\mathcal{L}}$, то выбор ее параметров может быть осуществлен без учета восприятия и коррекции летчиком информации о будущем входном сигнале.

3.2 Предположение о структуре блока восприятия летчиком информации о входном сигнале

Полученные выше результаты идентификации описывающих функций летчика $W_{\mathcal{L}}$ позволяют сделать предположение о структуре блока F , используемое в дальнейшем для математического моделирование системы самолет-летчик [38, 39].

3.2.1 Модель реакции летчика на входной сигнал в задаче преследования

Частотная характеристика описывающей функции летчика F , которая определяет реакцию летчика на воспринимаемую им информацию о входном сигнале, полученная в результате идентификации экспериментальным путем, дает возможность предположить о структуре этого блока, имеющий следующий вид:

$$F = \frac{K_0(T_1 p + 1)}{(T_2 p + 1)}. \quad (3.15)$$

Такая модель достаточно близко описывает результат экспериментальных исследований, приведенных на рис. 3.11.

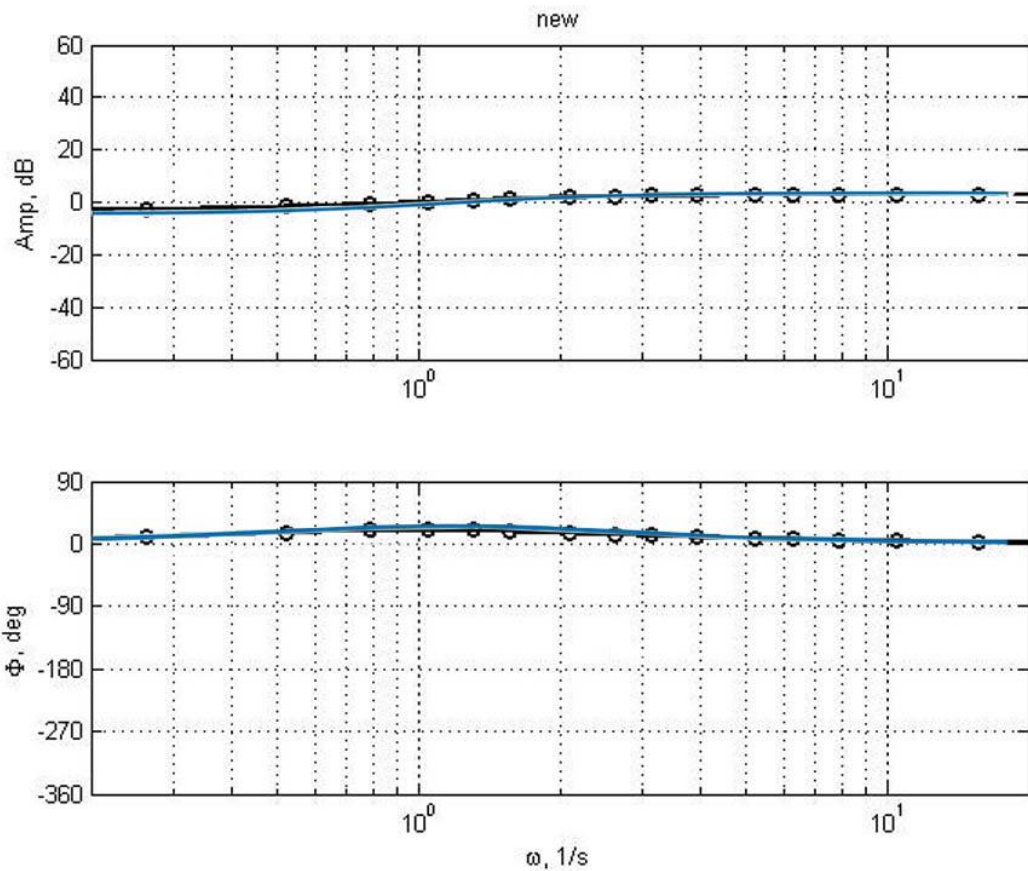


Рисунок 3.11 – Сравнение частотных характеристик, полученных экспериментально (■) и путем математического моделирования (■).

3.2.2 Модель реакции летчика на входной сигнал в задаче предвидения

В случае управления с предвидением, когда воспринимается информация о входном сигнале не только в текущий момент времени, но и на некотором будущем временном интервале, невозможно представить блок F в виде какой-либо передаточной функции. В этой связи, было введено предложение о том, что летчик воспринимает характер изменения программной траектории, удаленной от прогнозного окна (рис. 2.11) на дальность $L_{preview}$ [37]. Поэтому дополнительный сигнал $\alpha(t)$ представляет из себя сумму двух сигналов $\alpha(t) = \alpha_1(t) + \alpha_2(t)$, где $\alpha_2(t)$

- реакция летчика на программную траекторию, отображаемую на экране на отрезке времени $(t_0; t_0 + T_{preview})$, а $\alpha_1(t)$ - реакция летчика на входной сигнал в текущий момент времени $i(t_0)$.

В работе предложено разбить отрезок времени $(t_0; t_0 + T_{preview})$ на несколько временных интервалов одинаковой продолжительности. При этом программная траектория заменялась кусочно-линейными отрезками (см. рис. 3.12), наклон каждого из которых равен $\frac{[i(t + n\Delta t) - i(t + (n - 1)\Delta t)]}{\Delta t \cdot V}$.

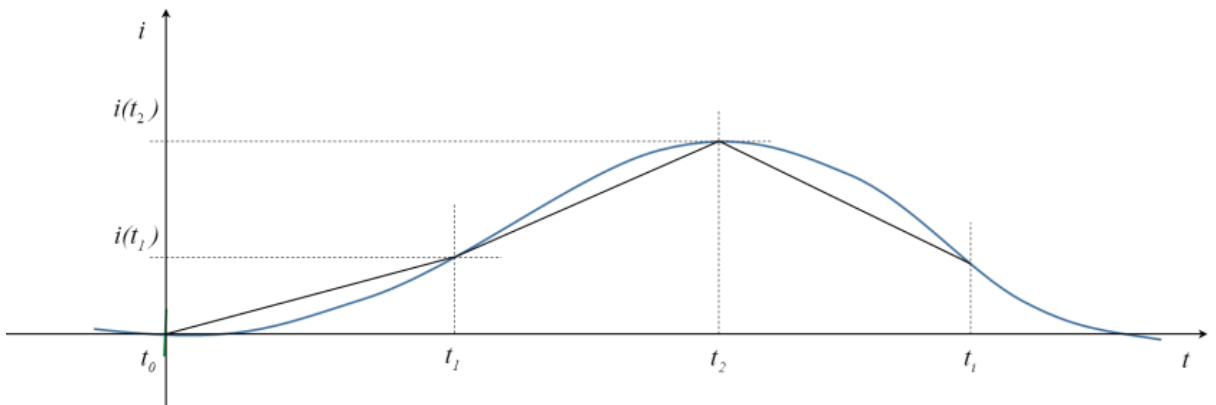


Рисунок 3.12 – Разбиение отрезка предвидения программной траектории

В работе также было введено предположение о том, что летчик воспринимает прогнозируемую траекторию, реагируя на наклон каждого из последовательных участков некоторой длины. Считалось, что они взвешиваются им в зависимости от удаления каждого из этих участков от прогнозного окна. Тогда сигнал $\alpha_2(t)$ представляется в виде следующей зависимости:

$$\alpha_2(t) = K_1 \frac{[i(t + \Delta t) - i(t)]}{\Delta t \cdot V} + K_2 \frac{[i(t + 2\Delta t) - i(t + \Delta t)]}{\Delta t \cdot V} + \dots \quad (3.16)$$

Этот сигнал по сути является взвешенной суммой наклонов траекторий $i(t)$ на участках одинаковой длины $\Delta t \cdot V$, приведенных на рис. 3.12 и определяет процесс восприятия летчиком будущей программной траектории. Весовые коэффициенты K_i ($i=1, 2, \dots, n$) определяют степень важности воспринимаемой летчиком

информации, находящейся на различном удалении от прогнозного окна. Путем перебора нескольких вариантов значений весовых коэффициентов, удалось получить результат математического моделирования (рис. 3.13), схожий по характеру и величине с результатом экспериментальных исследований (рис. 3.14), полученным в пп. 3.1.2, в процессе идентификации.

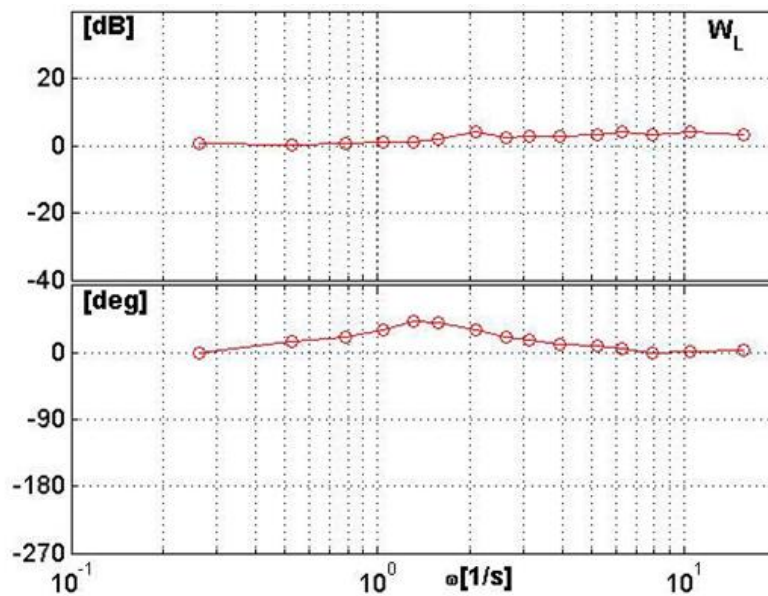


Рисунок 3.13 – Частотные характеристики, полученные путем математического моделирования.

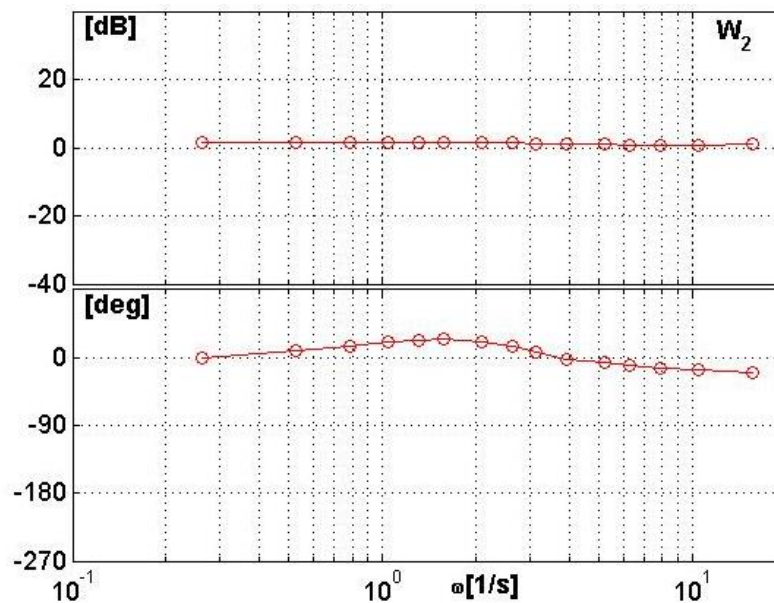


Рисунок 3.14 – Частотные характеристики, полученные путем экспериментальных исследований.

Полученный результат указывает на то, что такие значения коэффициентов могут быть определены. Методике выбора этих значений посвящен следующий раздел работы.

3.3 Математическое моделирование составляющих характеристик управляющих действий летчика

Как отмечалось выше, на характеристики описывающей функции $W_{\text{Л}}(j\omega)$ практически не влияет реакция летчика на входной сигнал, формируемая блоком $F(j\omega)$, поэтому выбор параметров $W_{\text{Л}}(j\omega)$ может быть осуществлен независимо от параметров блока $F(j\omega)$ путем моделирования компенсаторной системы самолет-летчик.

3.3.1 Выбор математической модели летчика во внутреннем контуре

В настоящее время в МАИ разработано алгоритмическое обеспечение для моделирования действий летчика в рамках трех подходов [35]:

- структурного;
- оптимального;
- нейросетевого.

В настоящей работе было проведено исследование по выбору такой модели, которая позволяет достигать наилучшего соответствия результатов математического и полунатурного моделирования. Несмотря на достаточно хорошее соответствие композиционной модели [40], построенной на базе нейросетевого подхода, результатам экспериментальных исследований, возможность ее использования в дальнейшем не рассматривалась ввиду необходимости значительного объема предварительных процедур (большая база

обучающих наборов, а также длительные вычислительные процессы) для ее корректной реализации.

а) Структурная модель управляющих действий летчика

Классическая модель описывающей функции летчика

Впервые структурная модель поведения летчика была предложена Д. Макруером [24, 41]. Им были разработаны несколько вариантов такой модели, отличающиеся точностью аппроксимации экспериментальных частотных характеристик в различных частотных диапазонах. Общим в этих моделях является наличие блока, описывающего адаптацию летчика к переменным задачи и так называемое «правило настройки», позволяющее выбрать параметры модели исходя из известных частотных методов синтеза. Одним из широко используемых вариантов такой модели является модель описывающей функции летчика «модель частоты среза», имеющая следующий вид:

$$W_{Л} = K_{Л} \frac{T_L j\omega + 1}{T_I j\omega + 1} e^{-p\tau} . \quad (3.17)$$

Макруером были предложены правила выбора параметров $K_{Л}$, $T_{Л}$, из условия соответствия частотной характеристики разомкнутой системы самолет-летчик модели частоты среза, а именно $W_{Л}W_C = \frac{\omega_c}{j\omega} e^{-j\omega\tau_e}$, где параметры ω_c и τ_e являются функциями от динамики объекта управления W_C и характеристик спектра входного сигнала. В работах [42] предложена другая процедура выбора этих параметров – процедура параметрической оптимизации, осуществляемая путем минимизации дисперсии ошибки отслеживания входного сигнала. При этом, помимо описывающей функции летчика, учитывалось и то, что в процессе пилотирования летчик вносит шум (ремнанту), спектральная плотность которой имеет вид:

$$S_{n_e n_e} = 0.01\pi \frac{\sigma_e^2 + \sigma_e^2 T_L^2}{1 + T_L^2 \omega^2}. \quad (3.18)$$

В качестве такой процедуры использовалась глобальная многопараметрическая оптимизация. В работах МакРуера показано, что настоящая модель и процедура выбора ее параметров дает хорошее соответствие в области частоты среза вычисляемых характеристик с теми, которые получаются в экспериментальных исследованиях для широкого круга объектов управления, а также передаточных функций, описывающих динамику самолета по углу тангажа.

Использование классической модели МакРуера (3.17) в задаче управления прогнозным углом визирования также показало достаточно хорошее соответствие получаемых результатов с результатами экспериментальных исследований (рисунок 3.15).

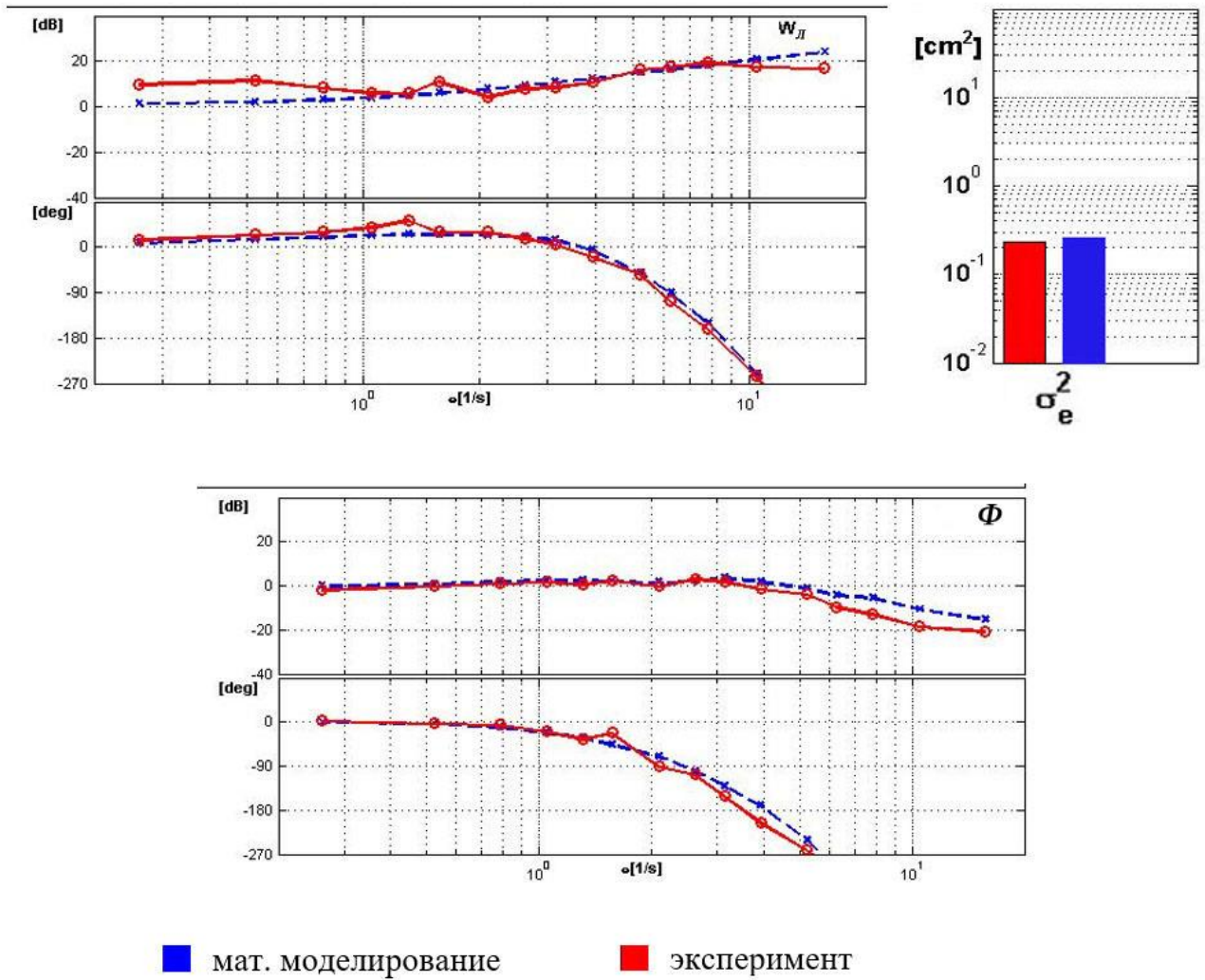


Рисунок 3.15 – Сравнение результатов мат. моделирования с использованием классической модели и результатов экспериментальных исследований

Структурная модель Хесса, ее модификация

Развитие модели Макруера, предложенное Р.Хессом [43], предполагает, что помимо реакции летчика на визуальную информацию, описываемой блоком $W_{виз}$, летчик реагирует и на пропрецептивную информацию, образуя дополнительный контур. В разработанной в МАИ модификации этой структурной модели, блок такой дополнительной коррекции обозначен как $W_{кc}$ (рис. 3.16).

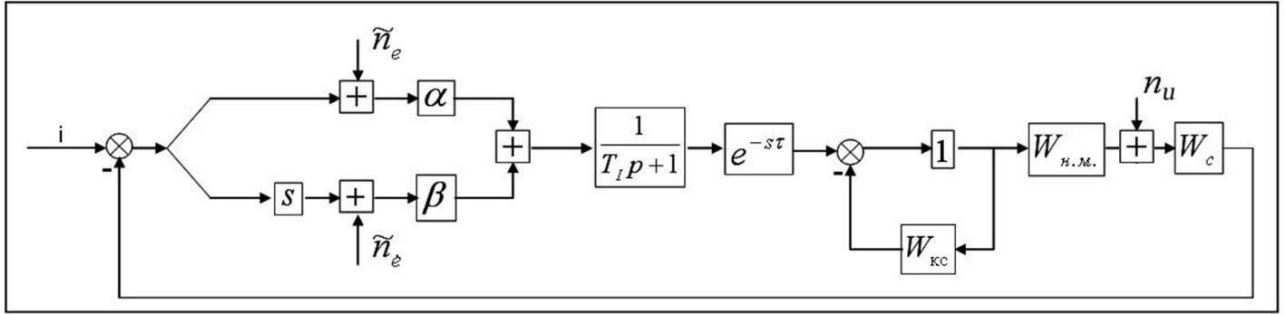


Рисунок 3.16 – Модифицированная модель Хесса.

