

На правах рукописи



Иргалеев Ильяс Хусаинович

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

Специальность 05.07.09

«Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов»

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени

кандидата технических наук

Москва 2020

Работа выполнена на кафедре 106 «Динамика и управление летательных аппаратов» в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)».

Научный руководитель:

Ефремов Александр Викторович
доктор технических наук, профессор,
заведующий кафедрой 106, МАИ

Официальные оппоненты:

Баженов Сергей Георгиевич
доктор технических наук, доцент,
ФГУП «ЦАГИ», начальник НИО-15 НИК БП

Верещиков Дмитрий Викторович
кандидат технических наук, доцент,
ВУНЦ ВВС "ВВА", 7 факультет летательных
аппаратов, начальник 72 кафедры авиационных
комплексов и конструкции летательных
аппаратов

Ведущая организация:

**Акционерное общество «Российская
самолетостроительная корпорация «МиГ»**,
125171, г. Москва, Ленинградское шоссе, д. 6.

Защита состоится «10» декабря 2020 г. в 16:00 часов на заседании диссертационного совета ДС 212.125.12 при Московском авиационном институте (национальном исследовательском университете) по адресу: 125993, Москва, Волоколамское шоссе, д.4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке МАИ по адресу: 125993, Москва, Волоколамское шоссе, д. 4, а также на сайте института по адресу https://mai.ru/events/defence/index.php?ELEMENT_ID=118198.

Отзывы, заверенные печатью, просим направлять по адресу: 125993, Москва, Волоколамское шоссе, д. 4, Ученый совет МАИ.

Автореферат разослан «__» _____ 2020 г.

Ученый секретарь
диссертационного совета Д 212.125.12,
кандидат технических наук, доцент

Старков А.В.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Важнейшей задачей создания авиационной техники является повышение безопасности полета и эффективности выполнения целевых задач пилотирования. В настоящее время при выборе пилотажных характеристик и разработке системы управления широкое распространение получил комплексный подход, базирующийся на методах исследования системы самолет-летчик. Он заключается в том, что параметры системы (дисплей, алгоритмы системы управления (СУ) и т.д.) выбираются из рассмотрения замкнутой системы самолет-летчик, учитывая влияние задачи пилотирования на все переменные задачи (динамика объекта управления, дисплей, рычаг управления, входной сигнал).

Исторически сложилось так, что исследования по созданию дисплеев и СУ происходили независимо друг от друга, и, если в последнее время алгоритмы СУ определялись путем исследования системы самолет-летчик, то разработка средств отображения информации (дисплеев) определялась, в основном, исходя из эргономики, или же экспериментально, на основе отзывов летчиков. При этом, как правило, информация на экране дисплеев отображалась в виде компенсаторных меток и директорных сигналов, для выбора законов формирования которых также использовались методы исследования системы самолет-летчик. Современный этап создания авиационной техники, связанный с высокой мощностью развития вычислительных технологий, позволяет реализовывать дисплеи с 3D индикацией. К ним относятся дисплеи преследования и дисплеи предвидения, на экране которых отображаются прогноз развития траекторного развития движения самолета, а также будущая программа его движения.

Ряд исследований таких дисплеев, выполненных у нас в стране и за рубежом позволили выявить, что отображение программной траектории улучшает точность выполнения задачи, а также характеристики всей системы самолет-летчик. С учетом этого, содержание задачи определения пилотажных характеристик расширилось и стало включать в себя задачу оптимизации системы самолёт-дисплей.

В настоящей работе показано влияние дисплеев на точность и характеристики управляющих действий летчика, показана целесообразность перехода от компенсаторного дисплея к дисплею с предвидением. Кроме того, здесь также разработана математическая модель летчика в задаче предвидения. Возможности таких дисплеев повысить точность и безопасность пилотирования определяют **актуальность** поставленной научно-технической задачи. Для ее решения необходимо создание методики выбора параметров отображаемой информации, разработка математической модели поведения летчика в рассматриваемой задаче. Эти проблемы и решались в диссертационной работе.

Степень разработанности темы исследования. В диссертации 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 для решения прикладных задач.

Основная **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 **основные 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.

Объектом исследования является система самолет-дисплей, позволяющая улучшать пилотажные характеристики путем перехода от компенсаторного дисплея к дисплею с предвидением.

Предмет исследования – дисплеи преследования/предвидения с алгоритмами и методикой выбора его параметров, математическая модель характеристик управляющих действий летчика.

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

(времени предвидения), 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 времени предвидения, и показана её 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.

Личный вклад автора. Были выявлены фундаментальные закономерности поведения летчика при переходе от компенсаторной задачи пилотирования к задачам преследования и предвидения. Был разработан алгоритм идентификации составляющих характеристик действий летчика в задаче управления с предвидением, позволяющий определить независимость выбора параметров модели летчика во внутреннем контуре и в блоке, характеризующим восприятие информации о входном сигнале. Разработана методика выбора параметров дисплея с предвидением (длина отображения развития программной траектории), исходя из обеспечения наилучшей точности выполнения целевой задачи.

Объем и структура работы. Диссертация состоит из введения, 4 глав, заключения и приложения, изложена на 126 страницах печатного текста, включает 70 рисунков, 6 таблиц и список используемой литературы из 49 наименований.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обоснована актуальность темы исследования, проведен анализ отечественной и зарубежной литературы, соответствующей тематике диссертационной работы. Приводится краткий анализ публикаций, 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. Определены цель и методы исследования, приведено основное содержание разделов диссертации.

Приведенный **в первой главе** анализ показывает, что основная часть исследований системы самолет-летчик была выполнена применительно к задаче компенсаторного слежения, правильно отражающего процесс восприятия информации для узкого круга задач пилотирования. Также, проведенные ранее исследования были выполнены для эталонных моделей, и их результаты требуют уточнения путем тщательных исследований, проведенных при различных объектах управления, характеристик входного сигнала, а также протяженности воспринимаемого сигнала (продолжительности его наблюдения). Целью таких исследований должны стать выявленные закономерности поведения летчика, характеристик системы самолет-летчик, которые необходимы для разработки математической модели действий летчика.

Закономерности в задачах преследования и предвидения могут быть выявлены в терминах эквивалентной частотной характеристики летчика, характеризующей его реакцию на сигнал ошибки, и полученной в условиях восприятия летчиком информации о будущем развитии входного сигнала. Именно в такой постановке и проводились исследования в ряде зарубежных работ. Другим вариантом исследования закономерностей может быть выявление их в терминах двух частотных характеристик летчика, каждая из которых определяет его поведение как реакцию на сигнал ошибки, так и как реакцию на будущее развитие входного сигнала,

наблюдаемое на интервале времени $(t; t + T_{preview})$, где t – текущий момент времени. Если для одноконтурной компенсаторной системы в Московском авиационном институте разработано алгоритмическое программное обеспечение для идентификации частотных характеристик летчика, то для идентификации частотных характеристик летчика в задачах преследования и предвидения требуется разработка такого обеспечения.

