

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

На правах рукописи



Проданик Владислав Александрович

**РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ ОЦЕНКИ ПИЛОТАЖНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК
В ЗАДАЧАХ МНОГОКАНАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ**

Специальность 2.5.16.

Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов
(технические науки)

Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук

Научный руководитель

Доктор технических наук, профессор

Ефремов Александр Викторович

Москва 2026 г.

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ	4
ГЛАВА 1 Постановка задачи по разработке методики вычисления субъективной оценки летчика пилотажных характеристик ЛА	15
ГЛАВА 2 Методика идентификации характеристик системы самолет-летчик и закономерности поведения летчика в задаче двухканального управления	21
2.1 Особенности задачи двухканального управления	21
2.2 Выбор параметров входных сигналов	24
2.3 Алгоритм интерполяции на общие частоты	26
2.4 Проведение экспериментальных исследований	28
2.5 Условие «развязки» каналов управления	33
ГЛАВА 3 Разработка математической модели управляющих действий летчика в задаче двухканального управления	39
3.1 Подходы к моделированию характеристик управляющих действий летчика	39
3.2 Модификация структурной модели управляющих действий летчика для моделирования задачи двухканального управления с перекрестными связями	43
ГЛАВА 4 Методика прогноза оценки пилотажных характеристик в задаче многоканального управления.....	48
4.1 Установление зависимости оценок по шкале Купера-Харпера от оценок по шкале NASA-TLX	53
4.2 Прогноз оценки пилотажных характеристик по параметрам системы самолет-летчик	56
4.3 Методика прогноза оценки пилотажных характеристик в задаче двухканального управления.....	59
ГЛАВА 5 Разработка средств автоматизации контура ручного управления, обеспечивающих «развязку» каналов управления	65
5.1 Формирование фильтра «развязки»	65
5.2 Синтез регулятора, основанного на принципе обратной динамики.....	67
5.3 Введение обратных связей и PI-регулятора	69
5.4 Введение средств автоматизации в контур ручного управления вертолетом Ми-8	71

5.5 Введение PI-регулятора в контур ручного управления вертолетом соосной схемы	81
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	89
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.....	92
ПРИЛОЖЕНИЕ А	98
ПРИЛОЖЕНИЕ Б.....	102

ВВЕДЕНИЕ

Актуальность и степень разработанности. Одной из ключевых задач при проектировании летательных аппаратов является обеспечение безопасности пилотирования. Для ее решения создаваемую авиационную технику оснащают средствами автоматизации, обеспечивающими необходимые пилотажные свойства и ограничивающими возможность выхода на критические режимы полета [1, 2, 3]. Кабины современных пилотируемых ЛА оснащают пилотажно-навигационными дисплеями, исключающими необходимость сканирования взгляда летчика между приборами, каждый из которых отображает изменение той или иной фазовой координаты ЛА. Использование таких дисплеев упрощает процесс пилотирования, снижает нагрузку летчика и, в конечном итоге, позволяет с большей точностью выполнить задачу и в целом улучшает пилотажные характеристики. Улучшение пилотажных характеристик (ПХ) является важнейшей задачей при создании летательных аппаратов и, как следует из результатов исследований, приведенных в [4], приводит к повышению безопасности полета, уменьшению вероятности возникновения аварийной ситуации при ошибочных действиях летчика. Статистические данные [5] за последние 10 лет показывают, что ошибки летчика в процессе выполнения задачи ручного управления являются основным фактором летных происшествий (до 40% от всех происшествий), вследствие чего поиск средств улучшения ПХ является важнейшей технической задачей. Для ее решения необходимо иметь совокупность методик, одной из которых является методика предсказания пилотажных характеристик ЛА на этапе проектирования. Сложность ее создания заключается в многообразии задач, решаемых летчиком в процессе пилотирования. К ним относятся посадка, в том числе посадка на короткую полосу, дозаправка, прицеливание, полет строем и ряд других. Некоторые из них на определенных временных интервалах можно отнести к простым задачам одноконтурного слежения. В большинстве же случаев при пилотировании летчик образует несколько контуров и/или одновременно управляет в нескольких