Как видно, эта модель учитывает шумы наблюдения и моторный шум. Здесь модель адаптации визуальной информации соответствует модели Макруера (3.17):

$$W_{\text{виз}} = K_{\text{л}} \frac{T_L j\omega + 1}{T_i j\omega + 1} e^{-p\tau}; \quad K_{\text{л}} = \alpha, \quad T_L = \frac{\beta}{\alpha}, \quad (3.19)$$

блок, описывающий динамику нервномышечной системы вынесен из контура, образуемого летчиком при восприятии визуальной и кинестетической информации, а параметры блоков адаптации визуальной и кинестетической информации выбираются путем минимизации дисперсии ошибки слежения.

Модели спектральных плотностей шумов \tilde{n}_e и $\tilde{n}_{\dot{e}}$, учитывающие влияние зон нечувствительности, имеют вид [7]:

$$\begin{cases} S_{\tilde{n}_e \tilde{n}_e} = \pi K_{ne} \sigma_e^2 \\ S_{\tilde{n}_{\dot{e}} \tilde{n}_{\dot{e}}} = \pi K_{n\dot{e}} \sigma_{\dot{e}}^2 \end{cases}, \quad (3.20)$$

где $K_{ne} = \frac{0.01}{K_e^2}$, $K_{n\dot{e}} = \frac{0.01}{K_{\dot{e}}^2}$, а $K_e = \text{erf}\left(\frac{\Delta}{\sigma_e}\right)$ и $K_{\dot{e}} = \text{erf}\left(\frac{\Delta}{\sigma_{\dot{e}}}\right)$ – коэффициенты

статистической линеаризации.

Отнесение шумов \tilde{n}_e и $\tilde{n}_{\dot{e}}$ к сигналу e позволяет получить модель спектральной плотности ремнанты:

$$S_{n_e n_r} = 0.01\pi \frac{\frac{\sigma_e^2}{K_e} + \frac{\sigma_e^2 T_L^2}{K_e^2}}{1 + T_L^2 \omega^2}. \quad (3.21)$$

Остальными элементами блок-схемы, приведенной на рис. 3.2, являются:

- звено $e^{-p\tau}$, учитывающее запаздывание в восприятии информации ($\tau = 0.2$),

$$W_{kc} = \frac{K_n p^2}{T_n^2 p^2 + 2T_n p + 1} \quad (3.22)$$

- блок, характеризующий адаптацию летчика к кинестетической информации,

$$W_{н.м.} = \frac{\omega_{н.м.}^2}{p^2 + 2\xi_{н.м.} \omega_{н.м.} p + \omega_{н.м.}^2} \cdot \frac{1}{\frac{1}{\omega_{н.м.}} p + 1} \quad (3.23)$$

- динамика нейромышечной системы ($\omega_{н.м.} = 12$ 1/сек, $\xi_{н.м.} = 0.1$).

Спектральная плотность моторного шума определялась моделью вида:

$$S_{n_u n_u} = \rho_{0u} \sigma_u^2 + \sigma_{u0}^2, \quad (3.24)$$

где $\rho_{0u} = 0.03$, $\sigma_{u0}^2 = 0.0002$.

Выбор параметров модели управляющих действий летчика ($K_L = \alpha$, $T_L = \frac{\alpha}{\beta}$,

K_n , T_n) в реализованных модификациях структурной модели осуществляется путем минимизации дисперсии ошибки $\sigma_e^2 = \sigma_{e_n}^2 + \sigma_{e_i}^2$.

В случае пренебрежения моторным шумом выражение для дисперсии сигнала ошибки может быть получено путем решения системы уравнений

$$\begin{cases} \sigma_{e_i}^2 = \sigma_e^2(1 - K_{n_e} A) - \sigma_e^2 K_{n_e} T_L^2 A \\ \sigma_{\dot{e}_i}^2 = -\sigma_e^2 K_{n_e} B + \sigma_e^2(1 - K_{n_e} T_L^2 B) \end{cases}, \quad (3.25)$$

где:

$$\begin{cases} A = \int_{-\infty}^{\infty} \frac{|\Phi|^2}{1 + T_L^2 \omega^2} d\omega \\ B = \int_{-\infty}^{\infty} \frac{|\Phi|^2 \omega^2}{1 + T_L^2 \omega^2} d\omega \end{cases}. \quad (3.26)$$

Дисперсии составляющих ошибки, коррелированных с входным сигналом, определяются выражениями:

$$\begin{cases} \sigma_{e_i}^2 = \int_0^{\infty} S_{e_i e_i}(\omega) d\omega \\ \sigma_{\dot{e}_i}^2 = \int_0^{\infty} \omega^2 S_{e_i e_i}(\omega) d\omega \end{cases}, \quad (3.27)$$

где:

$$S_{e_i e_i}(\omega) = |\Phi_e(j\omega)|^2 S_{ii}(\omega) = \left| \frac{1}{1 + W_L W_C} \right|^2 S_{ii}(\omega), \quad (3.28)$$

$\Phi_e(j\omega)$ - описывающая функция замкнутой системы самолет-летчик по ошибке слежения, $S_{ii}(\omega)$ - спектральная плотность входного воздействия на систему самолет-летчик, $\Phi(j\omega)$ - описывающая функция замкнутой системы.

Решая систему (3.25), можно получить выражения для дисперсий полной ошибки, ее производной и составляющей ошибки слежения, определяемой шумом, вводимым летчиком:

$$\left\{ \begin{array}{l} \sigma_e^2 = \frac{\sigma_{e_i}^2(1 - K_{n_e} T_L^2 B) + \sigma_{e_i}^2 K_{n_e} T_L^2 A}{1 - K_{n_e} A - K_{n_e} T_L^2 B} \\ \sigma_{\dot{e}}^2 = \frac{\sigma_{e_i}^2(1 - K_{n_e} A) + \sigma_{e_i}^2 K_{n_e} B}{1 - K_{n_e} A - K_{n_e} T_L^2 B} \\ \sigma_{e_n}^2 = \frac{(\sigma_{e_i}^2 K_{n_e} + \sigma_{\dot{e}}^2 K_{n_e} T_L^2) A}{1 - K_{n_e} A - K_{n_e} T_L^2 B} \end{array} \right. , \quad (3.29)$$

Данная математическая модель управляющих действий летчика отличается от базовой тем, что в ней:

- использована иная процедура выбора параметров;
- введен в рассмотрение шум летчика, учитывающий эффект зоны нечувствительности восприятия ошибки и ее скорости, а также моторный шум;
- изменен блок формирования управляющих действий летчика (кинестетическая обратная связь не охватывает модель, описывающую нейромышечную систему);
- блок динамики нейромышечной системы дополнен апериодическим звеном, учитывающим запаздывание в области высоких частот.

Математическое моделирование, выполненное с использованием настоящей модели для объекта управления $\frac{\varepsilon_{np}}{X_B}$, позволило получить частотные характеристики летчика и замкнутой системы, а также дисперсии сигнала ошибки, приведенной на рис. 3.17. Сравнение этих характеристик с полученными в эксперименте показало хорошее совпадение в достаточно широком диапазоне частот.

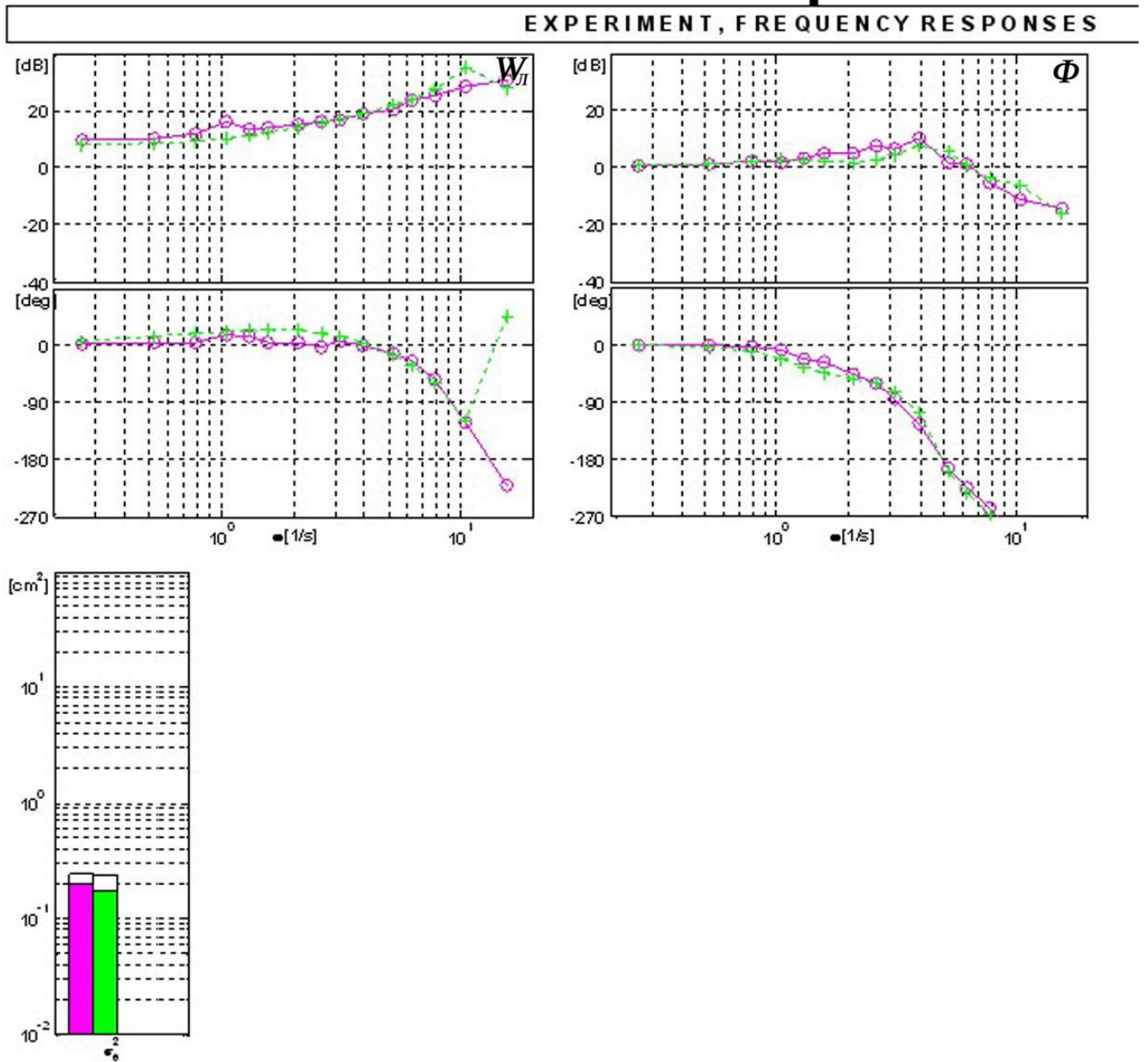


Рисунок 3.17 – Сравнение результатов мат. моделирования с использованием модифицированной модели Хесса и результатов экспериментальных исследований

b) Оптимальная модель управляющих действий летчика

В основе оптимально-управляющей модели характеристик действий летчика, предложенной в [44], лежит предположение о том, что хорошо тренированный и заинтересованный оператор решает поставленную перед ним задачу управления способом, близким к оптимальному, в соответствии с квадратичным функционалом качества, а также с учетом свойств человека

психофизиологических ограничений. Модель получила достаточно широкое распространение при анализе системы самолет-летчик. Оптимально управляющая модель характеристик действий летчика базируется на современной теории оптимальных систем, ее компьютерная реализация требует использования численных методов решения задач оптимального наблюдения, фильтрации и управления.

Предполагается, что динамика объекта управления может быть описана системой линейных дифференциальных уравнений:

$$\dot{X} = Ax + Bu + Ew, \quad (3.30)$$

где x – вектор фазовых координат, u – вектор управления, w – вектор входного воздействия.

Выходная переменная Y представляет собой линейную комбинацию векторов x и u :

$$Y = Cx + Bu. \quad (3.31)$$

Летчик с задержкой воспринимает «зашумленный» вектор Y :

$$Y_{\text{л}} = Y(t - \tau) + V_y(t - \tau). \quad (3.32)$$

Шум наблюдения моделируется «белым» шумом с интенсивностью V_y , где:

$$V_{y_i} = \frac{\rho_{y_i}}{f} \frac{\sigma_{y_i}^2}{N(\sigma_{y_i}, T_i)^2}, \quad (3.33)$$

где $i = 1..k$, ρ_{y_i} – коэффициент шума в наблюдении, f – часть внимания уделяемого i -ой переменной, $0 \leq f \leq 1$, $N(\sigma_{y_i}, T_i)$ – функция, учитывающая пороги восприятия.

На рис.3.18 приведена структурная схема оптимально управляющей модели характеристик действий летчика. На основе этой модели можно получить

следующие характеристики системы самолет-летчик: дисперсии любой фазовой переменной системы, дисперсии переменной вектора управления и вектора индикации, значение минимизируемого функционала, частотные характеристики действий летчика, разомкнутой и замкнутой системы самолет-летчик.

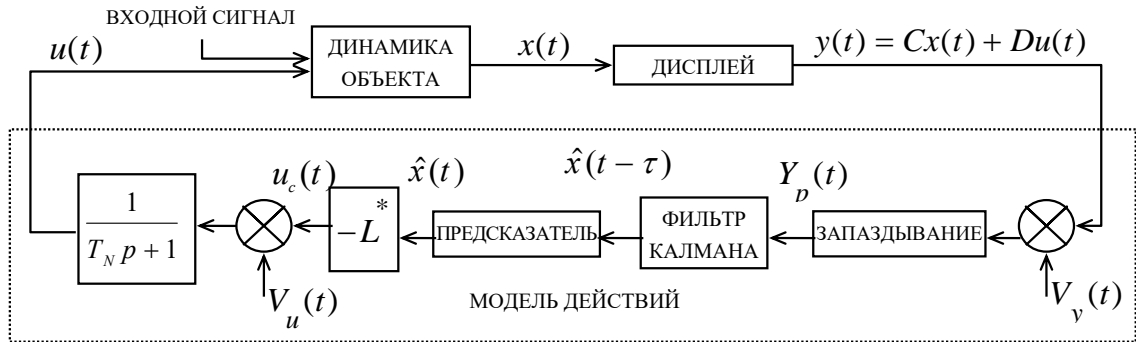


Рисунок 3.18 – Структурная схема оптимальной модели.

В данной работе все эти характеристики определялись с помощью соответствующего программного обеспечения. Это обеспечение является разработкой НИЛ ПССЛ МАИ и представляет собой комплекс из 60 программных модулей, каждый из которых решает определенную численную задачу. При программной реализации этих численных операций использовались как собственные разработки, так и международные библиотеки компьютерных программ SSP и IMSL.

Недостатками такого подхода к моделированию характеристик управляющих действий летчика является существенное опережение фазовой характеристики летчика в области низких частот, малые резонансные пики замкнутой системы по сравнению с результатами экспериментальных исследований (рис. 3.19), а также зависимостью результатов исследований от весовых коэффициентов функционала качества.

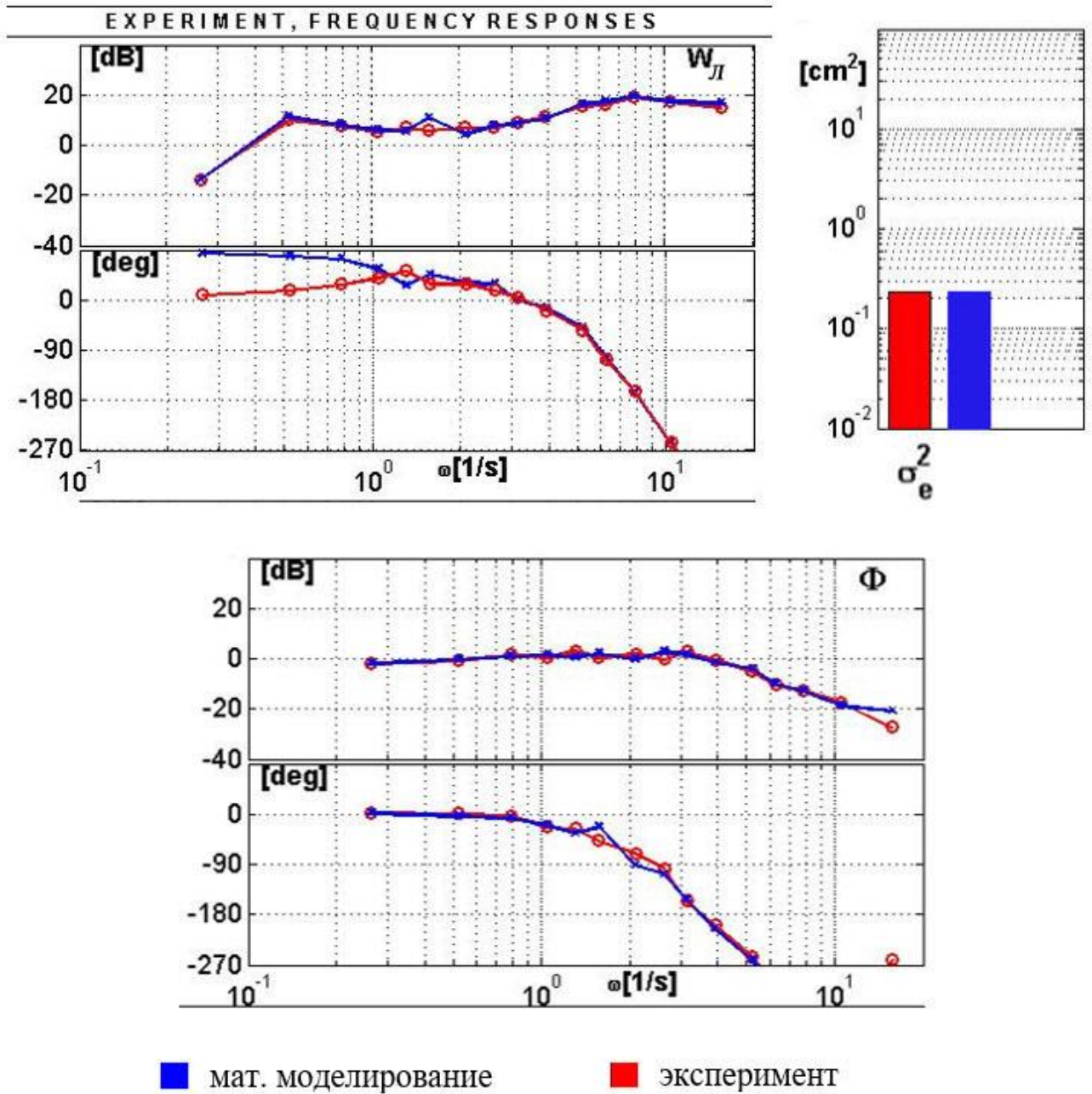


Рисунок 3.19 – Сравнение результатов мат. моделирования с использованием оптимальной модели и результатов экспериментальных исследований.

Сравнение основных вариантов моделирования (Таблица 3.1) характеристик управляющих действий летчика показало:

- модель, предложенная McRuer имеет хорошее соответствие вычисленных и полученных в эксперименте резонансного пика, полосы пропускания и точности,

однако частотная характеристика летчика отличается в области высоких частот от экспериментальных по причине того, что не учитывается нервномышечная связь;

- оптимальная модель имеет большие отличия частот в фазовой характеристике в низкочастотной области (неестественное опережение), резонансного пика и частоты среза;

- модифицированная структурная модель МАИ по всем параметрам наиболее близко совпадает с результатами, полученными в ходе экспериментальных исследований.

Таблица 3.1 – Сравнение основных вариантов моделирования

	Резонансный пик r , Дб	Частота среза ω_c , 1/сек	Полоса пропускания ω_{BW} , 1/сек	Дисперсия ошибки σ_e^2 , град ²
Эксперимент	8.53	3.046	3.25	0.26
Модель McRuer	7.32	3.32	3.71	0.24
Структурная модель МАИ	7.61	2.8	3.28	0.25
Оптимальная модель	4.42	2.19	2.61	0.26

В дальнейшем, для построения математической модели характеристик управляющих действий летчика, с учетом восприятия им информации о входном сигнале в задачах преследования и предвидения в качестве модели характеристик управляющих действий летчика во внутреннем контуре, описывающих его реакцию на сигнал $e^*(t) = e(t) + \alpha(t)$ была выбрана модифицированная структурная модель, поскольку она показала наилучшее совпадение с результатами экспериментальных исследований.

3.3.2 Построение математической модели летчика для задачи управления с предвидением

С учетом полученных выше результатов, на рис. 3.20 приведена общая структурная схема, описывающая действия летчика в задаче слежения с преследованием и предвидением. Здесь выходной сигнал $\alpha(t)$ с блока F , учитывающего восприятие летчиком информации о входном сигнале в текущий момент времени и на некотором будущем интервале времени, суммируется с сигналом ошибки $e(t)$ во внутреннем контуре.