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, где показана целесообразность ее отображения в виде трехмерного коридора, охватывающего программную траекторию (дисплей типа “tunnel-in-the-sky”), и продемонстрирована целесообразность выведения на экран такого дисплея вектора скорости, указывающего прогноза развития движения ЛА (рис. 1). Проекция такого вектора на некоторую плоскость “ $a-a$ ” на расстоянии $L_{np} = T_{np} \cdot V$ от летчика, и движущуюся внутри коридора со скоростью ЛА,

образует некоторый прогнозный угол визирования $\varepsilon_{np} = \frac{\Delta H}{L_{np}} + \theta + \dot{\theta} \frac{T_{np}}{2}$.

Отображение этого угла на экране дисплея приводит к тому, что, управляя им, летчик по сути управляет объектом, передаточная функция которого, в случае, если движение самолета описывается уравнениями

короткопериодического движения, имеет вид $W_c = \frac{\varepsilon_{np}}{X_B} = \frac{T_{np} p^2 + 2p + \frac{2}{T_{np}}}{2p^2 (p^2 + 2\xi\omega p + \omega^2)}$.

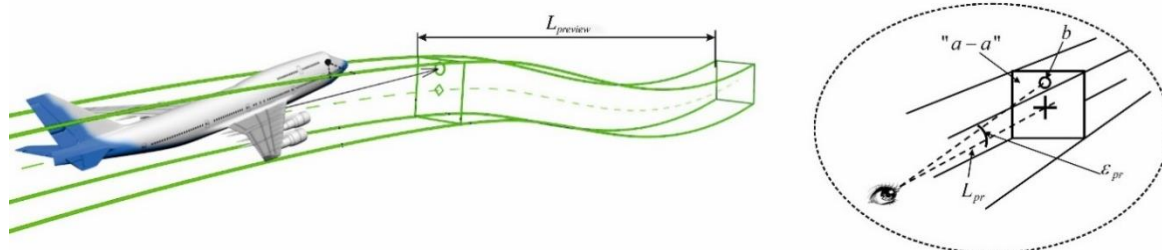


Рисунок 1 – Прогнозная индикация.

Весь коридор, охватывающий программную траекторию, 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 работах МАИ решена задача оптимизации времени прогноза T_{pr} путём рассмотрения системы самолет-летчик, с помощью которой осуществляется выбор параметров модели летчика для каждого значения T_{np} . Последующая процедура минимизации дисперсии ошибки отслеживания текущей высоты для разных значений T_{np} позволяет найти оптимальное значение времени прогноза T_{pr} . 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. Математическая модель поведения летчика, основанная на выявленных закономерностях, должна позволять получать результаты, адекватные тем, которые получены при проведении экспериментальных исследований, при различных переменных задачи и разных дальностях предвидения входного сигнала. Её использование позволит вычислить величину $T_{preview}$, обеспечивающую минимум ошибки отслеживания программной траектории. Наличие такой модели позволит решить задачу оптимизации интервала предвидения программной траектории, что необходимо для решения прикладных задач.

Отдельные серии экспериментов, выполненных на пилотажном стенде, по оценке влияния прогнозной информации в условиях временного запаздывания показали, что при $\tau = 0,2$ сек происходит значительное увеличение среднеквадратичной величины ошибки отслеживания текущей высоты. 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.

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 ухудшению динамики самолета “в малом”, то есть приводят к появлению дополнительного фазового запаздывания. Установка таких префильтров может привести к значительному ухудшению пилотирования при резком уменьшении скорости отклонения рулевых поверхностей, которое может произойти, например, при возникновении отказов. В этой связи целесообразно рассмотреть другие альтернативные варианты решения проблемы, которые бы не заставляли летчика генерировать значительные опережающие сигналы, управлять более плавно, 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 ограничениями 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.

Все эти исследования выполнены в рамках настоящей работы.

Вторая глава посвящена выявлению закономерностей в задачах преследования и предвидения, проведенных при различных объектах управления, включая те, которые определяют динамику систему самолет-дисплей, характеристиках входного сигнала, типичного для задач траекторного управления, а также протяженности воспринимаемого сигнала (продолжительности его наблюдения).

Эксперименты проводились на стендах в научно-исследовательской лаборатории “Пилотажные стенды и система “самолет-летчик” МАИ. В работе была проведена серия экспериментов задач преследования и предвидения. Исследования проводились с целью уточнения известных закономерностей, а также для объекта, соответствующего углу визирования $W_c = \frac{\varepsilon_{pr}}{X_B}$, который

соответствует динамике самолета в ряде задач точного управления.

Также в работе, рассматривалось несколько вариантов входных сигналов при значениях эквивалентной ширины спектра входного сигнала $\omega_i \leq 1 \text{ 1/сек}$, 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 показано, что параметр ω_i ,

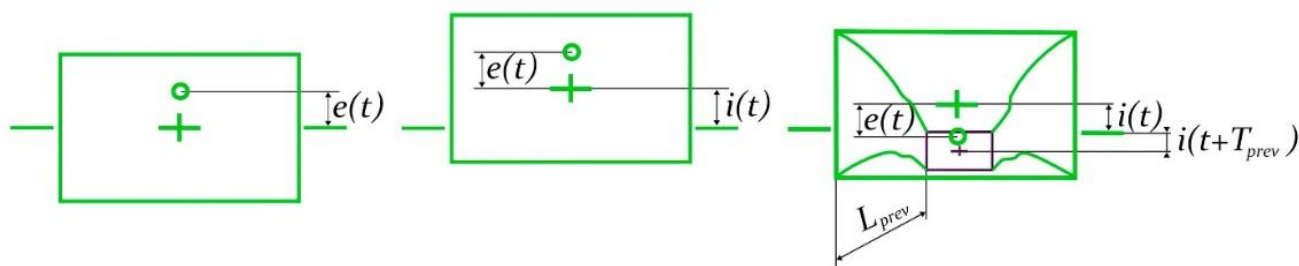
определяющий ширину спектра входного сигнала для задачи дозаправки топливом, сходе с глиссады и прицеливании, равен $\omega_i = 0,5 \text{ 1/сек}$, а в задаче облета рельефа местности - $\omega_i = 0,2 \text{ 1/сек}$.

Дополнительно, с целью сравнения полученных результатов с результатами исследований зарубежных авторов, был рассмотрен более высокочастотный входной сигнал, для которого значение $\omega_i = 1,0 \text{ 1/сек}$.