каналах. Например, при изменении угла тангажа, осуществляемом путем отклонения рычага управления или штурвальной колонки, летчик также изменяет положение сектора газа, чтобы сохранить скорость полета. Также и в боковом канале при создании крена летчик отклоняет педали, чтобы убрать возникающий угол скольжения. Подобные задачи называются задачами многоканального управления. Они характеризуются высокой психофизиологической нагрузкой летчика, обусловленной распределением его внимания между каналами, а также присутствием между каналами управления перекрестных связей, влияние которых летчик вынужден компенсировать. При анализе динамических характеристик современных летательных аппаратов у многих из них можно отметить существенную взаимосвязь между каналами управления. Наиболее яркими примерами такой взаимосвязи могут служить перекрестные связи в продольном и боковом каналах при полете на больших углах атаки, перекрестные связи между каналами управления углами крена и рысканья у многоразовых космических ЛА (Буран, Space Shuttle) и сверхзвуковых пассажирских самолетов, а также перекрестные связи между каналами управления вертолетом на режиме висения. Управление в нескольких каналах, особенно при сильно выраженных перекрестных связях, увеличивает нагрузку летчика, ухудшает оценку пилотажных характеристик и, как следствие, может привести к его ошибочным действиям и снижению безопасности полета. В связи с этим возникает необходимость в детальном изучении закономерностей поведения летчика при выполнении задач многоканального управления для последующей разработки средств автоматизации контура ручного управления, позволяющих повысить безопасность пилотирования.

Первые работы, посвященные изучению характеристик управляющих действий летчика, выполнены англичанином А. Тастином, появились в период второй мировой войны. В своих исследованиях он ввел понятия описывающей функции летчика и ремнанты (шумовая составляющая в действиях летчика), выявил свойство адаптации человека-оператора к динамике объекта управления

[6]. В США подобные исследования были выполнены в конце второй мировой войны [6].

В послевоенный период появление реактивной авиации, характеризующейся значительным расширением диапазонов скоростей и высот, вызвавшим в свою очередь изменение пилотажных характеристик, значительно увеличило интерес к исследованиям свойств поведения летчика и его возможностей в процессе управления самолетом. В это время появляется ряд работ, выполненных в институте им. Франклина (Franklin Inc.), корпорациях Гудьер (Goodyear Corp.) и Специалистов по Управлению (Control Specialists Inc.), посвященных разработке метода идентификации описывающей функции и ремнанты, а также нелинейной модели человека-оператора. Параллельно в Массачусетском технологическом институте (MIT) Расселом и Элкингом [6] были получены результаты по влиянию некоторых видов спектров входного сигнала, а также динамики объекта управления на описывающую функцию и ремнанту летчика. В 1957 году появилась работа Д. МакРуера и Е. Кренделя "Динамическая реакция человека-оператора" [7]. В этой работе собраны и систематизированы результаты исследований характеристик поведения летчика, выполненные к тому времени в различных организациях США, и приведены некоторые модели описывающей функции летчика в задаче одноконтурного слежения при восприятии визуальной информации.

В 60-х годах прошлого века исследования в этой области начали проводиться и в отечественном научном сообществе. Наиболее значительными среди них являются результаты, полученные в ЦАГИ, ЛИИ, МАИ, Академии им. Н.Е. Жуковского и ряде других организаций. В целом работы, выполненные в отечественных научных центрах, за исключением отдельных направлений, в течение длительного времени не носили систематического характера. Этот факт в сочетании с незавершенностью зарубежных исследований привел к тому, что многие вопросы изучения поведения летчика оказались полностью или частично не изученными.

Несмотря на то, что исследования в области изучения характеристик управляющих действий летчика уже несколько десятков лет, лишь единичные работы, выполненные в 70-х – 80-х годах прошлого столетия, посвящены изучению поведения летчика и характеристик системы самолет-летчик в задачах многоконтурного и многоканального управления. Переход в исследованиях поведения человека-оператора от одноканальной задачи к более сложным ситуациям является значительным прогрессом. Однако полученные в этих работах результаты не были подкреплены дальнейшими исследованиями и явились только первыми шагами на пути получения достаточно общей картины поведения оператора в сложных задачах управления. В этот же период были начаты исследования характеристик управляющих действий человека в задачах многомодального управления, когда соответствующие стимулы одновременно действуют на различные органы чувств. Значительный прогресс в этом направлении был достигнут в работах Л. Янга [8] при изучении влияния акселерационной информации. Несмотря на значительный объем исследований, выполненных в зарубежном научном сообществе, многие факторы и аспекты поведения летчика оказались неизученными. Для более детального изучения поведения летчика в задачах многоканального управления необходима методика идентификации характеристик системы самолет-летчик по результатам эксперимента, которая бы позволяла оценивать не только изолированное управление в каждом из каналов, но и присутствующие между ними перекрестные связи. Это значительно усложняет процесс идентификации, так как даже в случае двухканальной задачи число характеристик, описывающих объект управления и управляющие действия летчика, в общем случае увеличивается в четыре раза по сравнению с более простой одноканальной задачей, а для учета перекрестных связей необходимо использовать два некоррелированных друг с другом входных сигнала. На настоящий момент подобной законченной методики не существует, что свидетельствует о необходимости ее разработки, чему посвящена Глава 2.