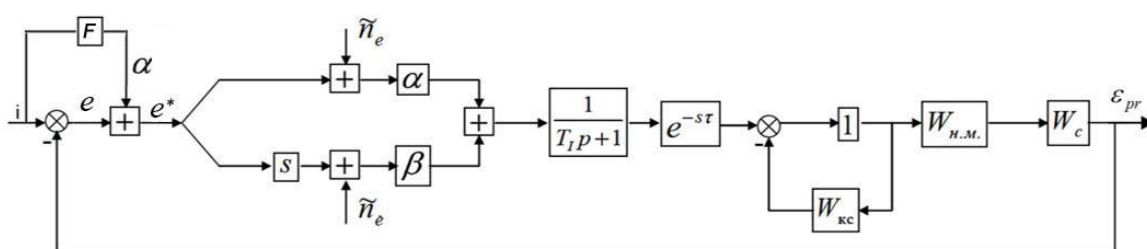


Рисунок 3.20 – Структурная схема модели действий летчика, используемой для решения задач преследования и предвидения.

В отличие от задачи компенсаторного слежения, сигналом ошибки, воспринимаемым во внутреннем контуре, является сигнал $e^*(t)$, а не сигнал $e(t)$, как в задаче компенсаторного слежения. Эта особенность является принципиальным отличием рассматриваемой системы, которая определяет необходимость модификации процедуры выбора параметров модели летчика.

3.3.3 Методика выбора параметров математической модели летчика

Следующим этапом в создании математической модели летчика при управлении с предвидением был выбор параметров, определяющих дополнительное восприятие летчиком входного сигнала. С учетом предложенной выше структуры блока F и способа его объединения со структурной моделью $W_{\text{л}}$ (рис. 3.21), а также предположения о том, что существуют оптимальные значения

параметров K_i, T_1, T_2 , их выбор осуществлялся путем минимизации дисперсии полной ошибки $I = \min \sigma_e^2$.

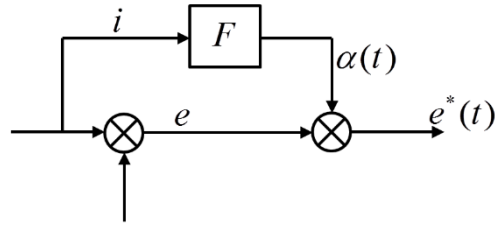


Рисунок 3.21 – Схема учета восприятия дополнительной информации о входном сигнале.

В случае рассмотрения задачи преследования, как указывалось в п. 3.2.1, модель блока F описывается следующим выражением:

$$F = \frac{K_0(T_1 p + 1)}{(T_2 p + 1)}. \quad (3.34)$$

Для рассматриваемого случая дисперсия полной ошибки σ_e^2 может быть найдена путём коррекции системы уравнений (3.25), применяемой при рассмотрении компенсаторной системы самолет-летчик и учитывающей модификацию структурной схемы системы самолет-летчик при введении дополнительного сигнала $\alpha(t)$. В этом случае выражение для сигнала ошибки имеет вид:

$$e = i - (iF + e + n_e^*)W_L W_C, \quad (3.35)$$

откуда:

$$e = i \frac{1 - FW_L W_C}{1 + W_L W_C} - n_e^* \frac{W_L W_C}{1 + W_L W_C}. \quad (3.36)$$

Поскольку $e^* = e + \alpha$, то выражения для этого сигнала принимает вид:

$$e^* = i \frac{1+F}{1+W_L W_C} - n_{e^*} \frac{W_L W_C}{1+W_L W_C}. \quad (3.37)$$

В этом случае дисперсия сигнала e^* определяется следующим образом:

$$\sigma_{e^*}^2 = \sigma_{e_i}^2 + 0.01 \sigma_{e^*}^2 \int_0^\infty \frac{|\Phi(j\omega)|^2}{1+T_L^2 \omega^2} d\omega + 0.01 \sigma_{e^*}^2 \int_0^\infty \frac{|\Phi(j\omega)|^2 T_L^2}{1+T_L^2 \omega^2} d\omega. \quad (3.38)$$

Аналогичным образом можно получить выражение для $\sigma_{\dot{e}^*}^2$:

$$\dot{e}^* = i \left(\frac{1+F}{1+W_L W_C} \right) j\omega - n_{e^*} \frac{W_L W_C}{1+W_L W_C} j\omega, \quad (3.39)$$

$$\sigma_{\dot{e}^*}^2 = \sigma_{\dot{e}_i}^2 + 0.01 \int_0^\infty \frac{\sigma_{e^*}^2 + \sigma_{\dot{e}^*}^2 T_L^2}{1+T_L^2 \omega^2} |\Phi(j\omega)|^2 (j\omega)^2 d\omega, \quad (3.40)$$

где $\sigma_{e_i}^2, \sigma_{\dot{e}_i}^2$ - дисперсии ошибки и ее производной, коррелированные с ВХОДНЫМ СИГНАЛОМ.

С учетом полученных выражений получим систему:

$$\begin{cases} \sigma_{e^*}^2 \left[1 - 0.01 \int_0^\infty \frac{|\Phi(j\omega)|^2}{1+T_L^2 \omega^2} d\omega \right] - \sigma_{\dot{e}^*}^2 \left[0.01 \int_0^\infty \frac{|\Phi(j\omega)|^2 T_L^2}{1+T_L^2 \omega^2} d\omega \right] = \sigma_{e_i}^2 \\ -\sigma_{e^*}^2 \left[0.01 \int_0^\infty \frac{|\Phi(j\omega)|^2 \omega^2}{1+T_L^2 \omega^2} d\omega \right] + \sigma_{\dot{e}^*}^2 \left[1 - 0.01 \int_0^\infty \frac{|\Phi(j\omega)|^2 T_L^2 \omega^2}{1+T_L^2 \omega^2} d\omega \right] = \sigma_{\dot{e}_i}^2 \end{cases}. \quad (3.41)$$

В этой системе подынтегральные выражения, входящие в правые части, соответствуют выражениям для дисперсии $\sigma_{e_i}^2, \sigma_{\dot{e}_i}^2$, имеющие вид:

$$\begin{cases} \sigma_{e_i}^2 = \frac{1}{\pi} \int_0^\infty S_{ii} \left| \frac{1+F}{1+W_L W_C} \right|^2 d\omega \\ \sigma_{\dot{e}_i}^2 = \frac{1}{\pi} \int_0^\infty S_{ii} \omega^2 \left| \frac{1+F}{1+W_L W_C} \right|^2 d\omega \end{cases}.$$

Решая систему уравнений (3.41) можно вычислить дисперсию полной ошибки, что делает возможным выполнение процедуры оптимизации параметров K_0, T_1, T_2 , определяющих блок F и обеспечивающих наилучшую точность выполнения задачи с минимальной ошибкой.

В случае же рассмотрения системы с предвидением, с учетом выбранной в п. 3.2.2 модели реакции летчика на входной сигнал, сигнал $\alpha(t)$ принимает вид:

$$\alpha(t) = \alpha_1(t) + \alpha_2(t), \quad (3.42)$$

где $\alpha_1(t)$ - выходной сигнал передаточной функции $\frac{K_0(T_1 p + 1)}{(T_2 p + 1)}$, параметры которого определяются в соответствии с приведенной выше методикой для системы слежения с преследованием, а сигнал $\alpha_2(t) = K_1 \frac{[i(t + \Delta t) - i(t)]}{\Delta t \cdot V} + K_2 \frac{[i(t + 2\Delta t) - i(t + \Delta t)]}{\Delta t \cdot V} + \dots$ является взвешенной суммой наклонов участков программной траектории.

Разработанная в МАИ методика выбора параметров модели летчика [27] применима для случая, когда все значения сигналов, необходимые для вычисления, определяются одновременно, а параметры W_{Δ} вычисляются на каждом шаге оптимизации путем вычисления несобственных интегралов А, В и дисперсии σ_i^2 (3.4). Т.к. в задаче слежения с предвидением для определения сигнала $\alpha_2(t)$ необходимо знание значений входного сигнала на разных интервалах его предвидения $\{i(t); i(t + \Delta t); i(t + 2\Delta t); i(t + 3\Delta t) \dots\}$, вычисление дисперсии ошибки требует разработки иного алгоритма. Это становится возможным при использовании в качестве входного сигнала временного процесса, и, решая задачу путем численного интегрирования, уравнений, описывающих систему самолет-летчик.

Для определения блока F , необходимо вычислить значения весовых коэффициентов K_i , формирующих сигнал $\alpha_2(t)$. Выбор коэффициентов K_i

осуществляется последовательно: в начале выбирается коэффициент K_1 путем минимизации дисперсии полной ошибки, затем коэффициент K_2 при выбранном значении K_1 . Аналогично осуществляется выбор коэффициентов K_3, K_4, K_5 , и т.д. Процедура выбора каждого из коэффициентов осуществляется в несколько этапов, рассмотренных далее.

На первом этапе процедуры задается начальное значение параметра K_1 , которое, с учетом определенных ранее K_0, T_1, T_2 , определяет блок F . Это позволяет вычислить сигнал $\alpha(t) = \alpha_1(t) + \alpha_2(t)$, где $\alpha_1(t)$ уже определено, а $\alpha_2(t) = K_1 \frac{[i(t + \Delta t) - i(t)]}{\Delta t \cdot V}$ (где Δt - интервал разбиения входного сигнала на линейно-кусочные участки в соответствии с рисунком 3.12 в пп. 3.2.2). Для этого вычислялись значение входного сигнала $i(t_0)$ в текущий момент времени t_0 , и, одновременно с ним, значение $i(t_0 + \Delta t)$, необходимые для вычисления сигнала $\alpha_2(t)$.

На втором этапе процедуры проводится численное интегрирование линейной части системы самолет-летчик в соответствии со структурной схемой, приведенной на рисунке 3.22, которое позволяет вычислить сигналы $(e_i^*$ и $\dot{e}_i^*)$, и, соответственно, дисперсии этих сигналов $\sigma_{e_i^*}^2$ и $\sigma_{\dot{e}_i^*}^2$.

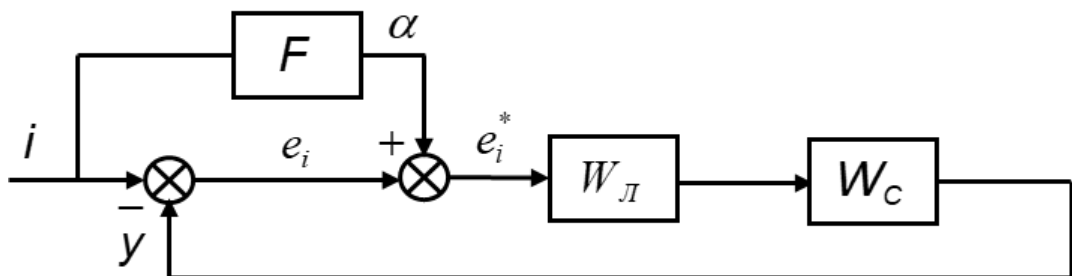


Рисунок 3.22 – Структурная схема системы для нахождения линейных составляющих дисперсии ошибки.

Значения величин $\sigma_{e_i}^2, \sigma_{e_i}^2$ необходимы для нахождения спектральной плотности шума, вводимого летчиком:

$$S_{n_e n_e} = 0.01\pi \frac{\sigma_{e_i}^2 + T_L^2 \sigma_{e_i}^2}{1 + T_L^2 \omega^2}. \quad (3.43)$$

На третьем этапе процедуры проводится повторное численное интегрирование системы самолет-летчик, но уже с добавлением шумовой составляющей (рисунок 3.23), спектральная плотность которой была вычислена на предыдущем этапе. Результатом данного шага становилось вычисление сигнала e^* и дисперсии полной ошибки σ_e^2

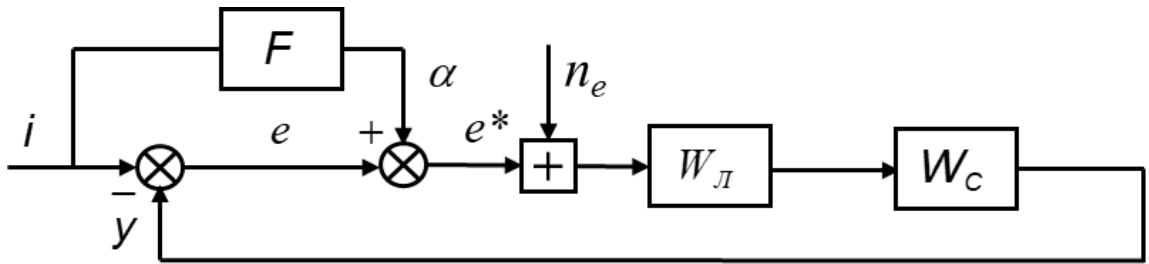


Рисунок 3.23 – Структурная схема системы для нахождения дисперсии полной ошибки.

На четвертом этапе, после нахождения дисперсии полной ошибки, проводится процедура её минимизации. Она основана на переборе значений параметра K_1 , и вычислении дисперсии полной ошибки, соответствующей каждому значению весового коэффициента (повторное выполнение с первого по третий шагов данной процедуры). В результате определяется минимальное значение σ_e^2 и, соответствующее ей, значение K_1 , которое определяет сигнал $\alpha_2(t)$, и, соответственно, блок F .

Последующие этапы процедуры оптимизации параметров модели блока восприятия летчиком информации о входном сигнале сводятся к добавлению очередного весового коэффициента ($K_2, K_3, K_4, и т.д.$), и, соответственно, к

добавлению слагаемого, входящего в состав сигнала

$$\alpha_2(t) = K_1 \frac{[i(t + \Delta t) - i(t)]}{\Delta t \cdot V} + K_2 \frac{[i(t + 2\Delta t) - i(t + \Delta t)]}{\Delta t \cdot V} + \dots$$

На каждом таком этапе вычислялось минимальное значение σ_e^2 и, соответствующее ей, значение весового коэффициента.

Результаты применения данной методики показали, что каждый коэффициент K_i имеет оптимальное значение, соответствующее минимуму дисперсии ошибки. На рис. 3.24 в качестве примера приведено вычисление коэффициента K_3 .

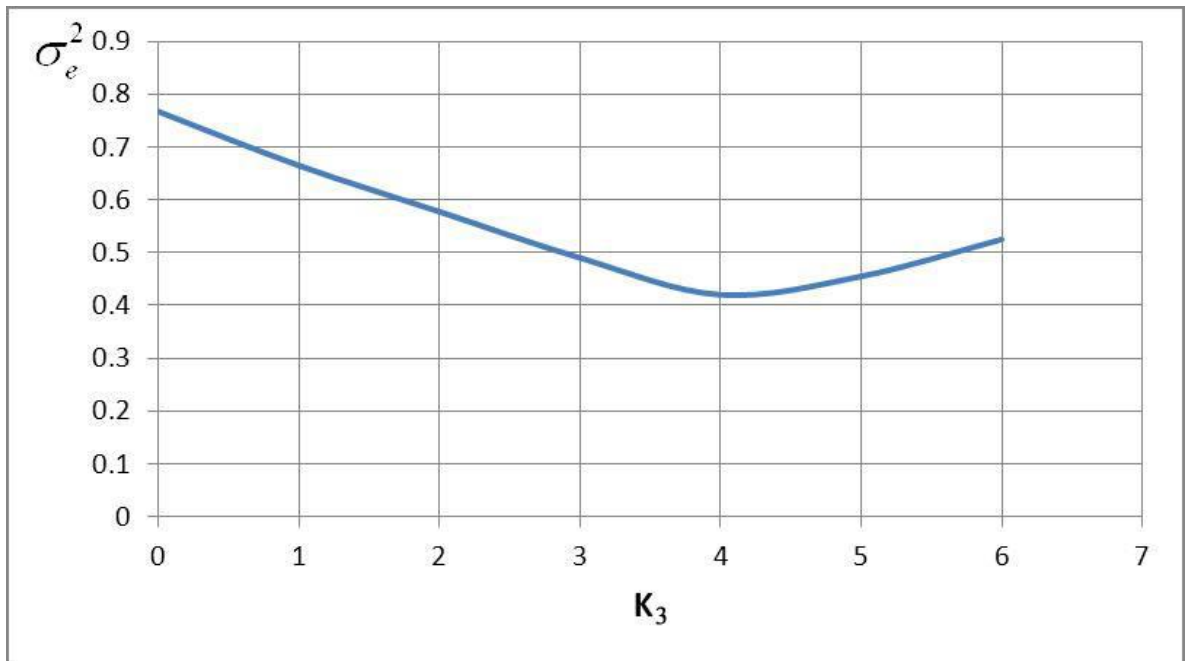


Рисунок 3.24 – Выбор значения коэффициента

В таблице 3.2 приведены полученные значения K_i , откуда видно, что не имеет смысла вводить в рассмотрение больше шести отрезков траектории. Дальнейшее увеличение отрезков характеризуется малыми значениями коэффициентов K_i , а следовательно, и их малой значимостью.

Таблица 3.2 – Значения весовых коэффициентов.

K_1	K_2	K_3	K_4	K_5	K_6	K_7
4	4.8	4.2	3.1	1.8	0.6	0.2

На рис. 3.25 приведена зависимость точности пилотирования от времени $T_{preview}$ для вычисленных значений K_i , откуда видно, что так же, как и в экспериментальных исследованиях (рис. 3.26), увеличение времени предвидения $T_{preview}$ приводит к значительному уменьшению дисперсии ошибки отслеживания текущего значения траекторного положения до величины $T_{preview} \cong 2.5$ сек. Дальнейший рост $T_{preview}$ не приводит к уменьшению ошибки, и даже вызывает некоторое ухудшение в точности пилотирования.

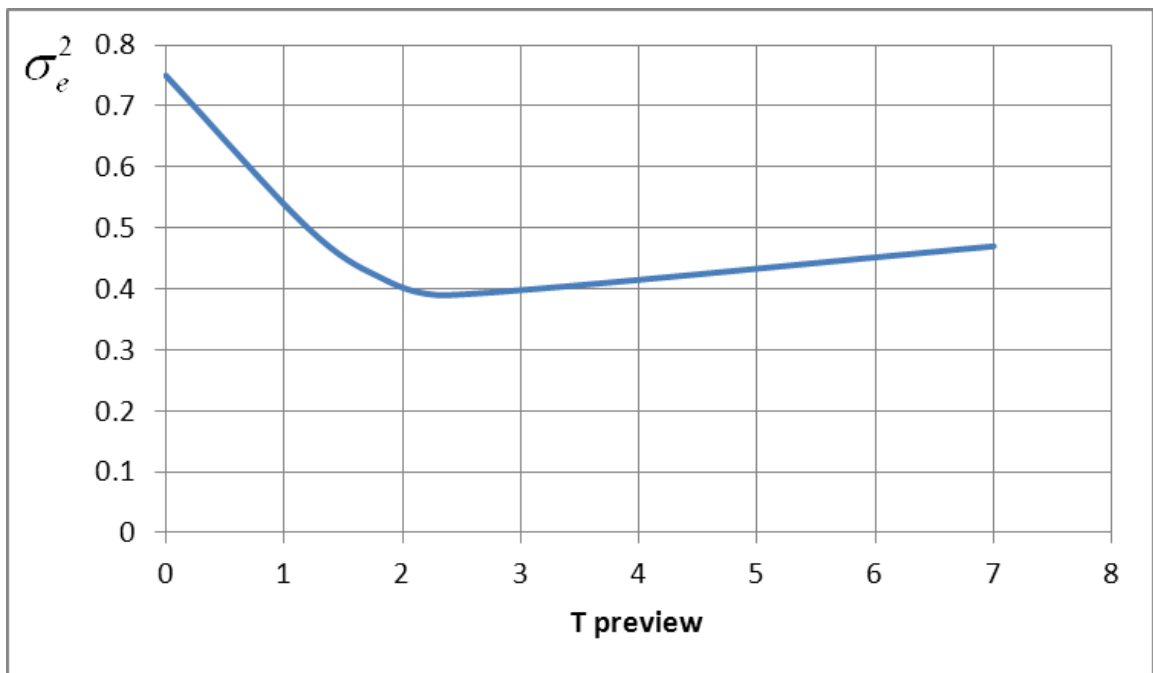


Рисунок 3.25 – Выбор времени прогноза путем математического моделирования

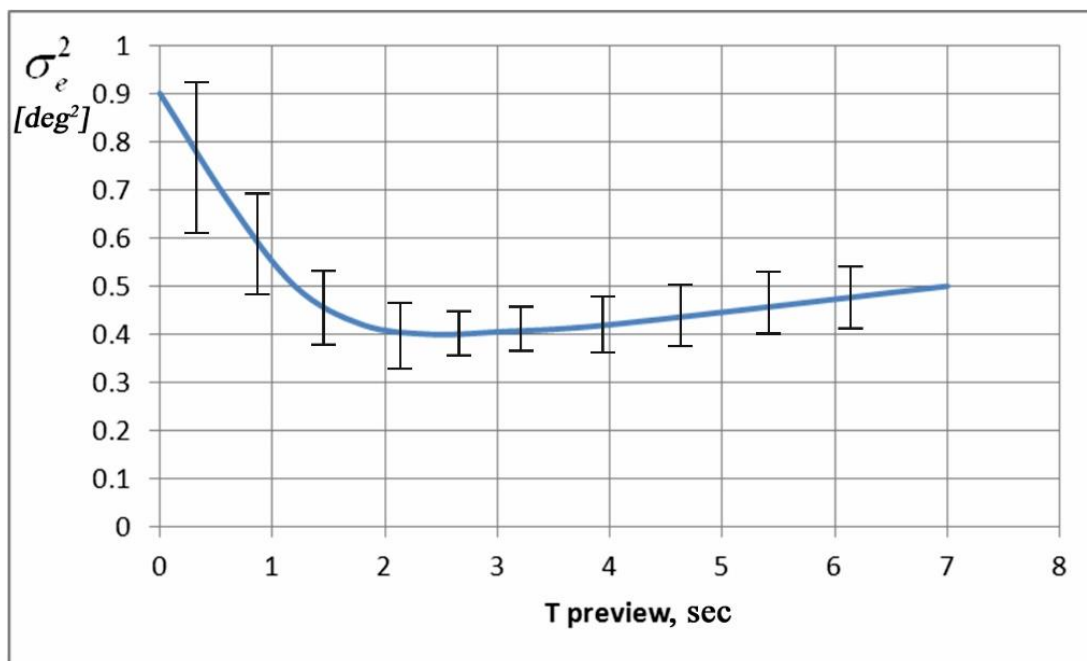


Рисунок 3.26 – Выбор времени прогноза путем экспериментальных исследований

Стоит отметить, что задачу преследования можно интерпретировать как задачу слежения с предвидением при условии, что $T_{preview} = 0 \text{ сек}$, т.е. в предположении, что летчик воспринимает входной сигнал только на текущий момент времени, без учета его дальнейшего развития. В этом случае методика решения задач слежения с преследованием и предвидением будет осуществляться с использованием единого алгоритма. Однако, если решать задачу управления с преследованием, то получение решения потребует значительных временных затрат, и в этой связи может быть более целесообразным использовать процедуру решения, базирующуюся на минимизации дисперсии ошибки, выполняемой в соответствии с выражениями (3.41).