В каждом из экспериментов, 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 $e(t)$. При этом, экспериментальные исследования проводились для следующих вариантов дисплея:

- компенсаторный (рис. 2а), при котором на экране дисплея демонстрировался сигнал ошибки;
- преследования (рис. 2б), на экране которого дополнительно предоставлялась информация о входном сигнале в текущий момент времени;
- предвидения (рис. 2в), где входной сигнал отображался как в текущий момент времени, так и на некотором интервале времени $(t; t+T_{prev})$.

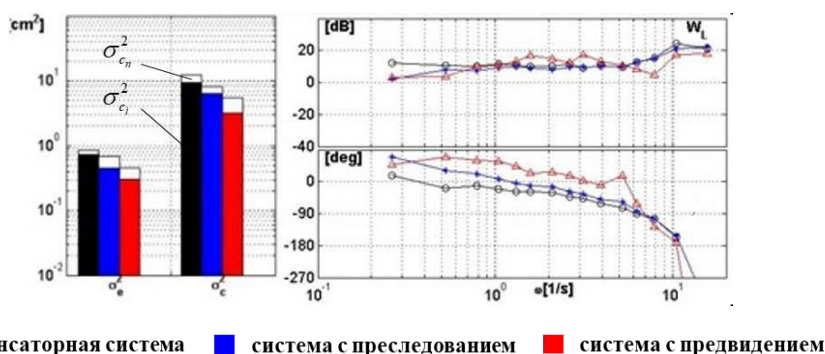


а) компенсаторный б) преследования в) предвидения

Рисунок 2 – Варианты исследуемых дисплеев.

После каждого эксперимента длительностью 144 сек, вычислялись частотные характеристики летчика, дисперсии сигнала ошибки и отклонения рычага управления, а также их составляющие, коррелированные и некоррелированные с входным сигналом. Все вычисления осуществлялись на основе разработанного в МАИ метода коэффициентов Фурье.

На рис. 3 приведены результаты экспериментов, проведенных при объекте управления $W_c = \frac{K_c}{p}$ и ширине спектра входного сигнала $\omega_i = 0,5 \text{ } \frac{1}{\text{сек}}$ для случая компенсаторного дисплея, дисплея с преследованием и дисплея с предвидением (время предвидения принималось равным $T_{prev} = 1,5 \text{ сек}$).



■ компенсаторная система ■ система с преследованием ■ система с предвидением

Рисунок 3 – Результаты экспериментов с $W_c = \frac{K_c}{p}$, $\omega_i = 0,5 \text{ } \frac{1}{\text{сек}}$.

Полученные результаты указывают на различия как в частотных характеристиках летчика системы самолет-летчик, так и в интегральных показателях в различных задачах управления. При переходе от компенсаторной задачи к задаче преследования уменьшается дисперсия сигнала

ошибки σ_e^2 и дисперсия отклонения рычага управления σ_c^2 , также заметно вводимое летчиком фазовое опережение в области средних и низких частот $\Delta\varphi$ (замерялось максимальное значение фазового опережения по сравнению со случаем компенсаторного слежения). Эта тенденция сохраняется и при следующем переходе к задаче предвидения.

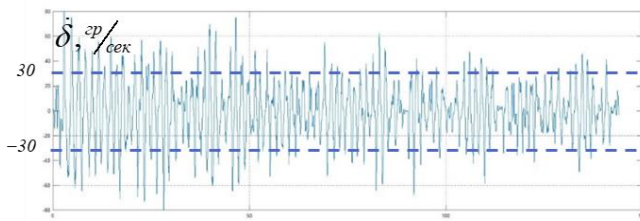
Аналогичным образом были получены результаты для всех исследованных вариантов. В таблице 1 приведены результаты таких исследований для объекта управления $W_c = \frac{\varepsilon_{пр}}{X_B}$.

Таблица 1 – Влияние дисплея на параметры σ_e^2 , σ_c^2 , $\Delta\varphi$.

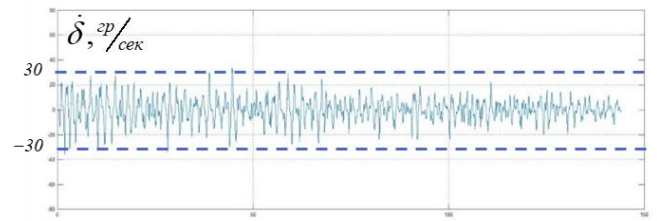
$W_c = \frac{\varepsilon_{пр}}{X_B}$	$\omega_i = 0.2 \text{ } \text{1/сек}$	$\omega_i = 0.5 \text{ } \text{1/сек}$	$\omega_i = 1.0 \text{ } \text{1/сек}$
σ_e^2 (комп./предв.)	0.20 / 0.18	0.97 / 0.48	2.81 / 1.12
σ_c^2 (комп./предв.)	5.5 / 0.43	17.4 / 2.5	32.7 / 14.1
$\Delta\varphi$	37/51	28/40	24/34

При $\omega_i = 0,5 \text{ } \text{1/сек}$ 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. Когда $\omega_i = 0,2 \text{ } \text{1/сек}$, то 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. В случае более высокочастотного входного сигнала ($\omega_i = 1 \text{ } \text{1/сек}$) точность улучшается в 2,5 раза, а расходы рычага управления уменьшаются в 2,3 раза, при этом опережение в фазовой характеристике летчика достигает 34 град. Т.е. переход от компенсаторного дисплея к дисплею с предвидением в случае низкочастотного входного сигнала обоснован 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. В случае управления, сопровождаемого простейшим типом поведения летчика, характерного для объекта $W_c = \frac{K_c}{p}$, улучшение точности незначительно, при этом сохраняется существенное уменьшение дисперсий перемещения рычага управления и вводимое летчиком фазовое опережение.

Измерение скоростей отклонения рычага управления показало, что использование дисплея с предвидением позволяет уменьшить их величины по сравнению с результатами экспериментов, полученными с использованием компенсаторного дисплея (рис. 4).



а) компенсаторный дисплей



б) дисплей с предвидением

Рисунок 4 – Скорость отклонения рычагов управления.

Серия экспериментов, проведенная с целью исследования влияния времени предвидения $T_{prev} = \{0,5; 2; 3\}$ сек с объектом управления $W_c = \frac{\varepsilon_{pr}}{X_e}$ при $\omega_i = 0,5$ 1/сек показала, что увеличение времени предвидения с 0,5 сек до 2 сек уменьшает дисперсии ошибки и отклонения рычага (рис. 5).