Одновременное управление в нескольких каналах сказывается на параметрах системы самолет-летчик и, как следствие, влияет на оценку пилотажных характеристик ЛА. При осуществлении процесса пилотирования летчик всегда формирует свое суждение о его свойствах, основываясь на ряде факторов таких, как качество управления, физические и психофизиологические затраты. Определение пилотажных характеристик происходит путем проведения экспериментальных исследований на пилотажном стенде или в полете, в которых летчик выставляет субъективную оценку в рамках специализированных шкал, количественно отражающих качество выполнения задачи пилотирования, а также требуемых для этого физических и психофизиологических затрат. В практике исследований различных задач динамики и управления полетом наибольшее распространение получила шкала Купера-Харпера [9], разработанная в пятидесятые годы прошлого столетия. Широкое использование этой шкалы связано с ее удобством из-за понятных числовых значений оценок, выставленных летчиком. Каждому значению оценки летчика соответствует словесное описание точности, достигнутой в эксперименте, и уровня вводимых при этом компенсирующих действий летчика.

Несмотря на широкое распространение шкалы Купера-Харпера, она имеет и ряд недостатков. В рамках шкалы не допускаются дробные оценки, а от летчика (оператора) требуется опыт работы со шкалой. Также между оценками летчиков наблюдаются значительные разбросы, поскольку нет четких рекомендаций по выбору требуемых характеристик выполнения задачи и определению уровня компенсации летчика, вследствие чего каждый летчик интерпретирует эти понятия по-своему.

Подавляющее большинство критериев оценки пилотажных характеристик, включаемых в нормативные требования, является требованиями к параметрам ЛА. Помимо этого создан и ряд критериев, основанных на требованиях к параметрам системы самолет-летчик. Таким критерием является, например, критерий Нила-Смита [10], который нормирует резонансный пик замкнутой

системы и показатель компенсирующих действий, вводимых летчиком на частоте, соответствующей полосе пропускания замкнутой системы. В работах МАИ [11, 12, 13, 14] была предложена модификация критерия Нила-Смита, которая получила название «Критерий МАИ», а также обоснован критерий выбора пилотажных характеристик, получивший название «Новый критерий МАИ». Однако все эти критерии построены в терминах уровней пилотажных характеристик и, как следствие, не позволяют получить количественную оценку пилотажных характеристик в рамках рассматриваемой шкалы. Помимо этого, все эти критерии определены для одноконтурных задач.

Впервые вычисленную оценку пилотажных характеристик ЛА как функцию от переменных системы самолет-летчик в 1970 году рассмотрели в своих работах [15, 16] Р. Андерсон и Дж. Диллоу. Ими была предложена концепция “paper pilot” («бумажный летчик»), основанная на вычислении оценки пилотажных характеристик по результатам математического моделирования в зависимости от среднеквадратических отклонений перемещения рычага управления и фазовой координаты, а также от постоянной времени летчика, характеризующей его компенсирующие действия. В отечественной литературе вопрос оценки пилотажных характеристик ЛА для задачи двухконтурного слежения был рассмотрен в работе Л.М. Аносовой [17]. Ей была установлена зависимость между так называемой Ψ -шкалой и шкалой Купера-Харпера и разработана методика вычисления оценки пилотажных характеристик по Ψ -шкале по результатам математического моделирования. Несмотря на это, на настоящий момент не существует методики прогноза оценки пилотажных характеристик ЛА по результатам математического моделирования в задачах многоканального управления с перекрестными связями, как не существует и достоверных математических моделей управляющих действий летчика в таких задачах.

В 60-х – 70-х годах прошлого столетия в США были сформированы несколько основных подходов к моделированию управляющих действий летчика [18, 19, 20, 21, 22, 23], которые в дальнейшем получили развитие в Московском

авиационном институте. К ним относятся традиционный подход, основанный на предварительно заданной структуре модели, структурный подход, являющийся развитием традиционного подхода, а также оптимальный подход, который подразумевает описание летчика как оптимального регулятора. В Московском авиационном институте разработаны различные модификации этих моделей [11, 12, 24], однако ни одна из модификаций не позволяет выполнять математическое моделирование задачи многоканального управления с перекрестными связями, что говорит о необходимости разработки такой модели.

Целью исследования является разработка методики оценивания пилотажных характеристик средствами математического моделирования системы самолет-летчик, и ее применение к задачам разработки алгоритмов систем управления в задачах многоканального управления.

Задачи исследования:

- разработать методику идентификации характеристик управляющих действий летчика в задаче многоканального управления;
- исследовать закономерности поведения летчика в задаче многоканального управления;
- разработать математическую модель управляющих действий летчика в задаче многоканального управления;
- разработать методику прогноза оценки пилотажных характеристик в различных задачах слежения, включая многоканальное управление;
- обосновать выбор средств автоматизации, обеспечивающих «развязку» каналов управления.