ГЛАВА 4 Решение прикладных задач

Для современных высокоавтоматизированных самолетов характерным является повышенная тенденция самолетов к раскачке. Процент происшествий, случившихся из-за этого фактора с гражданскими высокоавтоматизированными самолетами в период с 1996 г. по 2010 г., составил 15% от общего числа происшествий, произошедших с этими самолетами. Эта тенденция характерна и для маневренной авиации, и связана, главным образом, с ограничениями на максимальные скорости приводов (отклонения рулевых поверхностей) при увеличении сигналов обратной связи. Как указывалось во введении, для того, чтобы избежать такое крайне опасное явление, в тракт управления современных самолетов устанавливают нелинейные префильтры, ограничивающие скорость перемещения летчиком рычага управления, что ухудшает динамические свойства самолета. Во второй главе настоящей работы было показано, что использование дисплея с предвидением программной траектории существенно уменьшает, по сравнению с компенсаторным дисплеем, скорости отклонения ручки управления самолетом, а, следовательно, сигнала, поступающего на привод. Таким образом, использование дисплея с предвидением может позволить исключить из контура дополнительные фильтры, и тем самым улучшить пилотажные характеристики. Влияние такого дисплея на скорости отклонения рулевых поверхностей летательного аппарата без учета фазового запаздывания в тракте управления, исследовалось в работе [46]. С целью компенсации фазового запаздывания в тракте управления, характерного для современных высокоавтоматизированных самолетов, в работе [47] предложено уточнить закон формирования директорных сигналов, передаваемых на экран дисплея.

В настоящей работе обобщены результаты этих исследований, полученных автором [36, 48], и показано, что предложенные способы компенсации ограничений на скорости отклонения рулевых поверхностей и фазовых запаздываний в тракте управления обеспечивают простейший характер действия летчика и наивысшую точность пилотирования.

4.1 Уточнение закона формирования директорных сигналов дисплея при наличии фазового запаздывания в тракте управления летательных аппаратов.

Характерной особенностью в динамике современных летательных аппаратов является значительное фазовое запаздывание, которое можно характеризовать звеном $e^{-p\tau}$. Для высокоавтоматизированных самолетов величина τ может достигать 0,15-0,25 сек. А для беспилотных летательных аппаратов, пилотируемых в телеоператорном режиме управления, величина τ может достигать 0,5-1,0 сек. Такие значения требуют от оператора использование его предельных возможностей, и делают процесс управления крайне опасным. В связи с этим, в работе предлагается способ компенсации фазового запаздывания путем модернизации директорного сигнала, отображаемого на экране дисплея с предвидением.

С учетом предложенной в Главе 1 индикации прогнозного угла визирования самолета, в динамике которого отсутствует фазовое запаздывание, выражение для $\varepsilon_{пр}$ имеет вид:

$$\varepsilon_{пр} = \frac{\Delta H}{L} + \theta + \dot{\theta} \frac{T_{пр}}{2}. \quad (4.1)$$

При наличии запаздывания в тракте управления, выражение (4.1) трансформируется следующим образом:

$$\varepsilon_{пр} = \left(\frac{\Delta H}{L} + \theta + \dot{\theta} \frac{T_{пр}}{2} \right) e^{-\tau p}. \quad (4.2)$$

На рисунке 4.1 приведена частотная характеристика объекта управления по прогнозируемому углу визирования при $\tau = 0$ и $\tau = 0,18$ сек, где

$$W_c = \frac{K_c (T_{пр} p^2 + 2p + \frac{2}{T_{пр}})}{2p^4 + 4\xi\omega p^3 + 2\omega^2 p^2} e^{-\tau p}, \quad (4.3)$$

где $\xi = 0.6$, $\omega = 2.815$, $T_{pr} = 1.2$.

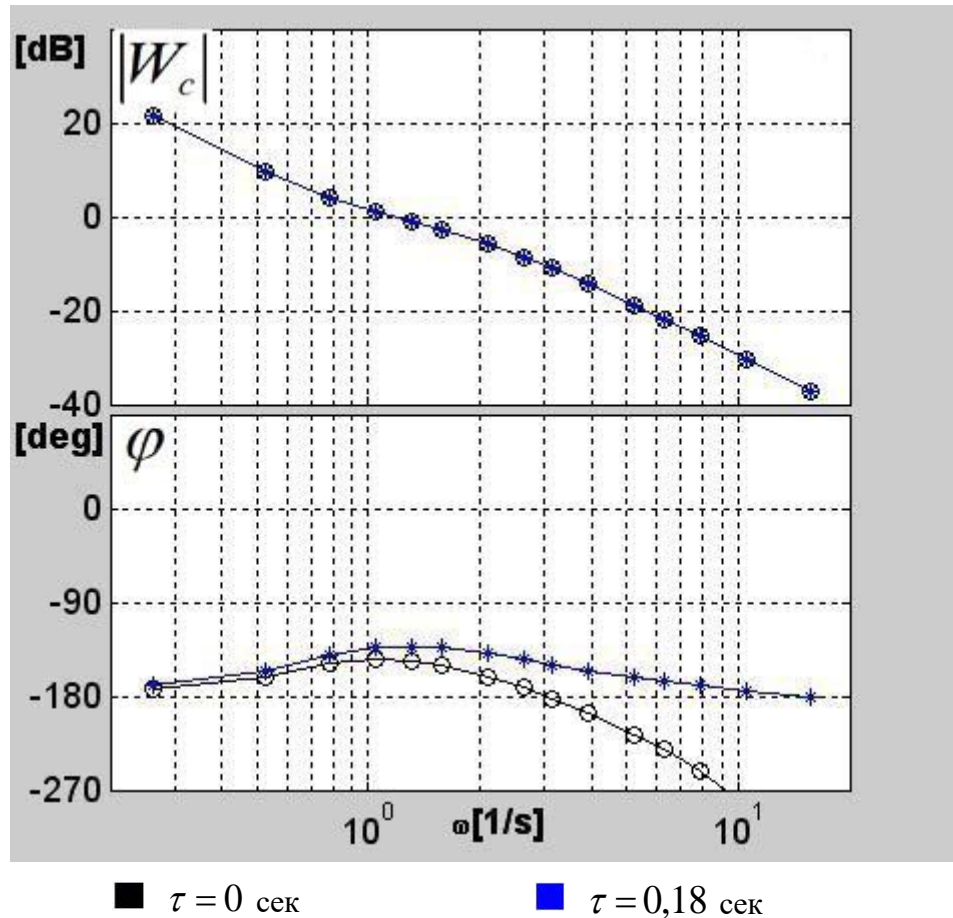


Рисунок 4.1 – Логарифмическая амплитудно-фазовая частотная характеристика объекта управления с запаздыванием в тракте управления

Математическое моделирование системы самолет – летчик (см. рис. 4.2), выполненное для этих двух случаев, показало, что дисперсия отслеживания текущей высоты при выполнении посадки при наличии в тракте управления самолетом запаздывания $\tau = 0,18$ возрастает в 3,6 раза.

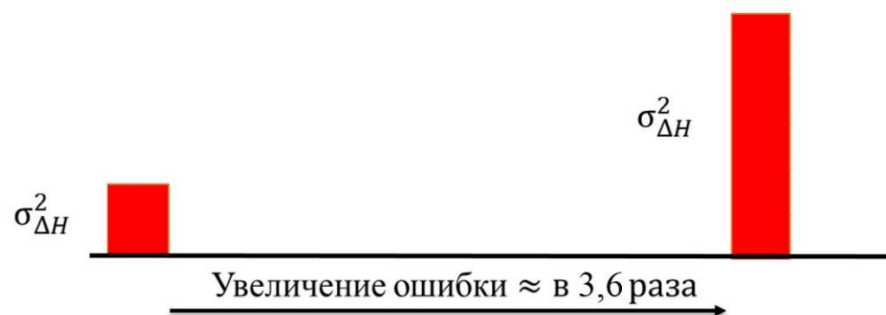


Рисунок 4.2 – Результаты математического моделирования

Отсюда следует, что наличие фазового запаздывания в тракте управления существенно ухудшает качество пилотирования, что требует модификации используемой системы отображения информации.

Одним из вариантов компенсации запаздывания является вычисление в бортовой вычислительной машине (БЦВМ) производной угла наклона траектории с использованием математической модели этой переменной $\dot{\theta}_M$, не учитывающей запаздывание в тракте управления (рис. 4.3).

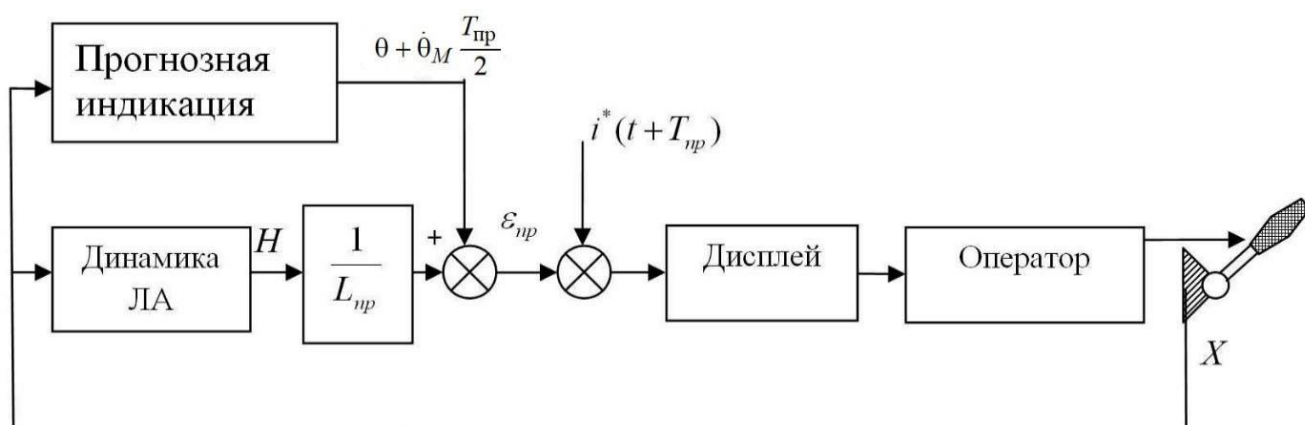


Рисунок 4.3 – Структурная схема системы самолет-летчик в случае компенсации запаздывания

В этом случае прогнозный угол $\varepsilon_{пр}$, передаваемый на экран:

$$\varepsilon_{пр} = \left(\frac{\Delta H}{L} + \theta \right) e^{-\tau p} + \dot{\theta}_M \frac{T_{пр}}{2}. \quad (4.4)$$

Здесь производная угла наклона траектории может быть вычислена в соответствии с передаточной функцией короткопериодического движения без учета запаздывания:

$$\frac{\dot{\theta}_M(p)}{X_\theta(p)} = \frac{K_\theta}{(p^2 + 2\xi\omega p + \omega^2)}, \quad (4.5)$$

где K_θ , ξ , ω – коэффициенты, являющиеся характеристиками короткопериодического движения самолета. Предполагается, что эти коэффициенты заранее известны, и что вычисление θ_M осуществляется в БЦВМ.

На рис. 4.4 приведено сравнение частотных характеристик объектов управления $\frac{\varepsilon_{np}(j\omega)}{X_B(j\omega)}$ в случае использования измеренных и вычисленных угла наклона траектории и его производной. Как видим, использование закона (4.4) позволяет существенно улучшить фазовую характеристику объекта управления, значение которой во всем частотном диапазоне превышает -180° .

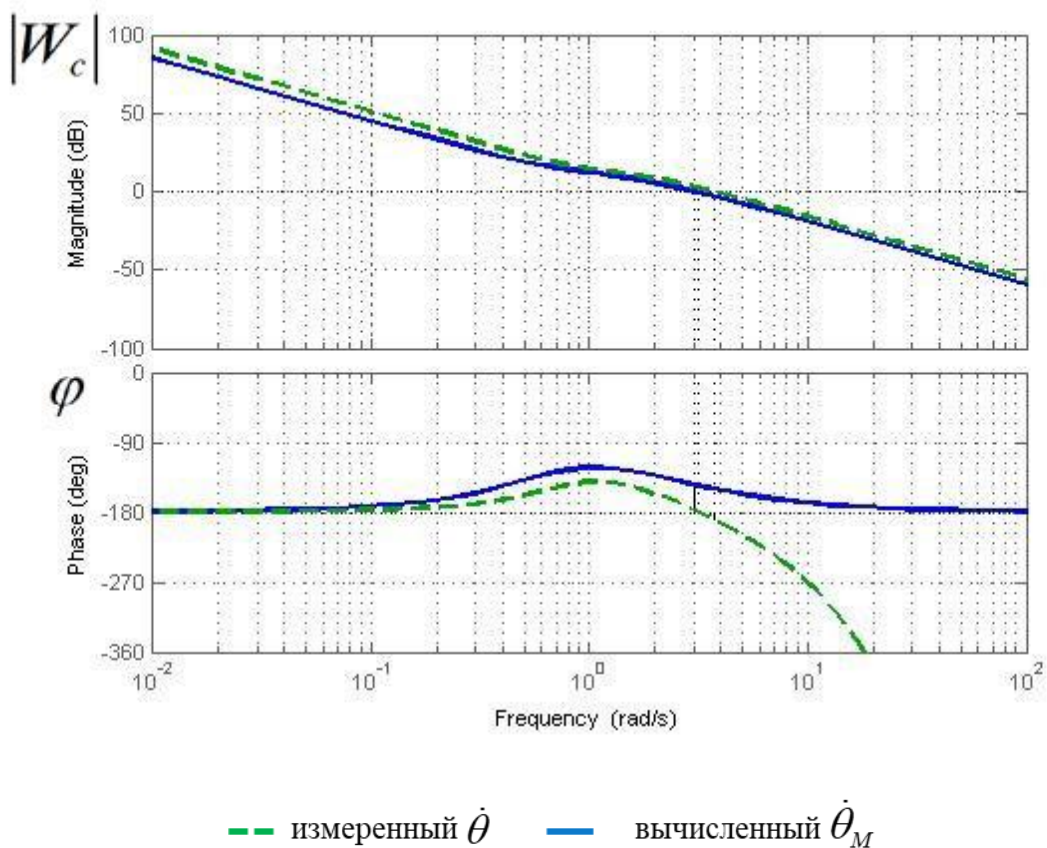


Рисунок 4.4 – Логарифмические амплитудно-фазовые частотные характеристики

Выбор времени прогноза, должен осуществляться путем минимизации ошибки отслеживания высоты полета, т.е. минимизацией дисперсии $\sigma_{\Delta H}^2$.

Точность отслеживания программной траектории оценивалась величиной дисперсии отклонений по высоте по формуле:

$$\sigma_{\Delta H}^2 = \frac{\sum_{i=1}^N (H_{i \text{ зад}} - H_i)^2}{N-1}, \quad (4.6)$$

где $H_{i \text{ зад}}$ - высота программной траектории в i -й момент времени, H_i - высота самолета в i -й момент времени, N – количество измерений.

Исследования показали, что для случая, когда летчик управляет углом визирования, при отсутствии временного запаздывания в тракте управления, оптимальное значение для обеспечения наилучшей точности отслеживания глissады составляет $T_{\text{пр}}=1,2$ сек. В случае же временного запаздывания $\tau = 0,18$ сек оптимальное значение $T_{\text{пр}}$, полученное для случая, при котором прогнозный угол $\varepsilon_{\text{пр}}$ определяется выражением (4.2), увеличивается до 2 сек. При этом дисперсия отклонения по высоте $\sigma_{\Delta H}^2$ увеличивается практически в 4 раза с $0,779 \text{ м}^2$ (при $\tau = 0$ сек) до $2,813 \text{ м}^2$ ($\tau = 0,18$ сек).

Для случая, когда угол $\varepsilon_{\text{пр}}$ определен в соответствии с выражением (3), математическое моделирование показало, дисперсия отклонения по высоте уменьшилась практически в 2,5 раза по сравнению со случаем, когда компенсации временного запаздывания не было предусмотрено (с $2,813 \text{ м}^2$ до $1,274 \text{ м}^2$) и амплитудно-фазовая частотная характеристика объекта управления близка к случаю, когда запаздывание в тракте управления отсутствует (рис. 4.5).