При дальнейшем увеличении T_{prev} до 3 сек точность отслеживания сигнала ошибки снижается. Кроме того, было установлено, что оптимальная величина времени предвидения T_{prev} , при которой дисперсия ошибки достигает минимального значения, зависит от ширины спектра. путем минимизации дисперсии ошибки было определено оптимальное время предвидения. Так, в случае $\omega_i = 0,5$ 1/сек, значение оптимального T_{prev} равно 2,4 сек (рис. 6), а для $\omega_i = 0,2$ 1/сек и $\omega_i = 1$ 1/сек - 3 и 2 сек соответственно.

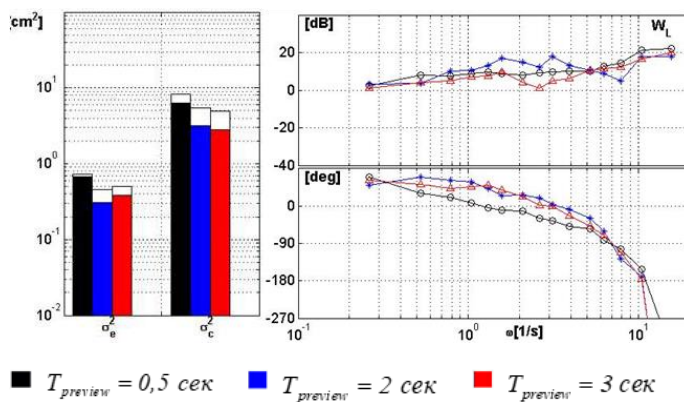


Рисунок 5 – Влияние времени предвидения на характеристики летчика.

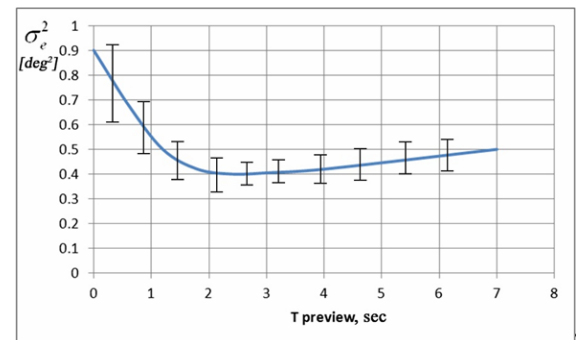


Рисунок 6 – Выявление оптимального T_{prev} .

В третьей главе рассмотрены предложенные в работе алгоритм идентификации блоков, определяющих реакцию летчика, и математическая модель характеристик системы самолет-летчик для случая управления с предвидением.

С учетом выявленных закономерностей в задачах управления с предвидением, и, учитывая, что летчик в процессе пилотирования воспринимает дополнительно информацию о входном сигнале, поведение летчика может быть представлено с помощью структурной схемы, приведенной на рис. 7.

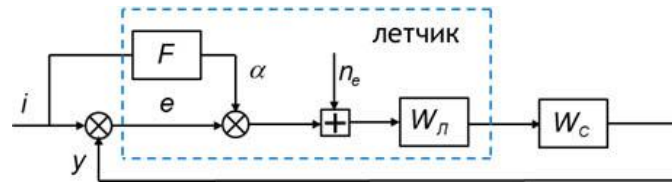


Рисунок 7 – Структурная схема системы самолет-летчик с предвидением.

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_L . В условиях восприятия летчиком только сигнала ошибки, W_L является описывающей функцией летчика в компенсаторной системе слежения. 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. В связи с этим, для одновременного измерения двух блоков W_L и F , в работе было предложено использовать два полигармонических сигнала $i(t)$ и $d(t)$ ($i(t)$ - входной сигнал, представляющий собой программную траекторию, $d(t)$ - входной сигнал, интерпретируемый как турбулентность, действующая на объект) в соответствии со структурной схемой, приведенной на рис. 8. В приведенной схеме учитывается, что восприятие летчиком суммарного сигнала ($e^*(t) = \alpha(t) + e(t)$) сопровождается шумом (ремнантой $n_e(t)$).

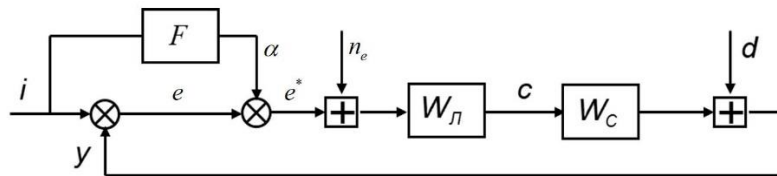


Рисунок 8 – Структурная схема системы самолет-летчик в условиях двух входных сигналов.

Каждый из сигналов $i(t)$ и $d(t)$ состоит из набора частот, не повторяющегося в другом наборе:

$$i(t) = \sum_{k=1}^l A_k \cos(\omega_k t), \quad \omega_k \neq \omega_m.$$

$$d(t) = \sum_{m=1}^n A_m \cos(\omega_m t)$$

В работе показано, что в этом случае выражение для описывающей функции W_L имеет следующий вид:

$$W_L(j\omega) = \frac{c(j\omega)/d(j\omega)|_{\omega_m}}{e(j\omega)/d(j\omega)|_{\omega_m}}, \quad \text{где сигнал } c \text{ определен на наборе частот } \omega_m.$$

Правая часть этого выражения представляет из себя отношение частотных характеристик, вычисляемых на частотах сигнала $d(t)$. Если вычисление W_L на частотах ω_m требует вычисления

двух преобразований Фурье от сигналов $e(t)$ и $c(t)$ на этих же частотах, то вычисление описывающей функции F значительно сложнее. Окончательное выражение для частотной характеристики $F(j\omega)$, описывающей реакцию летчика на входной сигнал $i(t)$ имеет вид:

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

Так как все, входящие в правую часть выражения, частотные характеристики определяются на разных частотах, то для вычисления $F(j\omega)$ необходима дополнительно процедура интерполяции частотных характеристик на общий набор частот, которая была выполнена с использованием процедуры кубических сплайнов.

При проведении экспериментальных исследований использовался дисплей, на котором отображалась программная траектория в виде пространственного коридора, и плоскости, движущейся внутри этого коридора со скоростью ЛА. Изображение дисплея проецировалось на экран неподвижного пилотажного стенда МАИ, имеющего широкоугольную цифровую систему визуализации (рис. 9). На экране дисплея, на движущуюся плоскость выводилась метка прогнозного угла визирования ε_{np} , которую летчик должен был совместить с центром прогнозного окна.



Рисунок 9 – Пилотажный стенд МАИ с широкоугольной системой визуализации.