Научная новизна.

- 1) Предложена методика идентификации характеристик системы самолет-летчик в задачах многоканального управления с перекрестными связями.

2) Выявлены закономерности поведения летчика в задачах многоканального управления.

3) Разработана модификация структурной модели управляющих действий летчика для задач многоканального управления с перекрестными связями.

4) Разработана методика прогноза оценки пилотажных характеристик в задачах многоканального управления.

Теоретическая значимость.

1) Полученная в работе методика идентификации характеристик управляющих действий летчика позволяет оценить влияние перекрестных связей между каналами на характеристики системы самолет-летчик.

2) Модифицированная математическая модель управляющих действий летчика в задаче многоканального управления позволяет получить результаты, адекватные результатам полунатурного моделирования.

3) Установлена зависимость между шкалой NASA-TLX и шкалой Купера-Харпера.

4) Установлены зависимости между оценками TLX и характеристиками системы самолет-летчик.

5) Получены критерии для предсказания субъективной оценки летчика в задачах одноконтурного и многоканального слежения.

Практическая значимость.

1) Разработано алгоритмическое обеспечение для проведения экспериментальных исследований в задачах многоканального управления с перекрестными связями.

2) Разработанные критерии позволяют оценить пилотажные характеристики для широкого круга ЛА и задач пилотирования.

3) Предложены средства автоматизации контура ручного управления, обеспечивающие «развязку» каналов управления, улучшающие оценку пилотажных характеристик и повышающие безопасность пилотирования.

Методология и методики исследований, применяемые в настоящей работе, основаны на методах экспериментальных исследований и математическом моделировании системы самолет-летчик.

Положения, выносимые на защиту.

1) Методика идентификации характеристик системы самолет-летчик в задаче многоканального управления.

2) Закономерности поведения летчика в задачах многоканального управления.

3) Модификация структурной модели управляющих действий летчика для задачи многоканального управления с перекрестными связями.

4) Методика прогноза оценки пилотажных характеристик в задаче многоканального управления и критерий выбора ПХ, базирующийся на вычислении субъективной оценки летчика.

5) Средства автоматизации контура ручного управления, обеспечивающие «развязку» каналов управления, улучшающие оценку пилотажных характеристик и повышающие безопасность пилотирования.

Достоверность результатов математического моделирования подтверждается результатами полунатурного моделирования на пилотажном стенде МАИ, а также результатами летных экспериментов.

Апробация результатов работы. По теме исследования:

- опубликовано **3** статьи в журналах перечня ВАК (Вестник МАИ (K1) ,
Авиационная техника (K1));
- опубликовано **2** статьи в журналах, индексируемых Scopus (Springer
Aerospace (Q3), Aerospace Systems (Q2));

- представлено 12 докладов на международных и всероссийских конференциях.

Личный вклад автора. Разработана методика идентификации характеристик системы самолет-летчик и выявлены закономерности поведения летчика в задаче двухканального управления. Предложена модификация структурной модели управляющих действий летчика для задачи многоканального управления, позволяющая учитывать влияние перекрестных связей и распределения внимания летчика между каналами. Разработана методика вычисления оценки пилотажных характеристик в задаче многоканального управления по результатам математического моделирования. Предложены средства автоматизации контура ручного управления, обеспечивающие «развязку» каналов управления, улучшающие оценку пилотажных характеристик и повышающие безопасность пилотирования.

Структура и содержание исследований.

Глава 1 настоящей работы посвящена постановке задачи по разработке методики вычисления субъективной оценки летчика пилотажных характеристик ЛА в задаче двухканального управления. Описаны отличительные особенности разрабатываемой методики и определена структура исследований.

Глава 2 посвящена анализу особенностей задачи многоканального управления, разработке методики идентификации характеристик системы самолет-летчик в задаче двухканального управления и исследованию закономерностей поведения летчика в задаче двухканального управления с перекрестными связями. Произведена модификация метода коэффициентов Фурье. С целью учета влияния перекрестных связей, присутствующих между каналами управления, предложена методика выбора параметров входных сигналов и алгоритм интерполяции получаемых частотных характеристик на общие частоты. Произведена модификация разработанного в МАИ программного обеспечения для проведения экспериментальных исследований системы самолет-летчик. Проводились экспериментальные исследования на рабочей станции с

различными объектами управления и различными вариантами перекрестных связей между каналами. На основе результатов экспериментальных исследований выявлен ряд закономерностей поведения летчика в задаче двухканального управления, а также сформулировано условие «развязки» каналов управления.

Глава 3 посвящена разработке математической модели управляющих действий летчика в задаче двухканального управления, базирующейся на выявленных в Главе 2 закономерностях. За основу взят структурный подход. Разработано программное обеспечение, позволяющее производить моделирование управляющих действий летчика путем минимизации функционала качества. Результаты, полученные при помощи разработанной математической модели, показали хорошую сходимость с результатами экспериментов.