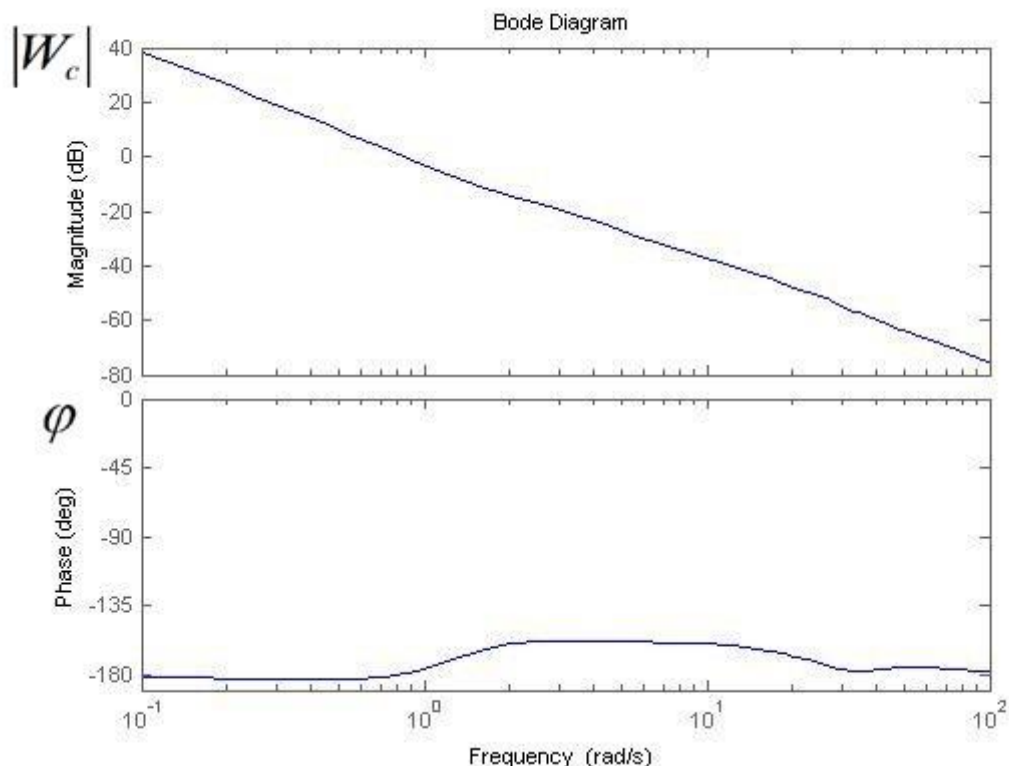


Рисунок 4.5 – Логарифмическая амплитудно-фазовая частотная характеристика в случае компенсации запаздывания

В связи с тем, что предложенный алгоритм требует знания математической модели объекта управления, в работе проводилась оценка влияния неточности её знания на эффективность использования прогнозного дисплея. В работе были проведены четыре серии экспериментов:

1. Эксперименты, в которых отсутствовало запаздывание в тракте управления;
2. Эксперименты, в которых для формирования прогнозной индикации, осуществляемой без компенсации запаздывания в тракте управления, использовались измеренные значения фазовых координат;
3. Эксперименты, в которых для формирования прогнозной индикации, с целью компенсации запаздывания в тракте управления, летчику демонстрировался прогнозный угол наклона траектории, где $\dot{\theta}_M$ была вычислена в бортовой цифровой

вычислительной машине с использованием математической модели, не учитывающей запаздывание в тракте управления;

4. Эксперименты, в которых для формирования прогнозной индикации, с целью компенсации запаздывания в тракте управления, летчику демонстрировался прогнозный угол наклона траектории, где $\dot{\theta}_M$ была вычислена в бортовой цифровой вычислительной машине с использованием математической модели, не учитывающей запаздывание в тракте управления. При этом, аэродинамические коэффициенты, используемые в модели летательного аппарата, отличались от реальных на 10-20% с целью имитации неточного знания динамики объекта управления.

Для первого варианта значение среднеквадратичного отклонения текущей ошибки при отслеживании высоты полета составила 1.12 м, для второго варианта – 3.17 м, а для третьего – 1.26 м и 1.84 м соответственно.

Видно, что неточность знания динамики математической модели самолета при вычислении прогнозного угла наклона траектории в БЦВМ (рис. 4.6), безусловно, сказывается на точности отслеживания высоты полета. Но, вместе с тем, даже при использовании неточной математической модели алгоритм компенсации запаздывания позволяет уменьшить $\sigma_{\Delta H}$ в 1.72 раза.

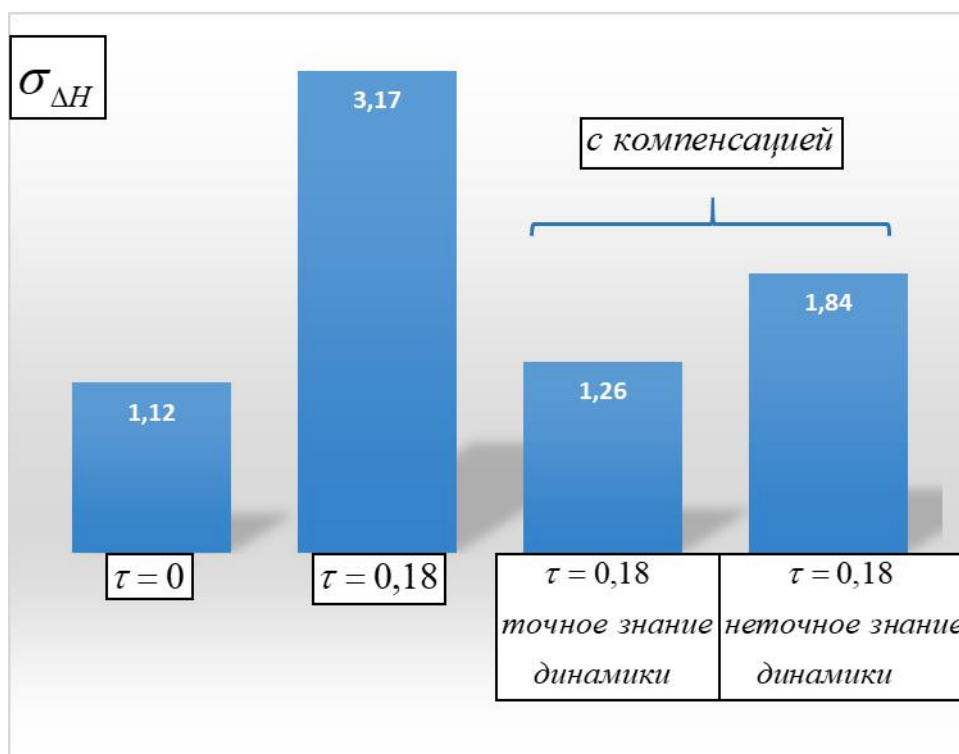


Рисунок 4.6 – Результаты экспериментальных исследований при сравнении вариантов с и без компенсации запаздывания в тракте управления ($\tau = 0,18$ сек)

Помимо современных самолетов, где фазовое запаздывание в тракте управления возникает в силу их высокой автоматизации, такой особенностью также обладают и беспилотные летательные аппараты, получившие в настоящее время широкое распространение. Это возникает в силу того, что управление ведется, в основном в телеоператорном режиме, и сигнал управления передается на большие расстояния, вплоть до передачи через ретранслирующие спутники. Постоянная времени запаздывания τ при таком управлении может достигать 1 сек. В связи с этим была проведена серия экспериментов для случаев, когда величина времени запаздывания в тракте управления достигает 0.5 сек и 1 сек. Результаты проведенных исследований приведены на рис. 4.7 – 4.8.

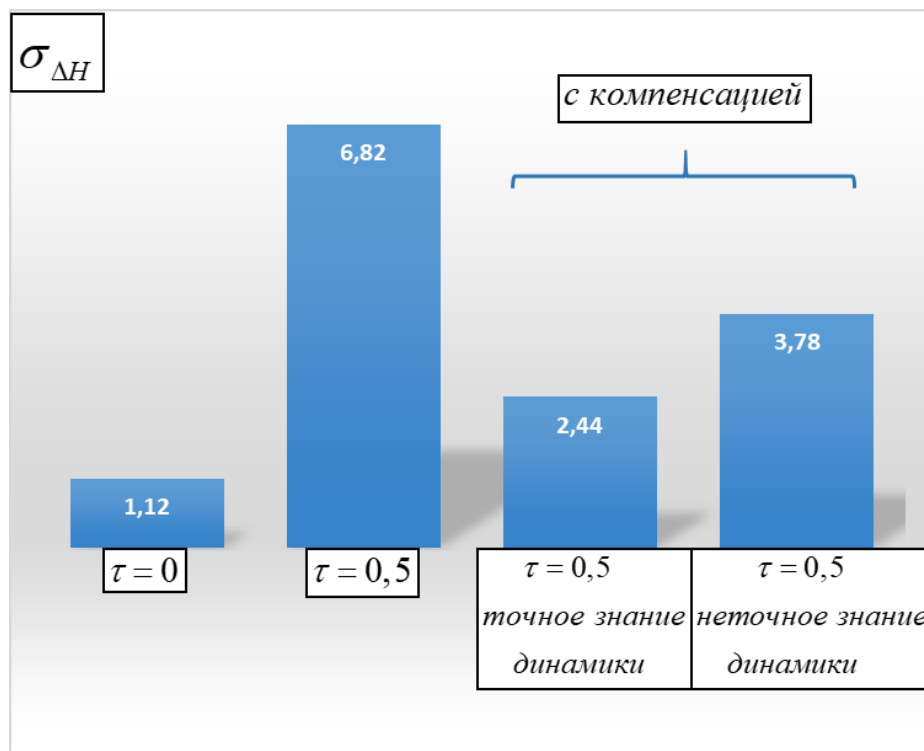


Рисунок 4.7 – Результаты экспериментальных исследований при сравнении вариантов с и без компенсации запаздывания в тракте управления ($\tau = 0,5$ сек)

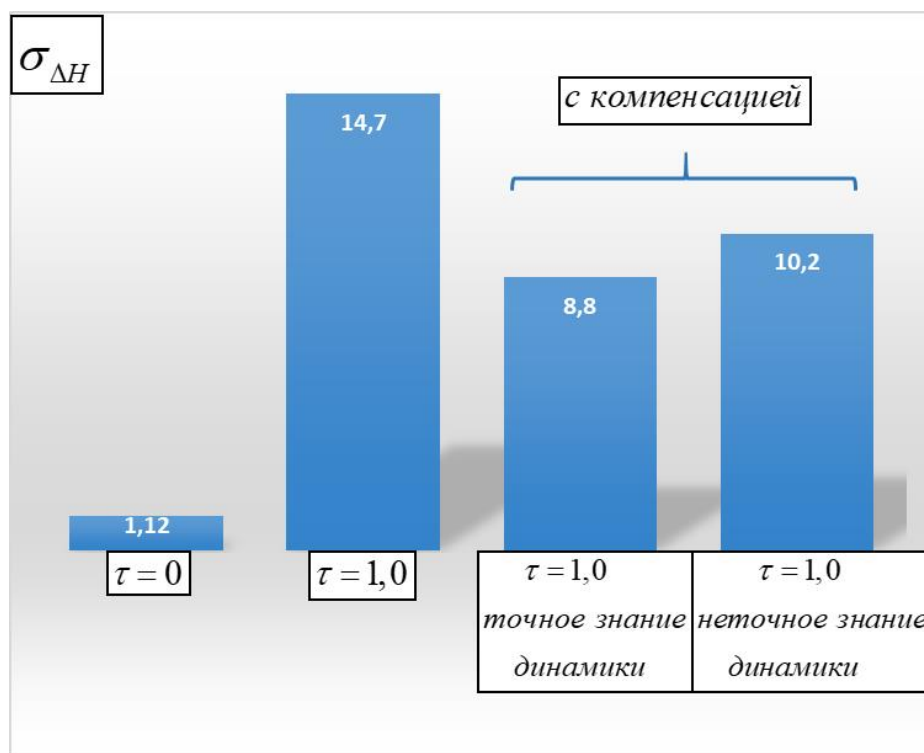


Рисунок 4.8 – Результаты экспериментальных исследований при сравнении вариантов с и без компенсации запаздывания в тракте управления ($\tau = 1$ сек)

Как видно из результатов, увеличение постоянной времени запаздывания τ до 0.5 сек приводит к картине, качественно схожей со случаем, когда $\tau = 0.18$ сек. Появление запаздывания влечет к увеличению среднеквадратичного отклонения ошибки отслеживания текущей высоты с 1.12 м до 6.82 м. Предложенный алгоритм компенсации запаздывания позволяет уменьшить данную величину до 2.44 м. Неточность в знании динамики летательного аппарата, необходимой для математического моделирования и вычисления требуемой координаты, также увеличивает $\sigma_{\Delta H}$ до 3.78 м, что почти в 2 раза меньше по сравнению со случаем отсутствия компенсации.

При увеличении времени запаздывания в контуре управления до 1 сек величина среднеквадратичного отклонения ошибки отслеживания текущей высоты достигает 14.7 м, что в 14 раз превышает ошибку, получаемую при управлении летательным аппаратом у которого запаздывание равно нулю. Использование алгоритма компенсации позволяет уменьшить эту величину до 8.8 м. При неточном знании динамики объекта управления среднеквадратичная величина $\sigma_{\Delta H}$ незначительно увеличивается до 10.2 м.

4.2 Выбор параметров дисплея и системы управления в случае проявления эффектов ограничения на максимальную скорость отклонения руля высоты.

В Главе 2 было показано, что использование прогнозного дисплея с предвидением приводит не только к улучшению точности пилотирования, но и к значительному уменьшению дисперсии отклонения рычагов управления. При этом также уменьшается скорость отклонения рычага управления. Из анализа результатов, приведенных на рисунках 2.14-2.15, среднеквадратичное отклонение скорости отклонения рычагов в случае, когда не отображался пространственный коридор, охватывающий программную траекторию за прогнозным окном, составляло $\sigma_{\dot{\delta}}=23,4$ град/сек. При переходе к выполнению задачи с предвидением, то есть при отображении такого коридора (представляющего будущее развитие программной траектории), $\sigma_{\dot{\delta}}$ уменьшается до 9 град/сек (рисунок 4.9).

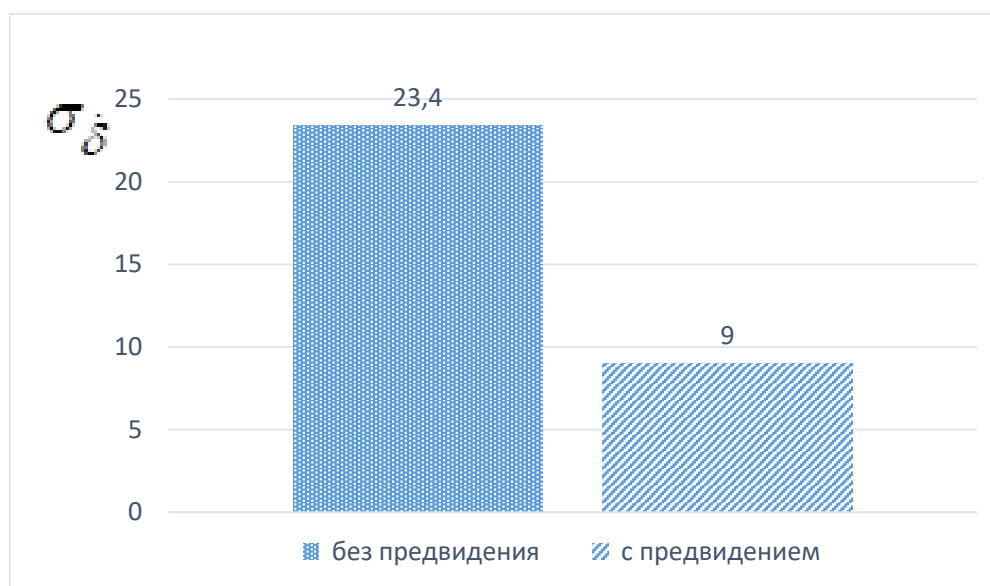


Рисунок 4.9 – Среднеквадратичное отклонение скорости отклонения рычагов

Как следствие, переход к выполнению задачи слежения с предвидением существенно уменьшает нагрузку летчика и, кроме того, даёт ещё один положительный эффект – снижение скорости отклонения рулевых поверхностей.

Такие особенности актуальны для самолетов, имеющих статическую неустойчивость, которая может быть причиной развития неустойчивости в системе самолет-летчик при ограничениях привода на максимальные скорости отклонения рулевых поверхностей. В этой связи, в настоящей работе предложен принцип уменьшения потребных скоростей отклонения летчиком ручки управления самолетом при выполнении задач точного управления путем использования индикации, позволяющей перейти от задачи компенсаторного управления к задаче пилотирования с предвидением.

С целью оценки эффективности использования прогнозного дисплея с предвидением в работе было проведено исследование при различных скоростях отклонения рулевых поверхностей $\dot{\delta}_{\max} = 60$ град./сек, $\dot{\delta}_{\max} = 30$ град./сек и $\dot{\delta}_{\max} = 15$ град./сек.

Приводимые ниже результаты получены для задачи облета самолетом рельефа местности.

Исследования проводились в 2 этапа. На первом этапе – математическое моделирование системы самолет-летчик, а на втором – экспериментальные исследования на пилотажном стенде.

4.2.1 Математическое моделирование с целью выбора параметров дисплея и системы управления самолета при различных $\dot{\delta}_{\max}$

В качестве входного сигнала была использована программная траектория и характеристики ее спектральной плотности, полученные в работе [34]. Способом построения программной траектории являлся синтез закона изменения перегрузки с учетом заданных ограничений и цифровой карты высот. Цифровая карта высот представляет собой набор координат опорных вершин рельефа местности. Полученная программная траектория облета рельефа местности представлена на рис. 4.10.

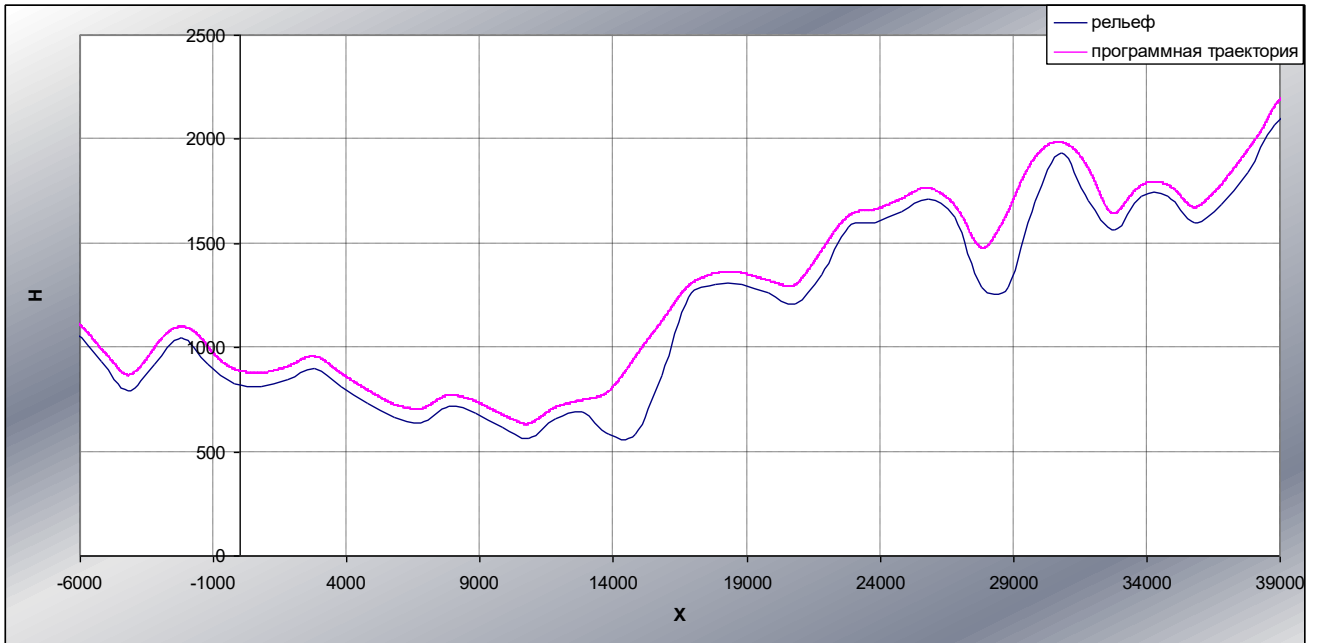


Рисунок 4.10 – Программная траектория облета рельефа местности

В работе исследовалась упрощенная модель привода, приведенная на рисунке 4.11. Здесь $K = 20$ 1/сек. В случае если входной сигнал для нелинейного элемента (ограничение) меньше δ_{\max} , то динамика привода описывается апериодическим звеном $W_{np} = \frac{1}{Tp + 1}$, $T = 0.05$ сек. В случае если входной сигнал превышает δ_{\max} , то при этом происходит искажение АФЧХ привода, увеличивается постоянная времени.

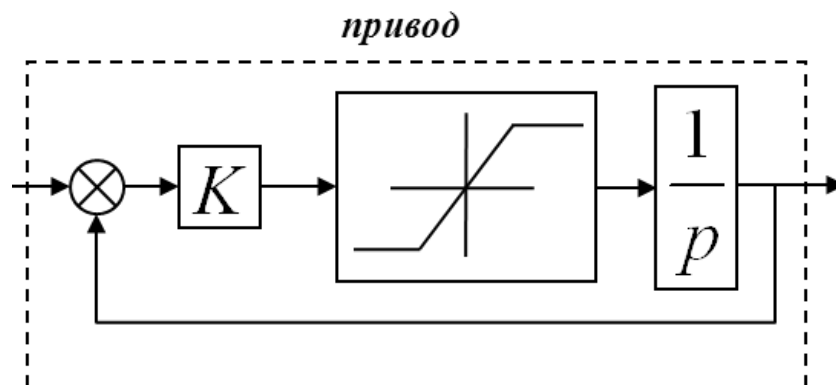


Рисунок 4.11 – Структурная схема модели привода.

Учет ограничений на максимальные скорости отклонения рулевых поверхностей при математическом моделировании системы самолет-летчик требует линеаризации нелинейного звена, описывающего такое ограничение методом статистической линеаризации.