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 определялись частотные характеристики $W_{\text{л}}$ и F при различных значениях времени предвидения T_{preview} . По результатам таких исследований было отмечено, что описывающая функция $W_{\text{л}}$ практически не меняется в зависимости от продолжительности предвидения. Это говорит о том, что характер поведения летчика во внутреннем контуре не зависит от типа рассматриваемого дисплея. То есть, при математическом моделировании, модель

летчика во внутреннем контуре $W_{л}$ может быть определена из рассмотрения случая, когда $F = 0$ (компенсаторная система).

Также, результаты идентификации частотных характеристик позволяют сделать предположения о структуре блока F для того, чтобы определить математическую модель системы самолет-летчик. В случае выполнения управления с преследованием, когда летчик дополнительно к сигналу ошибки воспринимает значение входного сигнала в текущий момент времени ($T_{preview} = 0сек$), в работе предложена в качестве модели, учитывающей восприятие летчика информации о входном сигнале, передаточная функция:

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

В случае управления с предвидением, когда воспринимается информация о входном сигнале не только в текущий момент времени, но и на некотором временном интервале, а также учитывая мнение операторов и летчиков, было введено предложение о том, что летчик воспринимает характер изменения программной траектории. Для этого программная траектория заменялась кусочно-линейными отрезками (рис. 10), наклон каждого из которых равен $\frac{[i(t + n\Delta t) - i(t + (n-1)\Delta t)]}{\Delta t \cdot V}$ (Δt - интервал разбиения входного сигнала на кусочно-линейные участки).

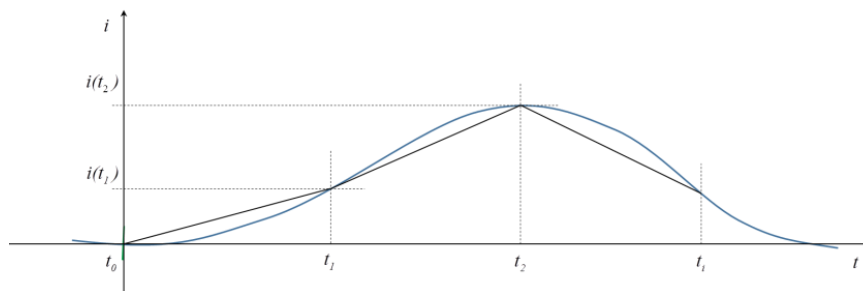


Рисунок 10 – Представление программной траектории в виде кусочно-линейных отрезков.

Летчик, воспринимая отображаемую траекторию, реагирует на наклон каждого из последовательных участков некоторой длины, при этом, они взвешиваются им в зависимости от удаления каждого из участков от летчика. Тогда сигнал $\alpha(t)$, формируемый блоком F , состоит из суммы двух сигналов $\alpha(t) = \alpha_1(t) + \alpha_2(t)$, где $\alpha_1(t)$ - реакция летчика на входной сигнал в текущий момент времени $i(t_0)$ (случай слежения с преследованием), а выражение для сигнала $\alpha_2(t)$, представляющего собой взвешенную сумму наклонов участков программной траектории, имеет вид:

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

Этот сигнал является реакцией летчика на программную траекторию, отображаемую на экране на отрезке времени $(t_0; t_0 + T_{preview})$. Весовые коэффициенты K_i ($i=1, 2, \dots, n$) определяют степень важности воспринимаемой летчиком информации, находящейся на различном удалении от прогнозного окна.

Как отмечалось выше, на характеристики описывающей функции W_L практически не влияет реакция летчика на сигнал, формируемый блоком F , поэтому выбор структуры W_L может быть определен путем моделирования системы самолет-летчик из рассмотрения ее как компенсаторной. В результате исследования по выбору такой модели, которая позволяет достигать наилучшего соответствия результатов математического и полунатурного моделирования, была выбрана модифицированная структурная модель МАИ. Таким образом, на рис. 11 приведена общая структурная схема, описывающая действия летчика в задаче слежения с преследованием и предвидением.

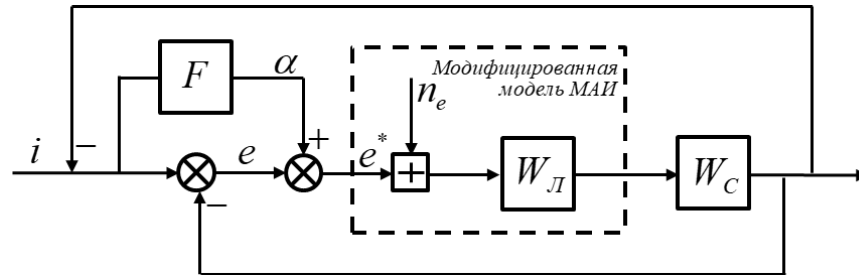


Рисунок 11 – Структурная схема поведения летчика в задаче слежения с преследованием и предвидением.

Для создания математической модели летчика при управлении с преследованием необходимо определить параметры K_0, T_1, T_2 (1). Их выбор осуществлялся путем минимизации дисперсии полной ошибки σ_e^2 . Для рассматриваемого случая σ_e^2 может быть найдена путём коррекции системы уравнений, применяемой при рассмотрении компенсаторной системы самолет-летчик, которая уже широко исследована в МАИ, когда все значения сигналов, необходимые для вычисления, определяются в один и тот же момент времени, а параметры вычисляются на каждом шаге оптимизации путем алгебраического вычисления несобственных интегралов и дисперсии σ_i^2 . Поскольку $e^* = e + \alpha$, то выражение для этого сигнала имеет вид:

$$e^* = i \frac{1+F}{1+W_L W_C} - n_e \frac{W_L W_C}{1+W_L W_C}.$$

С учетом его, полученная ниже система уравнений:

$$\begin{cases} \sigma_{e^*}^2 \left[1 - K_{n_e} \int_0^\infty \frac{|\Phi(j\omega)|^2}{1+T_L^2 \omega^2} d\omega \right] - \sigma_{e^*}^2 \left[K_{n_e} \int_0^\infty \frac{|\Phi(j\omega)|^2 T_L^2}{1+T_L^2 \omega^2} d\omega \right] = \sigma_{e_i}^2 \\ -\sigma_{e^*}^2 \left[K_{n_e} \int_0^\infty \frac{|\Phi(j\omega)|^2 \omega^2}{1+T_L^2 \omega^2} d\omega \right] + \sigma_{e^*}^2 \left[1 - K_{n_e} \int_0^\infty \frac{|\Phi(j\omega)|^2 T_L^2 \omega^2}{1+T_L^2 \omega^2} d\omega \right] = \sigma_{e_i}^2 \end{cases} \quad (3)$$