Глава 4 посвящена разработке методики оценки пилотажных характеристик в различных задачах управления, основанной на прогнозе оценки летчика. С помощью данных, полученных при полунатурном моделировании с участием нескольких тренированных операторов, установлено соответствие между шкалой Купера-Харпера и шкалой NASA-TLX, а также получены зависимости оценок пилотажных характеристик от характеристик системы самолет-летчик. Произведена валидация полученных результатов путем сравнения результатов математического моделирования и экспериментов.

В Главе 5 предложено приложение разработанных методик для разработки средств автоматизации контура ручного управления с целью улучшения оценки пилотажных характеристик и повышения безопасности пилотирования. Рассмотрены различные подходы к «развязке» каналов управления, выполнен анализ их эффективности, а также предложено использование PI-регулятора в качестве средства автоматизации, позволяющего обеспечить «развязку» каналов управления вертолетом.

ГЛАВА 1 Постановка задачи по разработке методики вычисления субъективной оценки летчика пилотажных характеристик ЛА

При разработке авиационной техники выбор параметров технической части системы самолет-летчик осуществляется путем сопоставления параметров переходных процессов, возникающих при тестовых отклонениях рычагов управления, а также частотных характеристик объекта управления, то есть системы «ЛА-система управления-рычаг-дисплей», с предъявляемыми к ним требованиями [1, 2]. На первом этапе выбор параметров объекта управления осуществляется путем математического моделирования и сопоставления вычисленных параметров с предъявляемыми к ним требованиями. Требования к этим параметрам представляют собой области, определяющие 1-й, 2-й и 3-й уровни пилотажных характеристик, которые, по сути, являются критериями выбора пилотажных характеристик. В настоящее время разработан ряд критериев, нормируемыми параметрами которых являются параметры системы самолет-летчик («резонансный пик замкнутой системы – показатель компенсации летчика» и др.). Считается, что при проектировании элементов системы самолет-летчик их параметры должны соответствовать первому уровню пилотажных характеристик. В случае возникновения отказа, при котором пилотажные характеристики ухудшаются, допускается продолжение выполнения целевой задачи при ухудшенном качестве управления и повышенной нагрузке летчика. На втором этапе решения задачи выбора параметров технической части системы самолет-летчик проводят экспериментальные исследования на пилотажных стендах с участием летчиков с целью уточнения субъективных оценок летчика путем их опроса по специализированным шкалам. Наибольшее распространение среди шкал при оценивании ПХ получила шкала Купера-Харпера [9], в терминах которой и определяются границы, разделяющие области нормируемых параметров на 1-й, 2-й и 3-й уровни ПХ. Считается, что граница, разделяющая 1-й и 2-й уровень, соответствует оценке $PR=3,5$, а граница, разделяющая 2-й и 3-й уровень ПХ, соответствует оценке $PR=6,5$. Такой способ определения требований

к ПХ не ориентирован на достижение наилучших пилотажных характеристик, соответствующих оценкам близким к $PR=1$.

В работе [25] показано, что в случае управления объектом, соответствующим оптимальной динамике, то есть динамике, при которой летчик во всем диапазоне действует наипростейшим образом (т.е. как коэффициент усиления), достигается наивысшая точность и при этом оценка летчика по шкале Купера-Харпера $PR=1$. Экспериментальные исследования показали, что среднеквадратическая величина ошибки отслеживания командного сигнала в этом случае на 60% меньше по сравнению с объектом, соответствующим оценке $PR=3,5$. Возможность достижения существенного улучшения точности, а, следовательно, эффективности выполнения целевых задач, требует пересмотра парадигмы выбора пилотажных характеристик – выбирать их не из условия принадлежности первому уровню ПХ, а из условия обеспечения наилучших пилотажных характеристик в каждой целевой задаче. Для реализации такой парадигмы необходимо разработать методику выбора пилотажных характеристик, позволяющую в конечном итоге средствами математического моделирования вычислять субъективную оценку летчика, стремясь обеспечить средствами автоматизации ее наименьшие значения. Пионерской работой в части создания такого подхода является исследование, выполненное в США Андерсоном и Диллоу [15, 16], посвященное оценке пилотажных характеристик летательных аппаратов вертикального взлета и посадки на режиме висения. В этой задаче модель летчика состояла из двух линейных блоков, оценивающих его действия в двухконтурной системе стабилизации продольного положения. Параметры модели выбирались путем минимизации функционала, искомые значения которого являлись вычисленными субъективными оценками летчика. Выбор весовых коэффициентов функционала выполнялся исходя из условия близости вычисленной оценки оценкам, полученным в процессе летных испытаний. Идея этой методики, называемой ее авторами «бумажный летчик», была использована и развита в работе [17] при решении той же задачи стабилизации продольного

положения вертолета на режиме висения. Здесь выбор параметров осуществлялся путем минимизации функционала, численное значение которого соответствовало оценке по так называемой Ψ -шкале (не получившей широкого применения в практике), а соответствие результатов математического моделирования и экспериментов в работе проверено путем измерения частотных характеристик замкнутой системы.