На рис 4.12 приведена зависимость коэффициента статической линеаризации, зависящего от величины ограничения a и величины среднеквадратической ошибки отслеживания входного сигнала σ . В этом случае замена нелинейного звена (ограничение) на эквивалентный коэффициент соответствовал увеличению постоянной времени в модели привода. Эта процедура выполнялась в несколько итераций до тех пор, пока разница между значениями коэффициентов, соответствующих значению $\frac{a}{\sqrt{2} \cdot \sigma}$ на предыдущем и последующих шагах итерации, не будет соответствовать заданной точности.

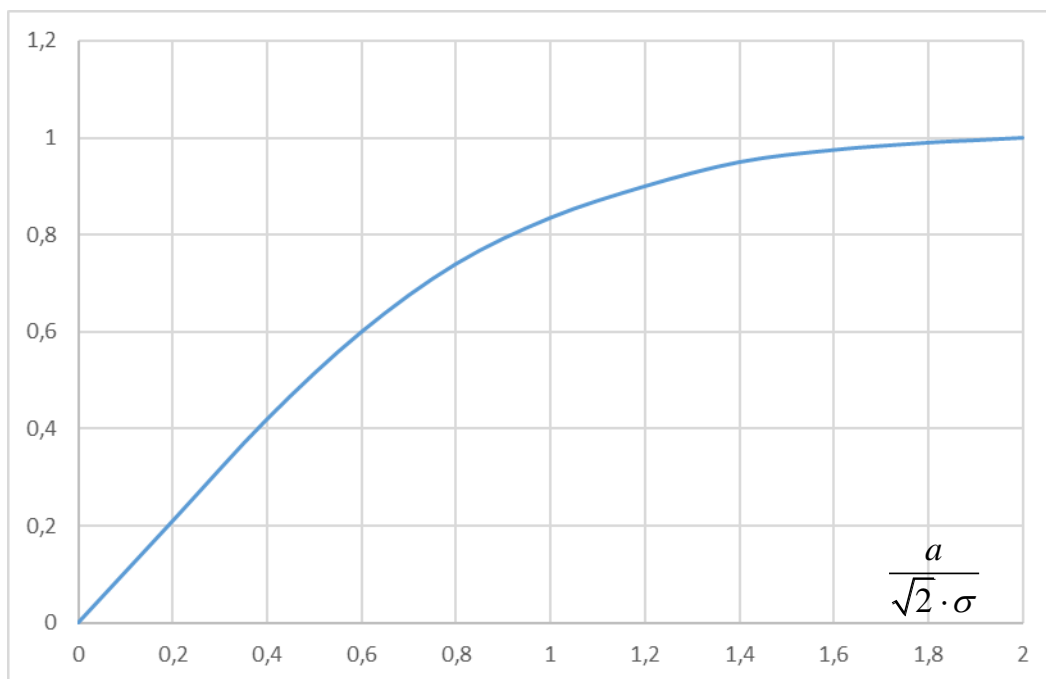


Рисунок 4.12 – Зависимость коэффициента статической линеаризации.

Для математического моделирования была использована структурная модель системы самолет-летчик, приведенная в Главе 3.

Как было упомянуто во введении, современный этап авиастроения характеризуется переходом на статически неустойчивые компоновки, в связи с чем становится обязательным наличие обратных связей в системе управления летательным аппаратом (рис. 4.13). Их использование требует значительных скоростей отклонения рулевых поверхностей.

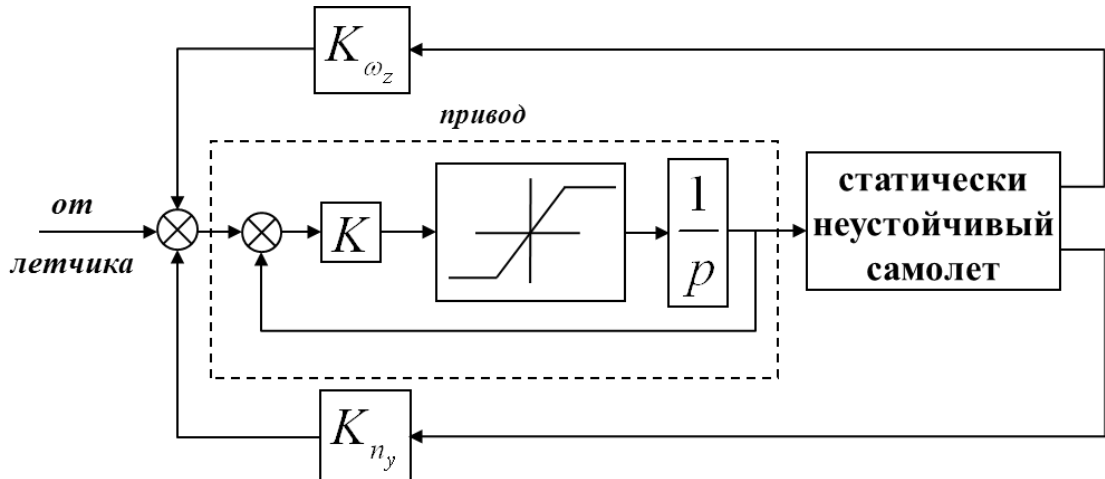


Рисунок 4.13 – Структурная схема системы полуавтоматического управления

В настоящей работе коэффициенты обратных связей (K_{ω_z} и K_{n_y}) по угловой скорости ω_z и перегрузке n_y вводились с целью трансформации динамики исходного статически неустойчивого самолета, передаточная функция которого:

$$W_C = \frac{\mathcal{G}}{\delta_B} = \frac{M_z^\varphi(p + \bar{Y}^\alpha)}{p(p^2 + 2\zeta\omega p + \omega^2)}, \quad (4.7)$$

где ($M_z^\varphi = 0,5$; $\bar{Y}^\alpha = 0,7$; $\omega^2 = -0,29$; $2\zeta\omega = 1$), в динамические конфигурации НР 2.1 или НР 5.1 (таблица 4.1) из базы данных Nave РЮ (Приложение Б).

Таблица 4.1 – Значения коэффициентов обратных связей для конфигураций НР 2.1 и НР 5.1

Конфигурация	K_{ω_z}	K_{n_y}
НР 2.1	4.14	1.59
НР 5.1	2.62	1

В связи с этим, математическое моделирование проводилось для конфигураций НР 2.1 и НР 5.1. Передаточная функция объекта управления по прогнозируемому углу визирования имела вид:

$$W_c = \frac{T_{np} p^2 + 2p + \frac{2}{T_{np}}}{2p^4 + 4\xi_k \omega_k p^3 + 2\omega_k^2 p^2}, \quad (4.8)$$

где ξ_k, ω_k - коэффициент демпфирования и собственная частота самолета, соответствующие исследуемой динамической конфигурации (Приложение А). С использованием рассмотренной ранее методики, в результате проведенного моделирования системы самолет-летчик было получено, что для динамической конфигурации НР 2.1 с учетом динамики привода и с ограничением на скорость отклонения руля высоты 60 град./сек., определенные в соответствии с методикой, описанной в Главе 3, рациональное время прогноза составляет 0.9 сек, при этом $T_{preview} = 2.4$ сек.

При использовании модели привода с ограничением на максимальную скорость отклонения рулевых поверхностей 30 град./сек., летчик более активно отклоняет рычаг управления, и, кроме того, значительно увеличивается ошибка выполнения задачи. В этой связи для того, чтобы исключить энергичные движения рычага управления при пилотировании необходимо увеличить время прогноза T_{np} и $T_{preview}$. Для максимальной скорости отклонения рулевых поверхностей, соответствующих $\dot{\delta}_{max} = 30$ град./сек, были вычислены оптимальные значения параметров дисплея: $T_{np} = 1,4$ сек, $T_{preview} = 2,7$ сек.

При уменьшении $\dot{\delta}_{max}$ до 15 град./сек. определение оптимальных параметров дисплея становилось невозможным, поскольку в ходе выполнения моделирования возникали неустойчивые процессы, которые прерывали процесс (на рис 4.14 представлена ошибка отслеживания программной траектории при выполнении задачи пилотирования).

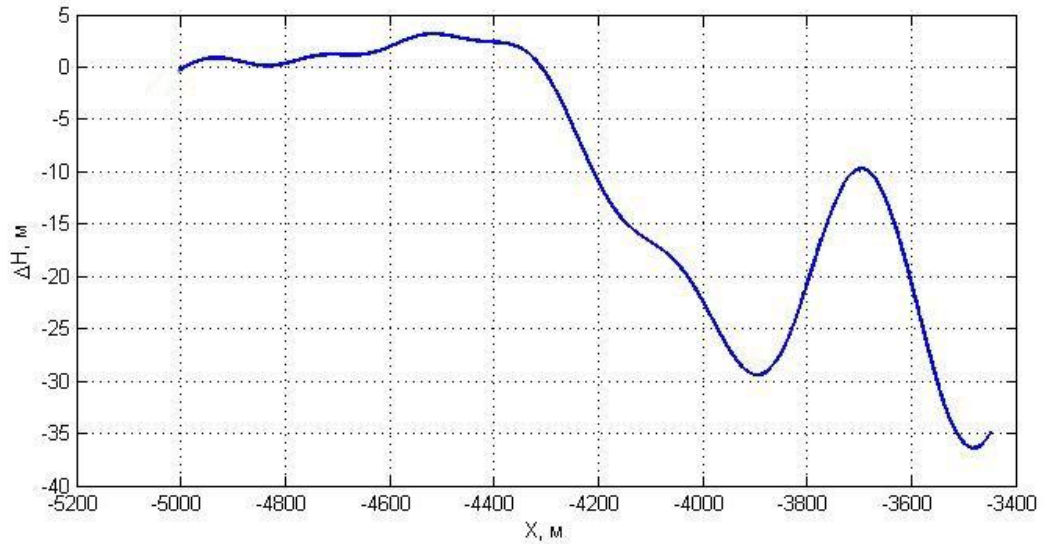


Рисунок 4.14 – Развитие неустойчивого процесса при отслеживании программной траектории

Поскольку использование объекта управления НР 2.1, который соответствовал статически неустойчивому самолету с большими коэффициентами в обратных связях, не обеспечивающими процесс управления в условиях уменьшения $\dot{\delta}_{\max}$ до 15 град./сек, то для выполнения поставленной задачи было предложено изменить динамические характеристики самолета путем уменьшения коэффициентов обратных связей, что соответствует переходу к объекту НР 5.1. Их уменьшение до значений, обеспечивающих динамическую конфигурацию НР 5.1, позволило, как показало математическое моделирование, даже при $\dot{\delta}_{\max} = 15$ град./сек устойчиво выполнять задачу пилотирования. Для этого варианта были определены оптимальные значения параметров дисплея $T_{np} = 1,9$ сек, $T_{preview} = 3,5$.

4.2.2 Экспериментальные исследования на пилотажном стенде по оценке эффективности использования индикации при ограничениях на максимальные скорости отклонения рулевых поверхностей

Экспериментальные исследования проводились на пилотажном стенде МАИ, обладающем высокими техническими характеристиками и позволяющем решать

широкий спектр задач исследований. Стенд имеет стереоскопическую систему визуализации с цифровым синтезом изображения, обеспечивающим углы обзора 180 градусов по горизонтали и 50 градусов по вертикали (рис. 4.15).



Рисунок 4.15 – Пилотажный стенд МАИ

В каждом из экспериментов программная траектория визуализировалась для летчика с помощью предложенной в работе системы отображения информации, включающей пространственных коридор, охватывающий программную траекторию и прогнозное окно, скользящее внутри коридора перед самолетом со скоростью, равной скорости полета, а также прогнозной меткой, которую летчик должен совмещать с центром прогнозного окна в процессе отслеживания заданной траектории движения.

В работе исследовались следующие варианты:

1. Динамическая конфигурация НР 2.1 с приводом, имеющим ограничения на скорости отклонения рулевых поверхностей 60 град./сек.;

2. Динамическая конфигурация НР 2.1 с приводом, имеющим ограничения на скорости отклонения рулевых поверхностей 30 град./сек.;
3. Динамическая конфигурация НР 2.1 с приводом, имеющим ограничения на скорости отклонения рулевых поверхностей 30 град./сек. и реконфигурированной системой отображения информации;
4. Динамическая конфигурация НР 5.1 с приводом, имеющим ограничения на скорости отклонения рулевых поверхностей 30 град./сек.;
5. Динамическая конфигурация НР 5.1 с приводом, имеющим ограничения на скорости отклонения рулевых поверхностей 30 град./сек. и реконфигурированной системой отображения информации;
6. Динамическая конфигурация НР 5.1 с приводом, имеющим ограничения на скорости отклонения рулевых поверхностей 15 град./сек. и реконфигурированной системой отображения информации.

Результаты экспериментальных исследований приведены на рис. 4.16.

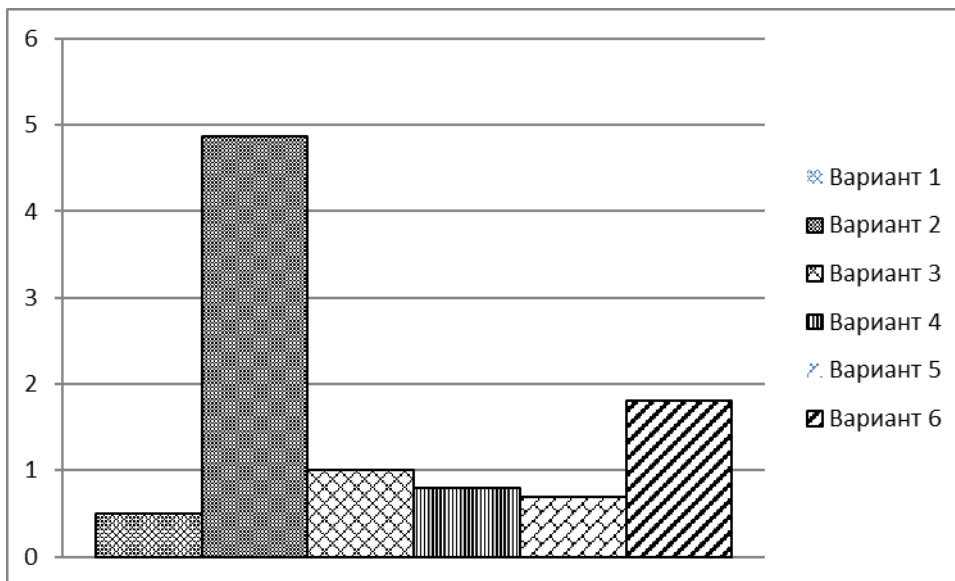


Рисунок 4.16 – Дисперсия ошибки отслеживания заданной для разных исследовавшихся вариантов

Точность отслеживания программной траектории для конфигурации НР 2.1 при ограничении скорости отклонения руля высоты - 60 град./сек. составляет $\sigma_{\Delta H}^2 = 0.5 \text{ м}^2$. При уменьшении скорости отклонения руля высоты до 30 град./сек.

происходит значительное ухудшение точности отслеживания программной траектории до $\sigma_{\Delta H}^2 = 4.86 \text{ м}^2$.

Увеличение времени прогноза с 0.9 секунд до 1.4 секунд и изменение времени предвидения с 2,4 секунд до 2,7 секунд позволяет получить значительное улучшение точности выполнения задачи $\sigma_{\Delta H}^2 = 1.0 \text{ м}^2$. Уменьшение коэффициентов обратных связей, трансформирующее исходную динамическую конфигурацию НР 2.1 в НР 5.1, также повышает точность отслеживания программной траектории, несмотря на то, что без учета ограничений на $\dot{\delta}_{max}$ эта конфигурация характеризуется худшей оценкой летчика по сравнению с конфигурацией НР 2.1. При этом ошибка отслеживания программной траектории составляет лишь $\sigma_{\Delta H}^2 = 0.8 \text{ м}^2$.

Одновременное изменение параметров системы отображения информации и системы управления позволяет дополнительно увеличить точность отслеживания программной траектории на 20% по сравнению со случаем, когда изменены лишь параметры системы полуавтоматического управления. Для данного варианта точность отслеживания программной траектории составляет $\sigma_{\Delta H}^2 = 0.7 \text{ м}^2$. Одновременное изменение параметров системы отображения информации ($T_{np} = 1,9 \text{ сек}$, $T_{preview} = 3,5$) и системы управления (переход с НР 2.1 на НР 5.1) позволяет производить точное управление при ограничениях скорости отклонения руля высоты 15 град./сек. При этом дисперсия отклонения вертикального положения самолета относительно программной траектории составляет $\sigma_{\Delta H}^2 = 1.8 \text{ м}^2$.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В диссертационной работе проведен комплекс исследований системы самолет-летчик в задачах управления с преследованием и предвидением программной траектории. Основными результатами работы являются:

1. Выявленные существенные различия в характеристиках управляющих действий летчика и системы самолет-летчик при слежении с предвидением по сравнению с компенсаторным слежением. В наибольшей степени это различие наблюдается при управлении сложными динамическими объектами, требующими от летчика введения значительных опережающих действий, а также при умеренных и значительных величинах ширины спектра входного сигнала ($\omega_i \geq 0,5$ 1/сек). В этом случае, при переходе от компенсаторной системы к системе с предвидением, дисперсия ошибки слежения уменьшается более чем в 2 раза. Также значительно уменьшается (до 3 раз) дисперсия отклонения рычагов управления, а также увеличивается частота среза разомкнутой системы на 1-2,5 1/сек;

2. Наличие оптимальной величины времени предвидения $T_{preview} \approx 2,5$ сек, обеспечивающей минимальную ошибку выполнения целевой задачи;

3. Алгоритм идентификации характеристик управляющих действий летчика, позволяющий определить его реакции на входной сигнал $i(t) + \Delta t$ и сигнал ошибки $e(t)$, базирующийся на использовании двух полигармонических сигналов и последующей процедуре интерполяции измеренных частотных характеристик на общие частоты;

4. Экспериментально выявленная закономерность независимости параметров характеристик управляющих действий летчика во внутреннем и внешнем контурах, образуемых им при выполнении задачи слежения с предвидением. Экспериментально подтверждена гипотеза о модели реакции летчика на входной сигнал, как взвешенной суммы наклонов участков входного сигнала на разных временных отрезках;

5. Методика выбора параметров модели летчика в задаче преследования, базирующаяся на модифицированной методике выбора параметров модели летчика в задаче компенсаторного слежения. Методика выбора параметров модели летчика в задаче предвидения, предусматривающая процедуру численного решения уравнений, описывающих динамику системы самолет-летчик на каждом шаге оптимизационной процедуры выбора параметров;

6. Соответствие математической модели управляющих действий летчика во внешнем и внутреннем контурах экспериментально полученным частотным характеристикам летчика, а также соответствие вычисленного оптимального времени предвидения $T_{preview}=2.4$ сек с тем, которое было получены в результате экспериментальных исследований на пилотажном стенде;

7. Методология выбора основных параметров прогнозного дисплея с предвидением, базирующаяся на закономерностях поведения летчика в задачах преследования и предвидения;

8. Способ компенсации временного запаздывания в тракте управления летательных аппаратов путем использования прогнозного дисплея с предвидением и формирования директорного сигнала из комбинации измеряемых и вычисляемых координат ЛА. Эффективность предложенной методологии построения дисплея была проверена для нескольких значений постоянной времени запаздывания. Показано, что при $\tau = 0,18$ сек среднеквадратичное отклонение ошибки отслеживания глиссады уменьшается в 2.52 раз (с $\sigma_{\Delta H} = 3.17$ м до $\sigma_{\Delta H} = 1.26$ м); при $\tau = 0,5$ сек – в 2.8 раз (с $\sigma_{\Delta H} = 6.82$ м до $\sigma_{\Delta H} = 2.44$ м); и при $\tau = 1$ сек – в 1.67 раз (с $\sigma_{\Delta H} = 14.7$ м до $\sigma_{\Delta H} = 8.8$ м). Установлено, что неточность знания динамики математической модели самолета при выборе параметров закона прогнозного дисплея ухудшает точность отслеживания высоты полета, но, даже в этом случае, алгоритм компенсации запаздывания уменьшает дисперсию отклонения высоты полета в 2.7 раза ($\tau = 0,18$ сек) по сравнению со случаем отсутствия какой-либо компенсации;