позволяет определить дисперсию сигнала ошибки $\sigma_{e^*}^2$, что делает возможным выполнение процедуры оптимизации параметров K_0, T_1, T_2 , определяющих блок F и обеспечивающих наилучшую точность выполнения задачи. Выражения для входящих в правые части системы (3) дисперсий $\sigma_{e_i}^2, \sigma_{e_i^*}^2$ имеют вид:

$$\left\{ \begin{aligned} \sigma_{e_i}^2 &= \frac{1}{\pi} \int_0^\infty S_{ii} \left| \frac{1+F}{1+W_{\mathcal{L}}W_C} \right|^2 d\omega \\ \sigma_{e_i}^2 &= \frac{1}{\pi} \int_0^\infty S_{ii} \omega^2 \left| \frac{1+F}{1+W_{\mathcal{L}}W_C} \right|^2 d\omega \end{aligned} \right. .$$

K_{n_e} – коэффициент модели плотности шума, вводимого летчиком, $S_{n_e} = K_{n_e} \pi \frac{\sigma_e^2 + T_L^2 \sigma_e^2}{1 + T_L^2 \omega^2}$ ($K_{n_e} = 0,01$), T_L – постоянная времени опережения в модели летчика $W_{\mathcal{L}}$, $\Phi(j\omega)$ – частотная характеристика замкнутой системы, S_{ii} – спектральная плотность входного сигнала.

В задаче предвидения, помимо параметров K_0, T_1, T_2 необходимо определить весовые коэффициенты K_i , формирующие сигнал $\alpha_2(t)$ в соответствии с выражением (2). В связи с тем, что сигнал $\alpha_2(t)$ определяется значениями входного сигнала на разных интервалах его предвидения $\{i(t); i(t + \Delta t); i(t + 2\Delta t); i(t + 3\Delta t) \dots\}$, то вычисление дисперсии ошибки требует разработки специального алгоритма. Это становится возможным, используя в качестве входного сигнала временной процесс, и решая задачу путем численного интегрирования уравнений, описывающих систему самолет-летчик.

В работе выбор коэффициентов K_i было предложено осуществлять последовательно: в начале путем минимизации дисперсии полной ошибки определяется коэффициент K_1 , 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 ниже.

На первом этапе процедуры задается начальное значение параметра K_1 , которое, с учетом ранее вычисленных K_0, T_1, T_2 , формирующих сигнал $\alpha_1(t)$, позволяет вычислить сигнал $\alpha(t) = \alpha_1(t) + \alpha_2(t)$, где $\alpha_2(t) = K_1 \frac{[i(t + \Delta t) - i(t)]}{\Delta t \cdot V}$.

На втором этапе процедуры проводится численное интегрирование линейной части системы самолет-летчик, которое позволяет вычислить сигналы (e_i^* и \dot{e}_i^*), и, соответственно, дисперсии этих сигналов $\sigma_{e_i}^2$ и $\sigma_{\dot{e}_i}^2$, значения которых необходимы для нахождения спектральной плотности шума, вводимого летчиком.

На третьем этапе процедуры проводится повторное численное интегрирование системы самолет-летчик, но с уже с добавлением шумовой составляющей. Результатом данного шага становилось вычисление сигнала e^* и дисперсии полной ошибки σ_e^2 .

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_i , 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 ($K_2, K_3, K_4, \text{ и т.д.}$), и, соответственно, к добавлению слагаемого, входящего в состав сигнала $\alpha_2(t)$. После этого проводится повторение этапов 1-4. Результатом каждой такой итерации становится минимальное значение σ_e^2 и, соответствующее ей, значение весового коэффициента (на рис. 12 приведен пример оптимизации весового коэффициента K_3). Полученные в работе значения коэффициентов отражены в таблице 2.

Таблица 2 – Значения весовых коэффициентов K_i .

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. 13 приведена зависимость точности пилотирования от времени T_{prev} для вычисленных значений K_i , откуда видно, что также, как и в эксперименте, результаты которого приведены на рисунке 6, увеличение времени T_{prev} приводит к значительному уменьшению дисперсии ошибки отслеживания текущего значения траекторного положения до величин $T_{prev} \cong 2,5$ сек. Дальнейший рост времени предвидения не приводит к уменьшению ошибки, и даже вызывает, как и в эксперименте, некоторое увеличение дисперсии ошибки слежения. Эти результаты совпадают с результатами экспериментальных исследований, приведенных в Главе 2.

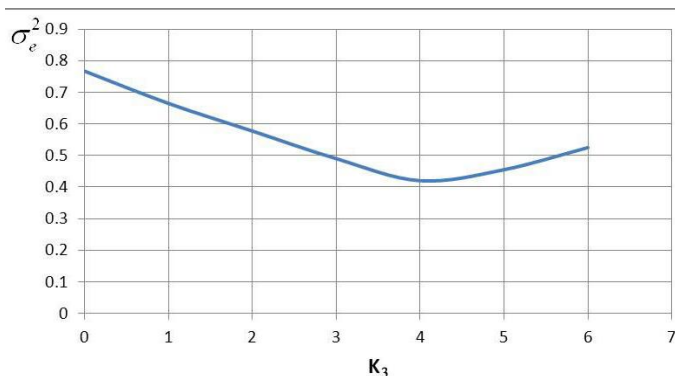


Рисунок 12 – Выбор весового коэффициента K_3 .

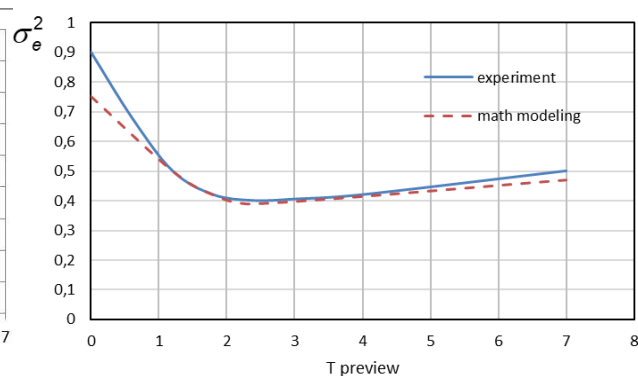


Рисунок 13 – Сравнение результатов мат. моделирования с экспериментальными.

Четвертая глава посвящена решению ряда прикладных задач путем проведения экспериментальных исследований на пилотажном стенде с использованием созданных средств настройки параметров дисплея. Одной из таких задач является решение проблемы компенсации эквивалентного фазового запаздывания в тракте системы управления, характерного для

современных самолетов, а также запаздывания в тракте управления оператором беспилотного летательного аппарата. Для решения этой проблемы в работе для компенсации запаздывания предлагается использование не измеренных угла наклона траектории и его производной, которые при наличии запаздывания равны $\theta \cdot e^{-\tau p}$, $\dot{\theta} \cdot e^{-\tau p}$, а вычисленных в бортовой вычислительной машине (БЦВМ) с использованием математической модели этих переменных, не учитывающих запаздывание в тракте управления (рис. 14).