В настоящей работе рассматривается задача выбора пилотажных характеристик в задаче многоканального (двухканального) управления путем вычисления субъективной оценки летчика ПХ. Основные составляющие разработанной методики приведены на рисунке 1.1.

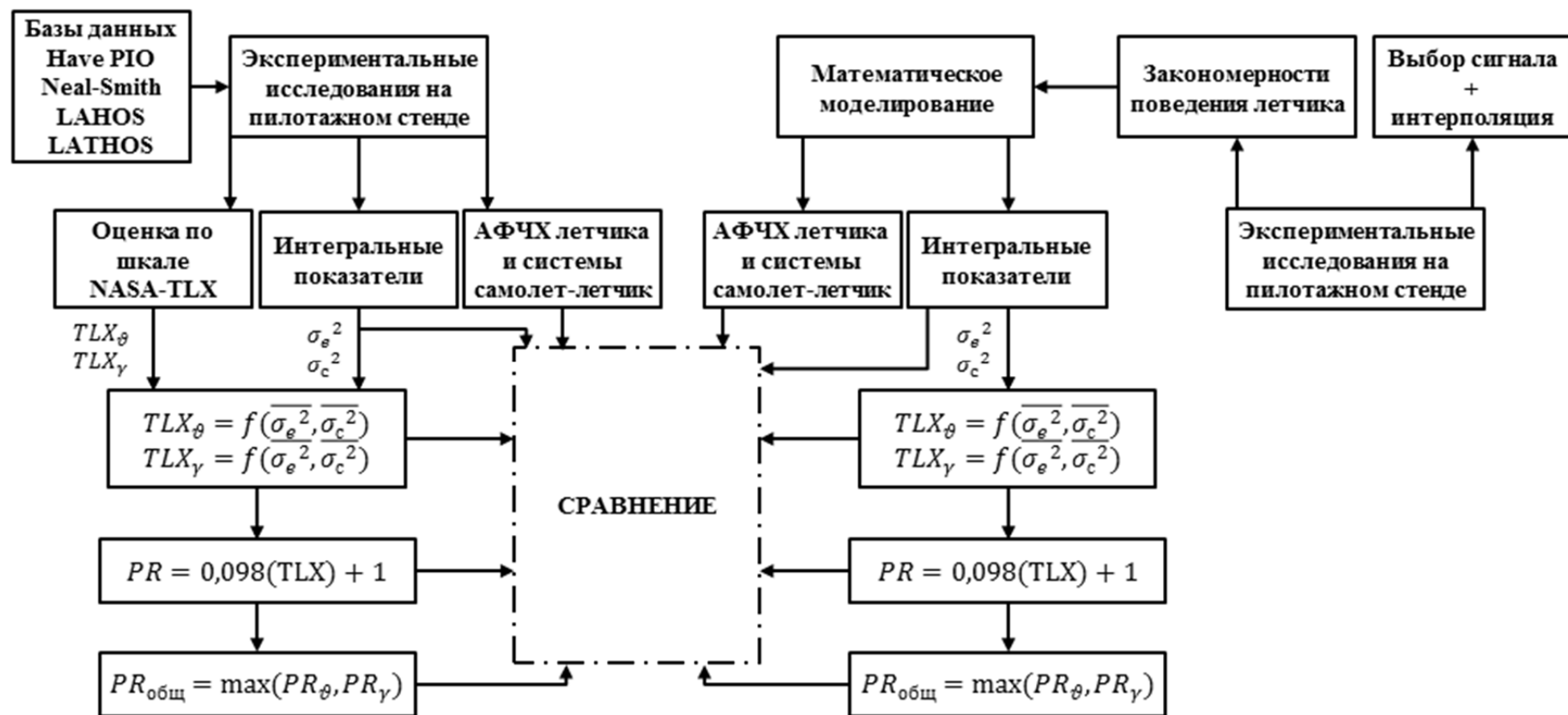


Рисунок 1.1. – Составляющие методики прогноза оценки летчика

Отличительными ее особенностями по сравнению с рассмотренными выше подходами к цифровому предсказанию субъективной оценки летчика являются:

- использование шкалы NASA-TLX при проведении экспериментальных исследований на пилотажных стендах по оценке в каждом из каналов пилотажных характеристик достаточно большой базы данных динамических конфигураций, исследовавшихся ранее в летных испытаниях;
- установление аналитической связи оценок по шкале NASA-TLX с измеряемыми в экспериментах показателями точности и загрузки летчика (оценками дисперсий и среднеквадратических отклонений ошибок и перемещений рычагов управления);
- установление аналитической связи между оценками, получаемыми по шкале Купера-Харпера и оценками, выставляемыми участниками экспериментов по шкале NASA-TLX, и правила выбора итоговой оценки по частным оценкам пилотажных характеристик в каждом из каналов управления;
- математическое моделирование системы самолет-летчик в задаче двухканального управления с и без перекрестных связей. Выбор параметров модели летчика в каждом из каналов, а также вычисление показателей качества и загрузки осуществляются путем минимизации квадратичного функционала качества, учитывающего точность выполнения задачи пилотирования и загрузку летчика в каждом из каналов управления.

Для реализации настоящей методики необходимо было провести дополнительные исследования по уточнению закономерностей поведения летчика в задачах многоканального управления и использование этих знаний для формирования математической модели летчика в рассматриваемой задаче управления. Так как в настоящей работе рассматривается задача двухканального управления, в которой динамика ЛА характеризуется наличием перекрестных

связей, для вычисления характеристик управляющих действий летчика необходимо было разработать соответствующее алгоритмическое обеспечение, позволяющее с достаточной точностью определять частотные характеристики матрицы элементов описывающих функций (1.1).

$$W_{\text{л}}(j\omega) = \frac{S_{c_i}(j\omega)}{S_{e_i}(j\omega)} \quad (1.1)$$

где $S_{(\bullet)}$ – спектральная плотность, c – вектор управления, e – вектор фазовых координат.

Решению этой задачи, базирующемуся на использовании метода коэффициентов Фурье, посвящена 2 глава настоящей работы. Здесь же обосновывается необходимость введения двух полигармонических входных сигналов с наборами ортогональных частот, а также процедура интерполяции результатов измерений на общие частоты. Полученные в экспериментах закономерности поведения летчика явились основой для разработки математической модели управляющих действий летчика в задаче двухканального управления.

ГЛАВА 2 Методика идентификации характеристик системы самолет-летчик и закономерности поведения летчика в задаче двухканального управления

2.1 Особенности задачи двухканального управления

Большинство задач многоканального управления на ограниченном интервале времени являются двухканальными. Структурная схема двухканальной системы самолет-летчик представлена на рисунке 2.1.

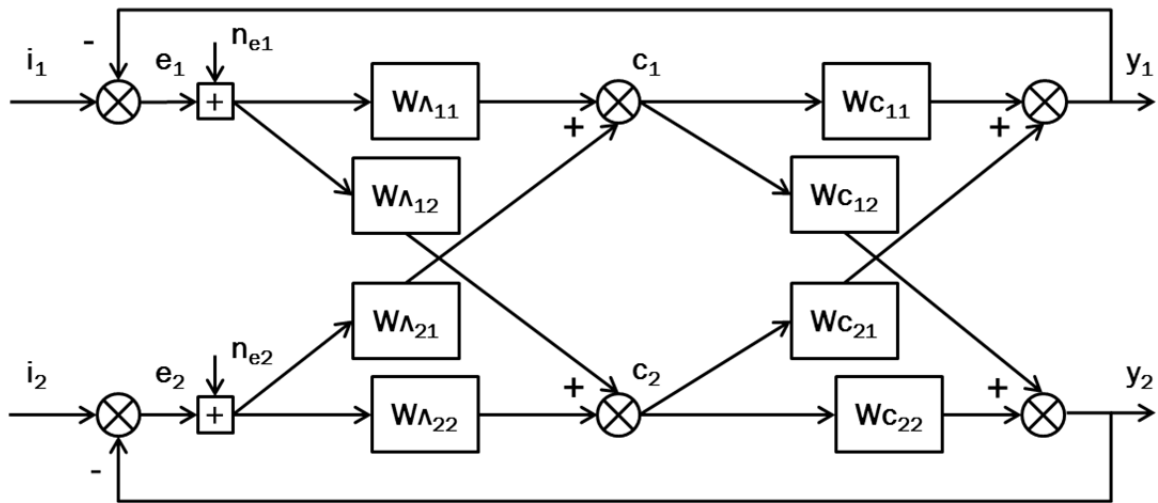


Рисунок 2.1. – Двухканальная система самолет-летчик

В отличие от более простой задачи одноканального управления (рисунок 2.2), в задаче двухканального управления количество описывающих управляющие действия летчика характеристик в общем случае увеличивается в четыре раза [25], поскольку для компенсации присутствующих между каналами объекта управления перекрестных связей летчику необходимо вводить «развязывающие действия» путем формирования собственных перекрестных связей.