9. Сохранение точности отслеживания глissады при уменьшении максимальных скоростей отклонения рулевых поверхностей путем одновременного изменения параметров системы отображения информации и системы управления. Так, эффект десятикратного ухудшения точности, происходящий при уменьшении максимальной скорости отклонения руля высоты с 60 град./сек. до 30 град./сек., уменьшается в 5 раз при реконфигурации системы отображения информации, осуществляемой после уменьшения $\dot{\delta}_{max}$. Одновременное изменение параметров системы отображения информации и системы управления позволяет дополнительно увеличить точность отслеживания программной траектории на 20%. Также, одновременное изменение параметров системы отображения информации ($T_{np} = 1,9$ сек, $T_{preview} = 3,5$) и системы управления (уменьшение коэффициентов обратных связей) позволяет осуществлять точное управление при уменьшении максимальной скорости отклонения руля высоты до 15 град./сек.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Доброленский Ю.П., Пономаренко В.А., Туваев В.А., Образ полета и математическая модель деятельности летчика по управлению летательными аппаратами, Научные чтения по авиации и космонавтике, Наука. Москва, 1981.
2. Efremov, A.V., Efremov, E.V., MbiKayi Z., Irgaleev, I.Kh., Influence of inceptors on pilot-aircraft system characteristics and flying qualities, IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, 2018
3. Tustin A., An investigations of the operator's response in manual control of a power Driven gun, Metropolitan – Vickers Electrical Co. Ltd Attercliffe Common Works. Sheffield, England C.S. Memorandum NC 169, 1944
4. 14 CFR part 25 Airworthiness standards: Transport Category Airplanes.
5. R. Hess, (1977) Unified theory for aircraft handling qualities and adverse aircraft pilot coupling, J. of Guidance and Dynamics, Vol. 20, № 6
6. Kleinman, D.L., Baron S., Levison W.H., An Optimal-Control Model of Human Response, Part 1: Theory and Validation, Automatica, No. 6, 1970
7. Ефремов А.В., Оглоблин А.В., Предтеченский А.Н., Родченко В.В. Летчик как динамическая система. М., Машиностроение 1992, 331 с.
8. Предтеченский А.Н., Исследование динамических характеристик пилота-оператора методом статистического анализа процессов управления, Труды ЦАГИ, Вып. 1169, 1970
9. Медведев М.М., Александров Г.В., Предтеченский А.Н., Сидоров Ю.И., Влияние психофизиологических характеристик летчика на выбор динамических характеристик самолета, Ученые записки ЦАГИ №2, 1972
10. Новиков А.В., Тарасов А.З., Федотов И.И., Буйвид Г.И., Китанин Е.В., Миронович В.М., Некоторые рациональные направления исследования динамики системы «летчик-самолет», отчет ЦАГИ, инв. №3561, 1983
11. Powers B.G., An adaptive stick gain to reduce pilot-induced oscillation tendency, J. of guidance and control, vol. 5, 1982

12. L.E.Zaichik, Y.P.Yashin, P.A.Desyatnik, V.S.Perebatov, K.N.Grinev, Handling Quality of Aircraft Equipped with Sidesticks, AIAA AVIATION 2014 – 14th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference 2014. 16-20 June 2014, Atlanta, USA.
13. Efremov A.V., Ogloblin A.V. Progress in pilot-in the loop investigations for flying qualities prediction and evaluation. ICAS 2006, 25th International Congress of the Aeronautical Sciences.
14. Супруненко С.Н., Идентификация характеристик летчика в контуре управления самолетом с использованием многомерных авторегрессионных рядов, Труды ЦАГИ, №2391, 1988
15. Тарасов А.З., Федотов И.И., Иманадзе О.И., Исследование динамики системы «самолет-летчик» при резких изменениях характеристик устойчивости и управляемости продольного движения самолета при заходе на посадку, отчет ЦАГИ, инв. №3562, 1983.
16. McRuer D.T., Johnston D., Myers T.h., A perspective on superaugmented flight control. Perspectives and problems, J. Guidance, vol. 9, №5, 1986
17. L.E.Zaychik, K.N. Grinev, Y. P. Yashin, S.A. Sorokin., *Effect of Feel System Characteristics on Pilot Model Parameters*, IFAC-PapersOnLine, 2016, v.49, №32, с.165-170, 1st IFAC Conference on Cyber-Physical & Human-Systems, 7-9 December 2016, Florianopolis, Brazil.
18. Wilckens, V., & Schattenmann, W. (1968). *Test Results with New Analog Displays for All Weather Landing*. AGARD Conference Proceedings “Problems of the Cockpit Environment”, CP-55, 10.1–10.33.
19. Grunwald, A. J. (1985). Predictor Laws for Pictorial Flight Displays. *Journal of Guidance and Control*, 8 (5), 545–552.
20. M. Tomizuka, The optimal finite preview problem and its application to man-machine systems, Ph.D. dissertation, Mech. Eng., MIT, Feb. 1974.
21. G.Sachs, *Perspective Predictor/Flight – Path Display with Minimum Pilot Compensation* – *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol.23, No. 3, May-June 2000.

22. C. Borst, M. Mulder, M.M. Van Paassen, J.A Mulder, (2006) *Path-oriented control/display augmentation for perspective flight-path displays*, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, vol. 29, no. 4, pp. 780-791, July.

23. Hess. R., Pursuit tracking and higher levels of skill development in the human pilot, IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics, Vol. 11, Issue: 4, 1981.

24. M. Mulder, (1999) *Cybernetics of tunnel-in-the-sky displays*, Ph.D. dissertation, Aerospace Engineering, TU Delft, Delft, The Netherlands.

25. M. Mulder and J. A. Mulder, (2005) *Cybernetic analysis of perspective flight-path display dimensions*, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, vol. 28, no. 3, pp. 398–411, May-Jun.

26. K. van der El, S. Padmos, D.M. Pool, M.M. van Paassen and M. Mulder, (2018) *Effects of Preview Time in Manual Tracking Tasks*, IEEE Trans. On Human-Machine Systems, DOI: 10.1109/THMS.2018.2834871

27. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ №2012617939 «Программный комплекс для полунатурного моделирования системы самолет-летчик (ССЛ), вычисления интегральных частотных и спектральных характеристик ССД «SSL»», зарегистрировано 3 сентября 2012 г.

28. K. van der El, D.M. Pool, M.M. van Paassen and M. Mulder, (2017) *Effects of preview on human control behavior in tracking tasks with various controlled elements*, IEEE Trans. On Cybernetics, DOI: 10.1109/TCYB.2017.2686335

29. Отчет о НИР по теме «Формирование алгоритмов прогнозной индикации и ее гармонизация с системой управления самолета», Ефремов А.В. и др., РФФИ, Москва, 2013.

30. А.В. Ефремов, М.С. Тяглик, И.Х. Иргалеев, С.А. Горбатенко, Синтез прогнозной индикации для нового поколения дисплеев высокоавтоматизированных самолетов, Известия вузов. Авиационная техника, 2017.

31. Efremov, A.V., Tjaglik, M.S., Irgaleev, I.H., Tsipenko, V.G., Integration of Predictive Display and Aircraft Flight Control System, MATEC Web of Conferences, 2017.

32. K. van der El, D.M. Pool, H.J. Damveld, M.M. van Paassen, and M. Mulder, "An Empirical Human Controller Model for Preview Tracking Tasks," IEEE Transactions on Cybernetics, vol. 46, no. 11, pp. 2609-2621, Nov. 2016.

33. Efremov A.V., Koshelenko A.V. et al., The workstation for the research on manual control tasks. Technical report (Contract ONERA/MAI 714.246/DA.A1 CCH), Books 1-3, MAI, 1995.

34. Отчет о НИР по теме «Формирование алгоритмов прогнозной индикации и ее гармонизация с системой управления самолета», Ефремов А.В. и др., РФФИ, Москва, 2014.

35. Ефремов А.В., «Система самолет–летчик. Закономерности и математические модели поведения летчика», Москва: Издательство МАИ, 2017г., ISBN 978-5-4316-0437-9, 196 стр.

36. Ефремов А.В., Иргалеев И.Х., Тяглик М.С., Разработка математической модели летчика в задаче управления с предвидением, Известия вузов. Авиационная техника, 2019.

37. Ефремов А.В., Иргалеев И.Х., Тяглик М.С., Development of Pilot Mathematical Model in the Preview Manual Control Task, IFAC (HMS-2019), IFACPaperOnline, 2019.

38. L.D. Reid, N.H. Drewell, (1972) *A pilot model for tracking with preview in proc.*, 8th Conference on Manual Control, Anarbor, pp. 191-204

39. K. van der El, D.M. Pool, M.M. van Paassen, and M. Mulder, "Effects of Linear Perspective on Human Use of Preview in Manual Control," IEEE Transactions on Human-Machine Systems, vol. 48, no. 5, pp. 496-508, Oct. 2018.

40. Tan Wenqian; Wu Yu; Qu Xiangju; Efremov A.V., A Method for Predicting Aircraft Flying Qualities Using Neural Networks Pilot Model, 2nd international conference on systems and informatics (ICSAI), 2014

41. McRuer D.T., Krendel E. Mathematical models of human pilot AGARD AGD-188 1974, 72 pp.

42. A.V. Efremov, M.S. Tyaglik, (2011) *The development of perspective displays for highly precise tracking tasks*, In the book “Advances in Aerospace Guidance, Navigation and Control”, Springer, Germany
43. Hess.R. Structural model of the adaptive human pilot. *J. of Guidance and Control*, Vol 3, №5, 1979. P. 416-423.
44. Baron S., Kleinman D., Levison W. Application of optimal control theory to prediction of human performance in a complex task. *Proceedings of the Fifth NASA - University annual conference on manual control*, 1969, NASA-SP 215, p-367-387.
45. Efremov A.V. et al., (1996) *Investigation of pilot induced oscillation tendency and prediction criteria development*, Final report WL-TR-96-3109, U.S. Wright Lab, USA, Dayton, 1-138 pp
46. Ефремов А.В., Тяглик М.С., Иргалеев И.Х., Ефремов Е.В., Интеграция системы управления и прогнозного дисплея для повышения безопасности пилотирования современного высокоавтоматизированного самолета, *Общероссийский научно-технический журнал «ПОЛЕТ»*, 2017
47. Efremov, A.V., Tjaglik, M.S., Irgaleev, I.H., Efremov, E.V., Predictive display design for the vehicles with time delay in dynamic response, *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 312(1), 012007, 2018
48. А.В. Ефремов, М.С. Тяглик, И.Х. Иргалеев, А.С. Тяглик, Разработка алгоритмов интеграции и реконфигурации системы управления и интерфейсов, *Известия вузов. Авиационная техника*, 2018.
49. Доброленский Ю.П., Заварова Н.Д., Пономаренко В.А., Туваев В.А., *Методы инженерно-психологических исследований в авиации*, М.: Машиностроение, 1975.

ПРИЛОЖЕНИЕ А

В течении 70-х – 90-х годов XX века в США был проведен цикл летных испытаний, одним из результатов которых являются созданные базы данных оценивания ПХ различных динамических конфигураций, учитывающих особенности высокоавтоматизированного самолета. Одной из таких является база данных Nave PIO. Базы данных представляют из себя набор передаточных функций по углу тангажа следующего вида:

$$W = \frac{g(p)}{X(p)} = \frac{K(\tau_1 s + 1)}{(\tau_2 s + 1)} \frac{1}{\left(\frac{s^2}{\omega_1^2} + \frac{2\xi_1}{\omega_1} s + 1\right) \left(\frac{s^2}{\omega_2^2} + \frac{2\xi_2}{\omega_2} s + 1\right)} \cdot \frac{(\tau_{g_2} p + 1)}{p \left(\frac{p^2}{\omega_k^2} + \frac{\xi_k}{\omega_k^2} p + 1\right)} \cdot W_a,$$

где W_a - линеаризованная модель привода:

$$W_a = \frac{1}{\frac{s^2}{\omega_3^2} + \frac{2\xi_3}{\omega_3} s + 1}.$$

Значения параметров короткопериодического движения, фильтров системы управления и приводов приведены в табл. П-А.1.

Таблица П-А.1 База данных Nave PIO

Система управления самолета и привод					Динамика самолета			
					$1/\tau_{g_2} = 0.71 c^{-1}$			
					ω_k / ξ_k			
$1/\tau_1$	$1/\tau_2$	ω_1 / ξ_1	ω_2 / ξ_2	ω_3 / ξ_3	2.4/.64	4.1/1.0	3.0/.74	1.7/.68
-	-	-	-	75/0.7	HP21	HP31	HP41	HP51

Также в базы данных включены оценки летчиков по шкале Купера-Харпера и по шкале оценок явления PIO (табл. П-А.2).

Таблица П-А.2 Оценки летчиков для базы данных Have PIO

Конфигурация	PR	PIOR
2-1	2/2/3	1/1/1
5-1	2/5	1/1

ПРИЛОЖЕНИЕ Б

При создании прогнозного дисплея предложено исходить из условия выполнения требования обеспечения такой динамики объекта управления во внутреннем контуре $W_C^* = f(W_D, W_C)$ (где W_D – закон формирования прогнозной индикации; W_C – передаточная функция самолета), при котором обеспечивается наивысшая точность отслеживания заданной программной траектории в каждый текущий момент времени (t). В задаче посадки динамика объекта управления должна выбираться исходя из минимума дисперсии ошибки $\Delta H = H(t) - H_{\text{пл}}(t)$ (рис. П-Б.1)

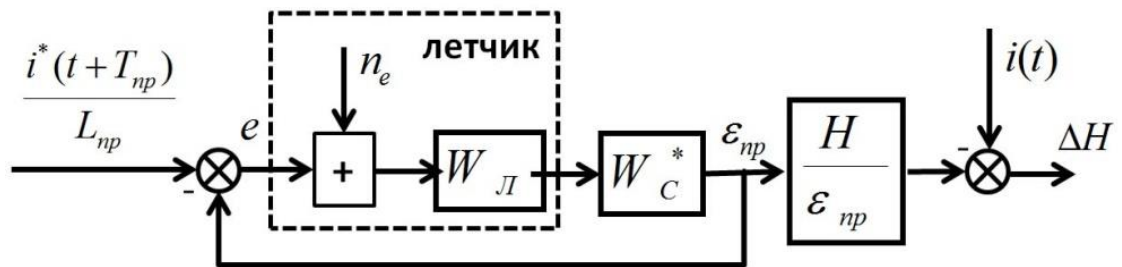


Рисунок П-Б.1 – Структурная схема системы самолет – летчик

Передаточная функция $\frac{H(p)}{\varepsilon_{\text{пр}}(p)}$ так же, как и передаточная функция объекта управления W_C^* в одноконтурной системе, определяется законом, формируемым прогнозированным дисплеем, от которого и зависит точность пилотирования.

Прогнозная информация определяется проекцией прогнозного угла наклона траектории $\theta_{\text{пр}}(t)$ на плоскость, расположенную на расстоянии $L_{\text{пр}}$ и скользящую перед самолетом со скоростью, равной его скорости.

Прогнозируя криволинейную траекторию с радиусом кривизны R (рис. П-Б.2) на расстояние $L_{\text{пр}}$ (в точку A) получаем $\theta_{\text{пр}} = \theta + \dot{\theta} \frac{T_{\text{пр}}}{2}$, где $T_{\text{пр}} = \frac{L_{\text{пр}}}{V}$.

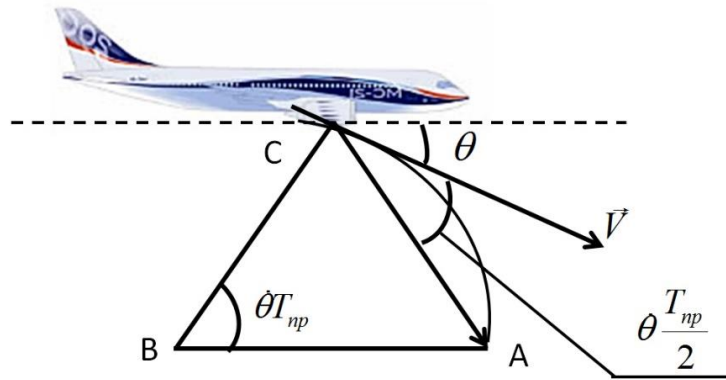


Рис. П-Б.2. Движение самолета по криволинейной траектории

На положение проекции прогнозируемого вектора $\theta_{пр}$ на плоскость, находящуюся на расстоянии $L_{пр}$, влияет также и изменение положения самолета по высоте. Таким образом, проекция прогнозного вектора на плоскость, находящуюся на расстоянии $L_{пр}$, определяется отслеживаемым летчиком углом визирования

$$\varepsilon_{пр} = \theta_{пр} + \frac{\Delta H}{L_{пр}} = \frac{\Delta H}{L_{пр}} + \theta + \dot{\theta} \frac{T_{пр}}{2}, \quad (1)$$

где $L_{пр} = T_{пр}V$. С учетом этого передаточная функция во внутреннем контуре будет иметь вид

$$W_c^* = \frac{\varepsilon_{\theta}(p)}{\delta_{\varepsilon}(p)} = \frac{K_c \left(T_{пр} p^2 + 2p + \frac{2}{T_{пр}} \right)}{2p^2 (p^2 + 2\xi\omega p + \omega^2)}.$$

Увеличение времени прогноза $T_{пр}$ приводит к повышению точности отслеживания координаты $\varepsilon_{пр}$, по которой летчик осуществляет процесс пилотирования. Одновременно это приводит к нарушению гармонизации между координатой $\varepsilon_{пр}$ и координатой H , определяющей точность выполнения задачи пилотирования.

Под гармонизацией между координатами $\varepsilon_{\text{пр}}$ и H здесь и в дальнейшем понимается выбор такого значения параметра $T_{\text{пр}}$ передаточных функций $\frac{\varepsilon_{\text{пр}}(p)}{X_{\varepsilon}(p)}$ и $\frac{H(p)}{\varepsilon_{\text{пр}}(p)}$, при котором летчик, осуществляя управление по углу $\varepsilon_{\text{пр}}$, достигает наивысшей точности отслеживания программной траектории по высоте, не образуя по ней внешнего замкнутого контура управления.

Выбор времени прогноза $T_{\text{пр}}$ должен осуществляться с учетом критерия минимизации дисперсии ошибки отслеживания высоты полета математическим моделированием системы самолет – летчик и последующей проверкой результатов в экспериментальных исследованиях на пилотажном стенде.