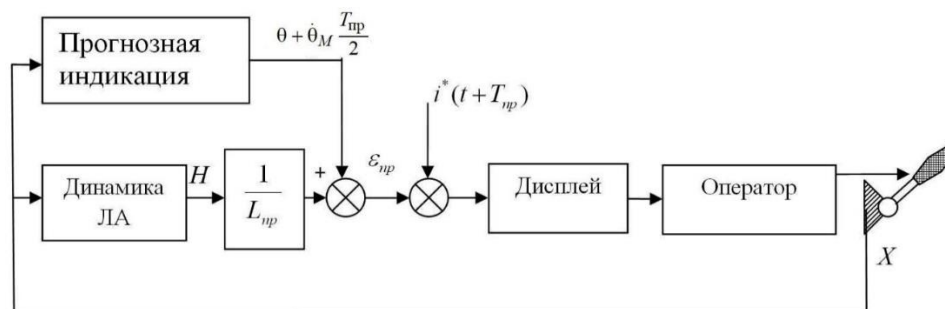


Рисунок 14 – Структурная схема системы самолет-летчик в случае компенсации запаздывания. В этом случае прогнозный угол $\varepsilon_{пр}$, передаваемый на экран дисплея, имеет вид:

$$\varepsilon_{пр} = \left(\frac{\Delta H}{L} + \theta \right) e^{-\tau p} + \dot{\theta}_M \frac{T_{пр}}{2}. \quad (4)$$

Его использование позволяет существенно улучшить фазовую характеристику объекта управления ($W_c = \frac{\varepsilon_{пр}}{X_B}$), значение которой во всем частотном диапазоне превышает -180° .

Для случая, когда угол $\varepsilon_{пр}$ определен в соответствии с предложенным законом (4), математическое моделирование показало, что дисперсия отклонения вертикального положения ЛА от программной траектории 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.

С целью проверки влияния неточности знания математической модели объекта управления, при вычислении прогнозного угла наклона траектории в бортовой цифровой вычислительной машине в работе были проведены четыре серии экспериментов:

1. Эксперименты, выполненные в условиях отсутствия запаздывания в тракте управления;
2. Эксперименты, в которых для формирования прогнозная индикация, осуществляемой без компенсации запаздывания в тракте управления, использовались измеренные значения фазовых координат;
3. Эксперименты, в которых для формирования прогнозная индикация, 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 индикации, прогнозный угол формировался так же, как и в третьей серии экспериментов, однако, 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. 15), безусловно, сказывается на точности отслеживания высоты полета.

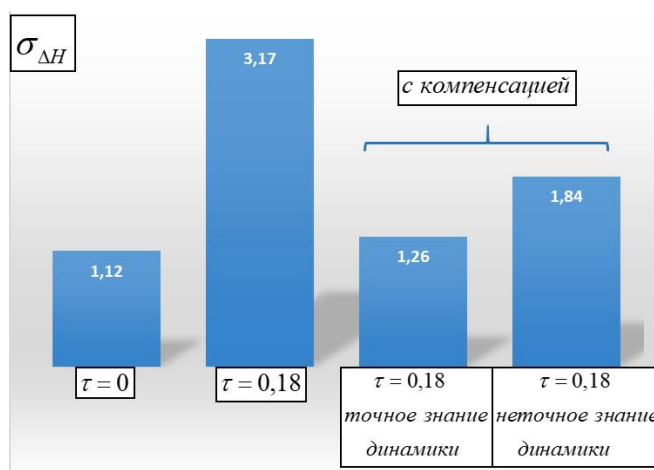


Рисунок 15 – Результаты экспериментальных исследований ($\tau = 0,18$ сек).

Но, вместе с тем, даже при использовании неточной математической модели алгоритм компенсации запаздывания позволяет уменьшить $\sigma_{\Delta H}$ в 1.72 раза. 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. 16. Отсюда видно, что 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.

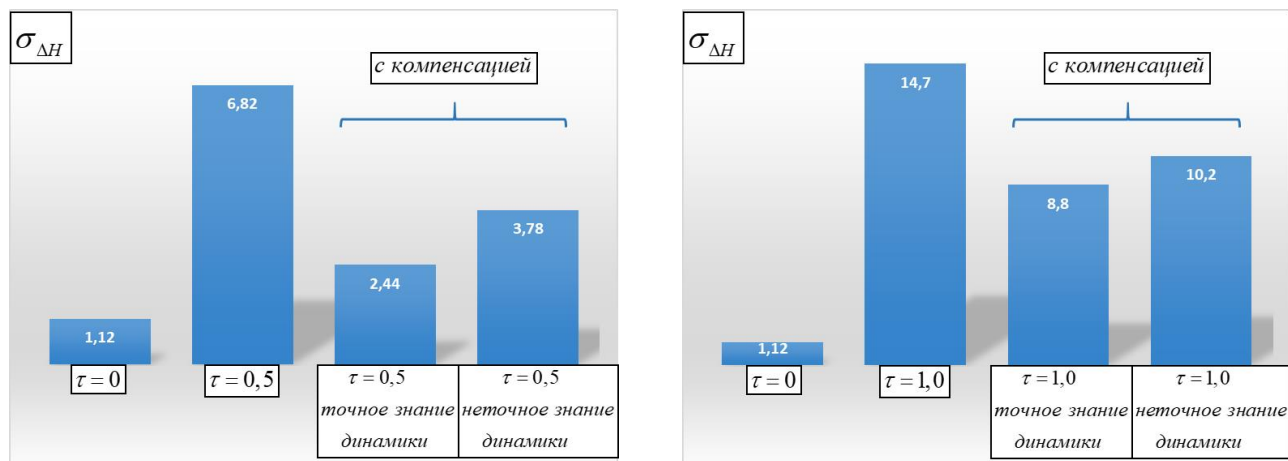


Рисунок 16 – Результаты экспериментальных исследований ($\tau = 0,5; 1,0$ сек).

В Главе 2 работы было показано, что использование дисплея с предвидением приводит не только к улучшению точности пилотирования, но и к значительному уменьшению дисперсий отклонения и скорости отклонения рычага управления, а, следовательно, существенному уменьшению загрузки летчика. Следствием этого является также снижение скорости отклонения рулевых поверхностей. В связи с тем, что ограничения на максимальные скорости отклонения рулевых поверхностей являются одной из причин (особенно для статически неустойчивых самолетов) раскачки самолета летчиком, в работе исследовалась возможность подавления этого эффекта при пилотировании с прогнозным дисплеем. В качестве примера рассматривался статически неустойчивый самолет, у которого динамическая устойчивость обеспечивалась путем введения обратных связей по перегрузке и угловой скорости. Исследования были проведены при максимальных скоростях отклонения привода $\dot{\delta}_{\max} = 60$ град./сек и $\dot{\delta}_{\max} = 30$ град./сек. В обоих случаях ставилась задача слежения за прогнозным углом визирования $W_c = \frac{\varepsilon_{pr}}{X_e}$. Результаты экспериментальных исследований приведены на рис. 17. Точность отслеживания программной траектории в условиях компенсаторного слежения при ограничении на максимальную скорость отклонения привода - 60 град./сек. составляет $0,94 \text{ м}^2$. При переходе к слежению с предвидением при неизменном ограничении, происходит улучшение точности отслеживания программной траектории до $0,48 \text{ м}^2$. При дальнейшем изменении $\dot{\delta}_{\max}$ до 30 град./сек точность значительно ухудшается до $4,86 \text{ м}^2$. Последующая реконфигурация системы отображения информации путем увеличения времени прогноза с 0,9 секунд до 1,7 секунд и изменения времени предвидения с 2,4 секунд до 2,7 секунд приводит к значительному улучшению точности выполнения задачи - $1,0 \text{ м}^2$.

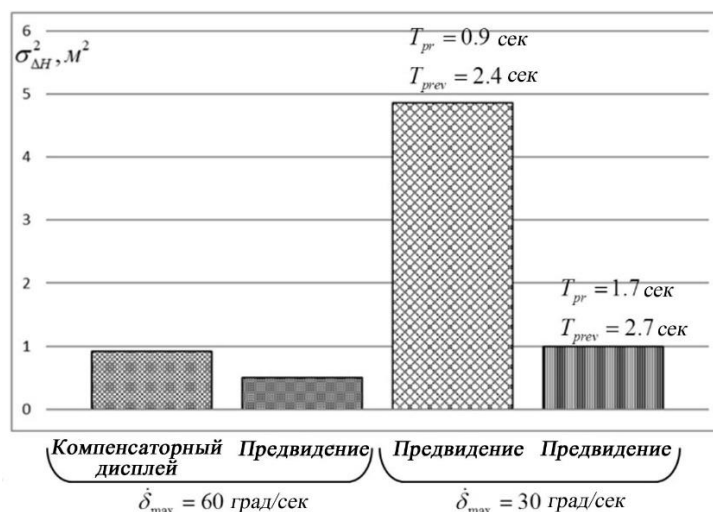


Рисунок 17 – Результаты экспериментальных исследований.

Приложения к настоящей работе включают в себя описание конфигураций HAVE РЮ, которые использовались при экспериментальных исследованиях, описание общих принципов построения прогнозного дисплея, разработанного в МАИ, а также результаты экспериментальных исследований по выявлению закономерностей в поведении летчика при переходе от компенсаторного дисплея к дисплеям с преследованием и предвидением.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Основными результатами выполненных в работе исследований являются:

1. Фундаментальные закономерности поведения летчика при переходе от компенсаторной задачи пилотирования к задачам преследования и предвидения, и влияние на них характеристик спектра входного сигнала, динамики объекта управления и времени предвидения;
2. Возможности значительного улучшения точности пилотирования и уменьшения отклонений и скоростей отклонения рычагов управления при использовании дисплея с предвидением. Наличие оптимальной величины времени предвидения, обеспечивающей минимальную ошибку выполнения целевой задачи;
3. Алгоритм идентификации составляющих характеристик, определяющих действия летчика в задаче управления с преследованием и предвидением, 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. Разработанная математическая модель поведения летчика в задачах преследования и предвидения, а также методика выбора параметров модели, предусматривающая процедуру численного решения уравнений, описывающих динамику системы самолет-летчик на каждом

шаге оптимизационной процедуры выбора параметров. Продемонстрирована адекватность результатов математического моделирования результатам экспериментальных исследований;

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

7. Подтвержденная экспериментально целесообразность применения дисплея с предвидением при выполнении ручного управления современными летательными аппаратами, характеризующимися наличием эквивалентного временного запаздывания в тракте управления, а также предложен алгоритм подавления эффекта запаздывания до величины $\tau = 1$ сек;

8. Экспериментально подтвержденная эффективность использования дисплея с предвидением в условиях снижения максимальных скоростей отклонения рулевых поверхностей.

СПИСОК РАБОТ, ОПУБЛИКОВАННЫХ АВТОРОМ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

1. *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, (4 с. авт., №1988, перечень ВАК, от 26.07.2017 г.);
2. *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, (3 с. авт., №194, перечень МБД, от 30.06.2017 г.);
3. *А.В. Ефремов, М.С. Тяглик, И.Х. Иргалеев, В.Г. Цыпенко*, *Integration of Predictive Display and Aircraft Flight Control System*, *MATEC Web of Conferences*, 2017 (3 с. авт., Scopus, Web of Science);
4. *Ефремов А.В., Тяглик М.С., Тюменцев Ю.В., Тяглик А.С., Иргалеев И.Х., Тищенко А.Н.*, “принципы построения системы управления и формирования программной траектории для посадки на лунную поверхность перспективного космического летательного аппарата”, *Общероссийский научно-технический журнал «ПОЛЕТ»*, 2018, (4 с. авт., №1503, перечень ВАК, от 30.11.2018 г.);
5. *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, (3 с. авт., №202, перечень МБД, от 03.08.2018 г.);
6. *А.В. Ефремов, М.С. Тяглик, И.Х. Иргалеев, Е.В. Ефремов* “Predictive display design for the vehicles with time delay in dynamic response”, *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 2018, (3 с. авт., Scopus, Web of Science);
7. *А.В. Ефремов, М.С. Тяглик, И.Х. Иргалеев, А.С. Тяглик*, “Разработка математической модели летчика в задаче управления с предвидением”, *Известия вузов. Авиационная техника*, 2019, (4 с. авт., №210, перечень МБД, от 24.07.2019 г.);
8. *А.В. Ефремов, М.С. Тяглик, И.Х. Иргалеев*, “Development of Pilot Mathematical Model in the Preview Manual Control Task”, *IFAC-PapersOnLine*, 2019, (3 с. авт., Scopus, Web of Science);
9. *А.В. Ефремов, Е.В. Ефремов, З. Мбикаи, И.Х. Иргалеев*, “Influence of inceptors on pilot-aircraft system characteristics and flying qualities”, *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 2019, (2,5 с. авт., Scopus, Web of Science);
10. *А.В. Ефремов, М.С. Тяглик, И.Х. Иргалеев*, “Pilot behavior in preview tracking task”, *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 2020, (6 с. авт., Scopus).