EXPERIMENT, FREQUENCY RESPONSES

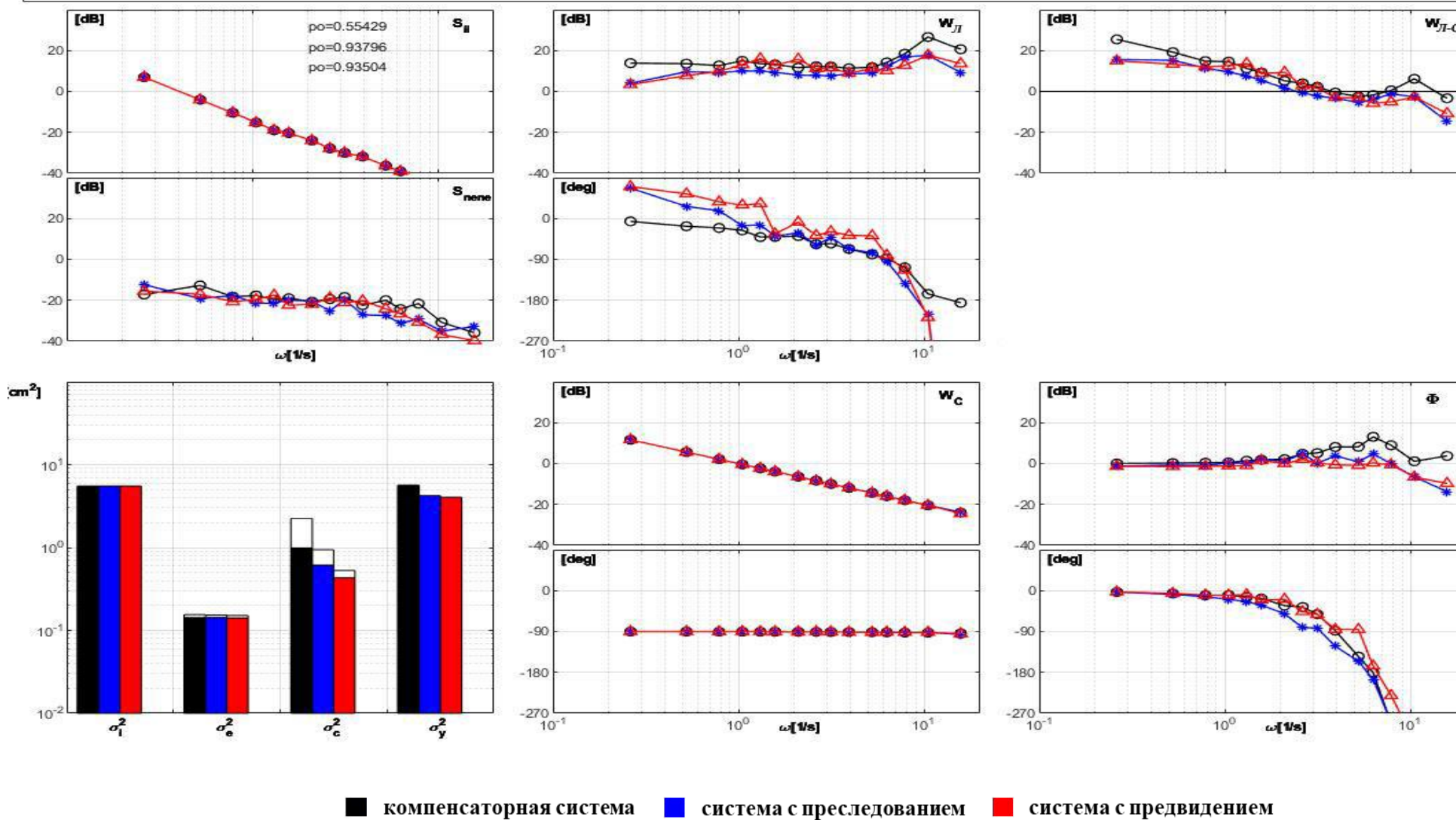


Рисунок П-В.1 – Результаты экспериментальных исследований, $W_c = \frac{K_c}{p}$, $\omega_i = 0,2 \text{ 1/сек}$

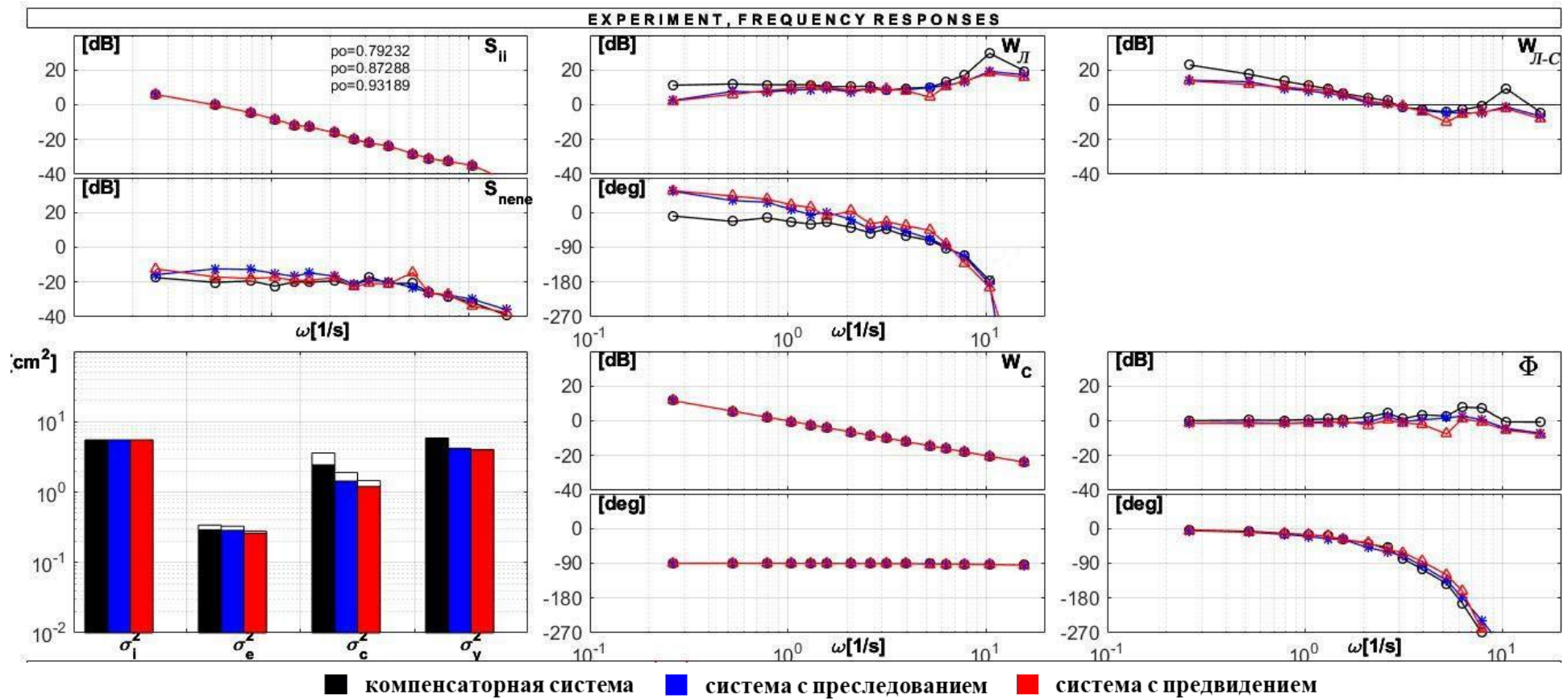


Рисунок П-В.2 – Результаты экспериментальных исследований, $W_c = \frac{K_c}{p}$, $\omega_i = 0,5 \text{ 1/сек}$

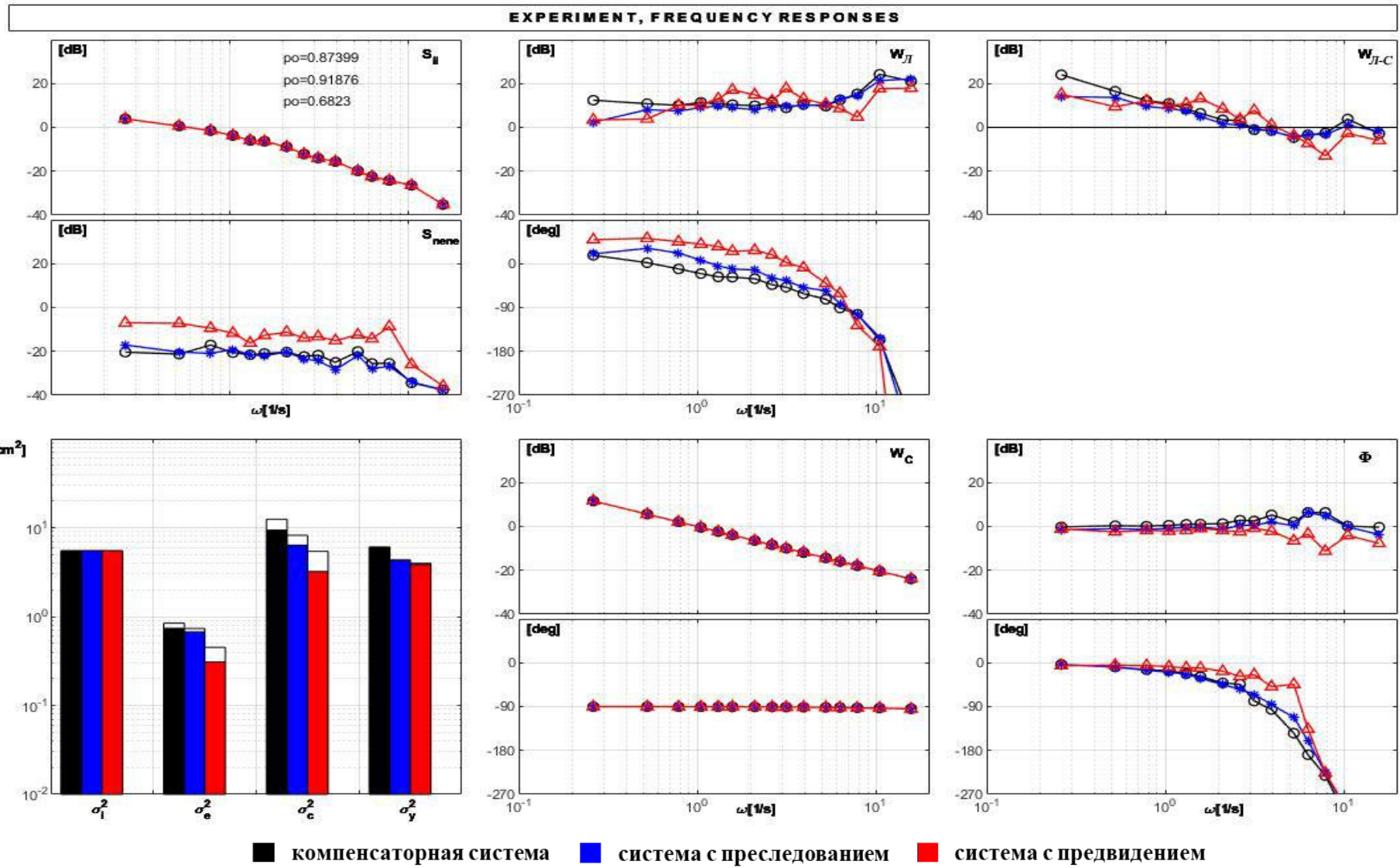


Рисунок П-В.3 – Результаты экспериментальных исследований, $W_c = \frac{K_c}{p}$, $\omega_i = 1,0 \text{ 1/сек}$

EXPERIMENT, FREQUENCY RESPONSES

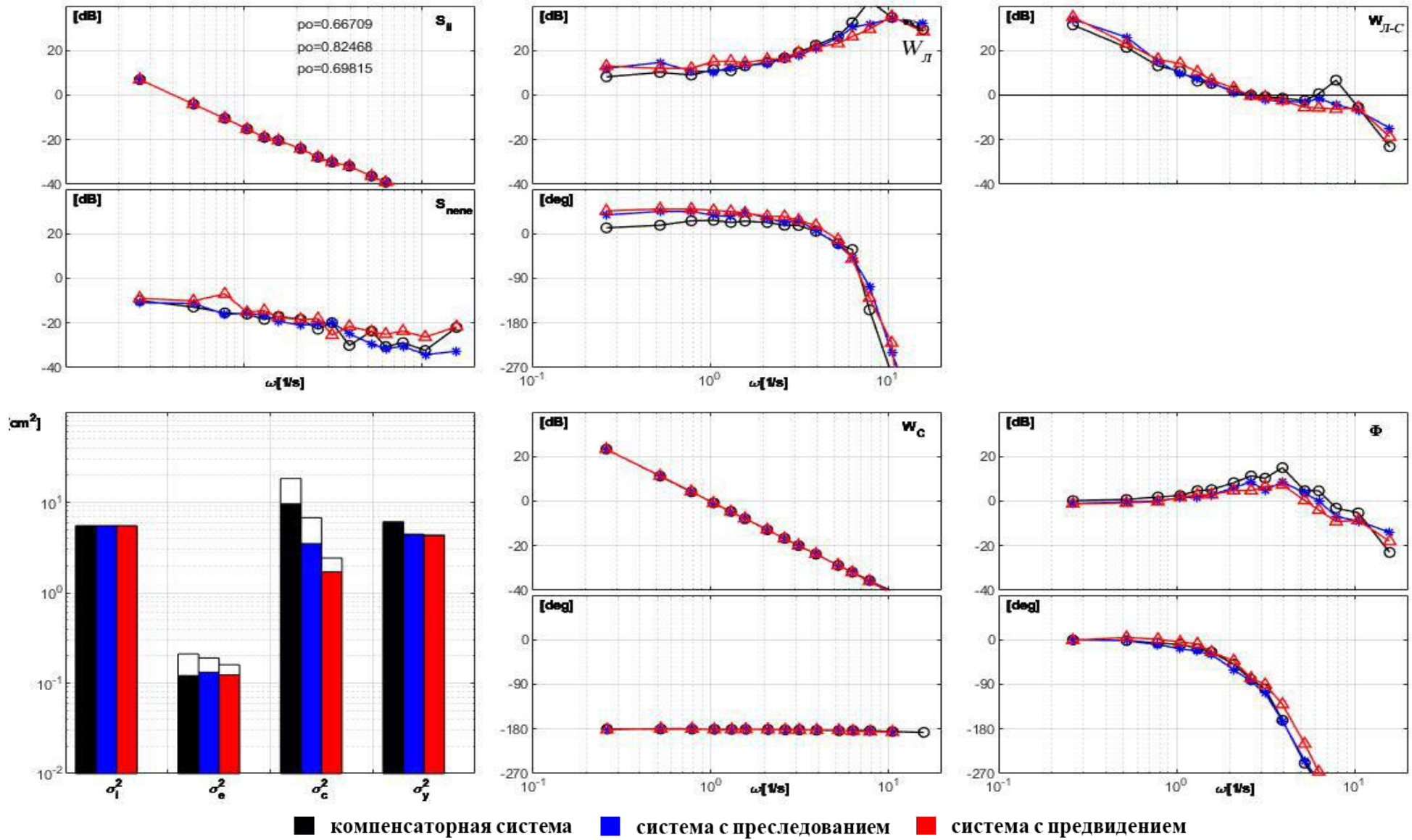


Рисунок П-В.4 – Результаты экспериментальных исследований, $W_c = \frac{K_c}{p^2}$, $\omega_i = 0,2 \text{ 1/сек}$

EXPERIMENT, FREQUENCY RESPONSES

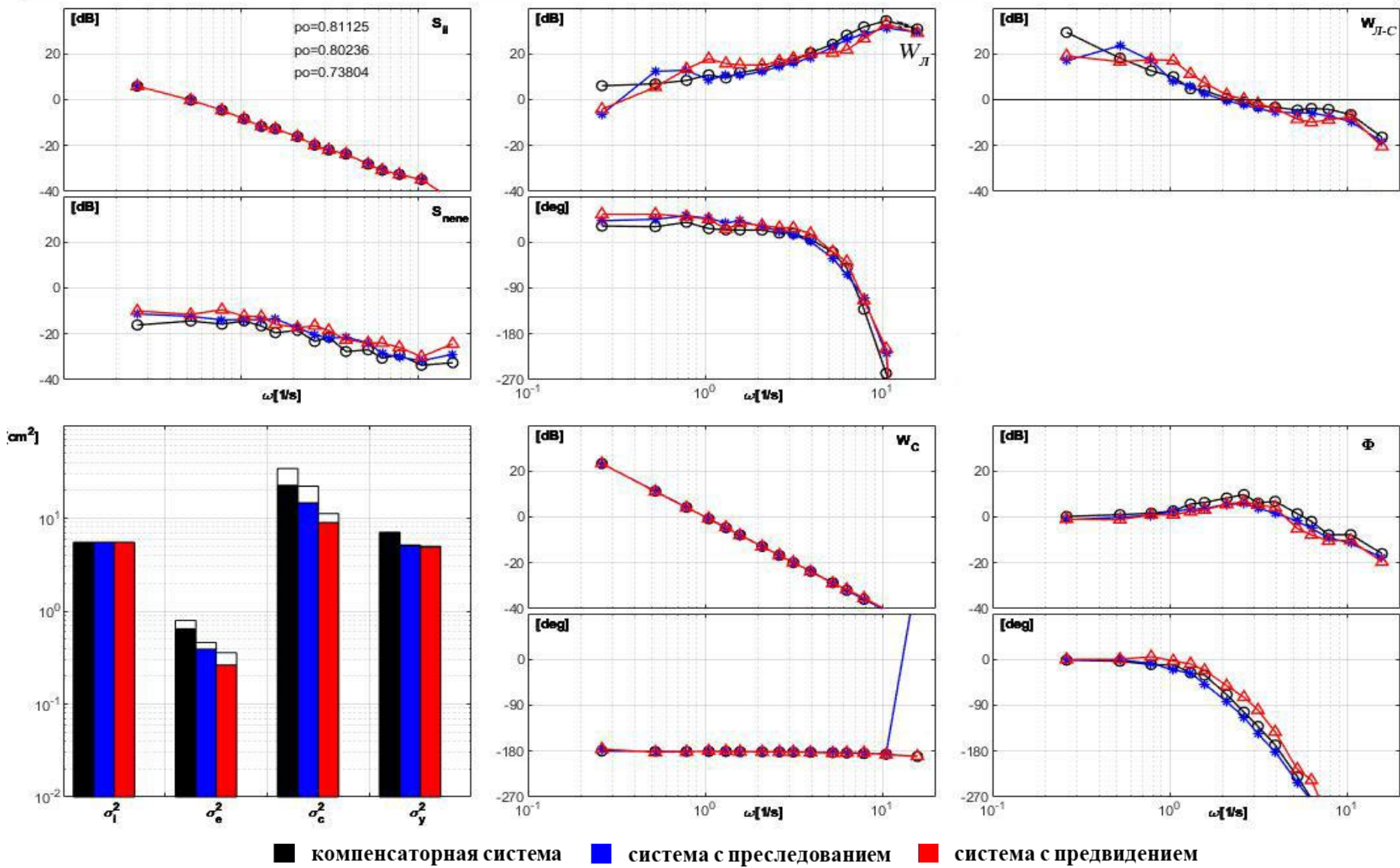


Рисунок П-В.5 – Результаты экспериментальных исследований, $W_c = \frac{K_c}{p^2}$, $\omega_i = 0,5 \text{ 1/сек}$

EXPERIMENT, FREQUENCY RESPONSES

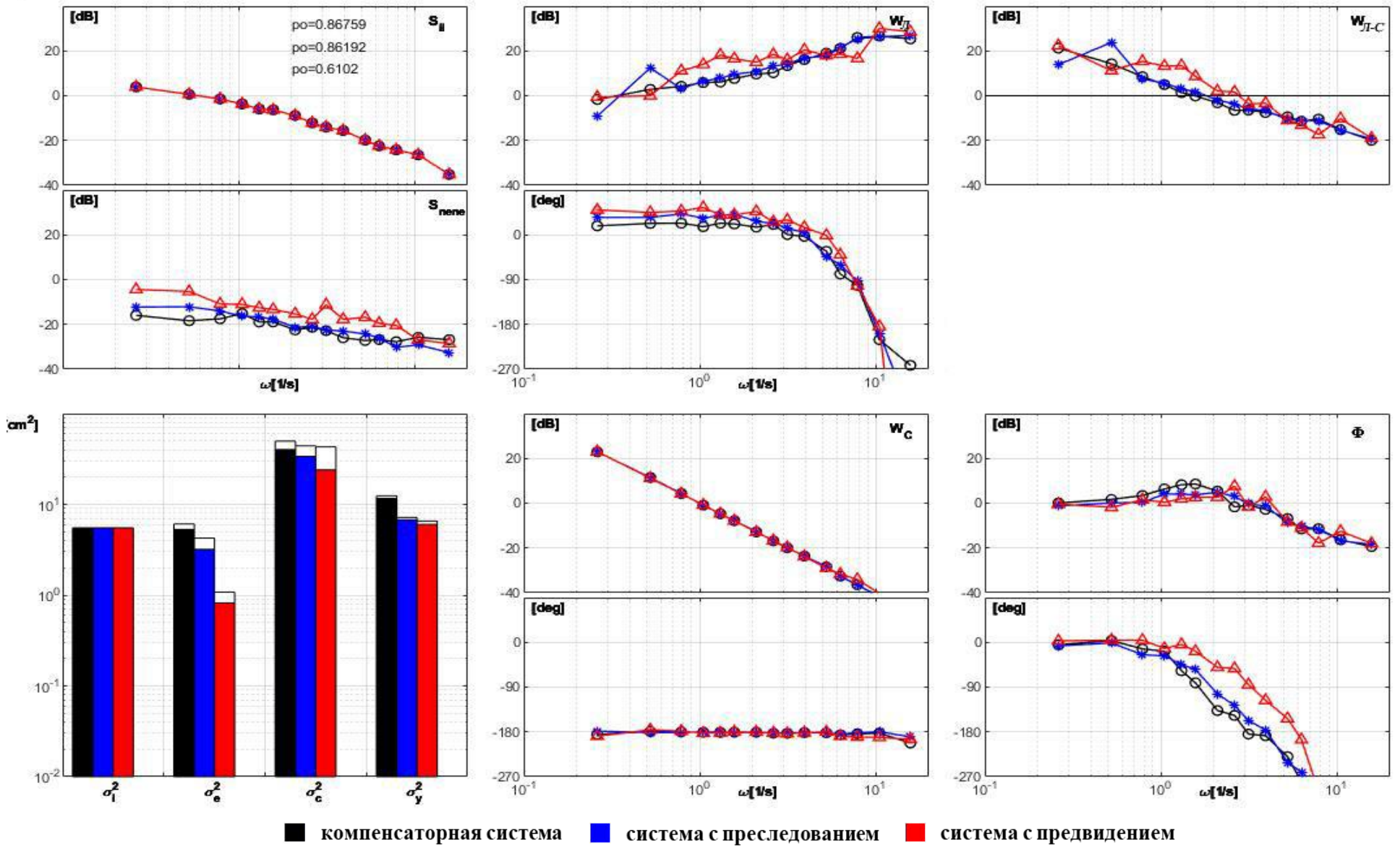


Рисунок П-В.6 – Результаты экспериментальных исследований, $W_c = \frac{K_c}{p^2}$, $\omega_i = 1,0 \text{ 1/сек}$