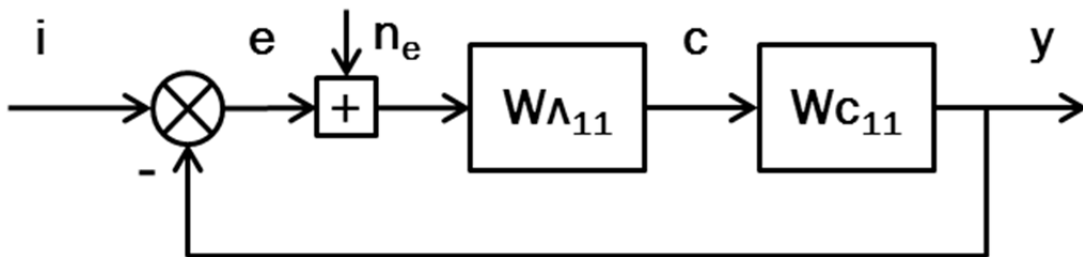


Рисунок 2.2. – Одноканальная система самолет-летчик

Если представить описывающие функции летчика и объекта управления в виде матриц (рисунок 2.3), то выражения характеристик управляющих действий летчика в задаче двухканального управления согласно [25] имеют вид (2.1).

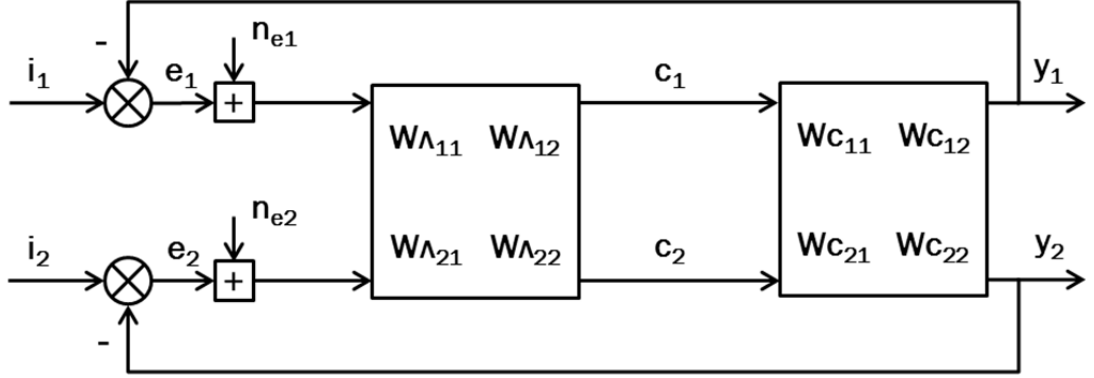


Рисунок 2.3. – Двухканальная система самолет-летчик

$$\begin{aligned}
 W_{\Lambda_{11}}(j\omega) &= \frac{\left(\frac{C_1(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right) \left(\frac{E_2(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right) - \left(\frac{C_1(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right) \left(\frac{E_2(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right)}{\left(\frac{E_1(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right) \left(\frac{E_2(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right) - \left(\frac{E_1(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right) \left(\frac{E_2(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right)} \\
 W_{\Lambda_{22}}(j\omega) &= \frac{\left(\frac{C_2(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right) \left(\frac{E_1(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right) - \left(\frac{C_2(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right) \left(\frac{E_1(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right)}{\left(\frac{E_1(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right) \left(\frac{E_2(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right) - \left(\frac{E_1(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right) \left(\frac{E_2(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right)} \\
 W_{\Lambda_{21}}(j\omega) &= \frac{\left(\frac{C_1(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right) \left(\frac{E_1(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right) - \left(\frac{C_1(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right) \left(\frac{E_1(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right)}{\left(\frac{E_1(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right) \left(\frac{E_2(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right) - \left(\frac{E_1(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right) \left(\frac{E_2(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right)} \\
 W_{\Lambda_{12}}(j\omega) &= \frac{\left(\frac{C_2(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right) \left(\frac{E_2(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right) - \left(\frac{C_2(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right) \left(\frac{E_2(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right)}{\left(\frac{E_1(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right) \left(\frac{E_2(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right) - \left(\frac{E_1(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right) \left(\frac{E_2(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right)}
 \end{aligned} \tag{2.1}$$

Алгоритм идентификации характеристик системы самолет-летчик в задаче одноканального управления подробно описывается в работах [25, 26]. Для нахождения частотных, спектральных и интегральных характеристик здесь используется метод коэффициентов Фурье:

$$W_{\pi} = \frac{C(j\omega_k)}{E(j\omega_k)} = \frac{a_c(\omega_k) - jb_c(\omega_k)}{a_e(\omega_k) - jb_e(\omega_k)}$$

$$\text{где } \begin{cases} a_{(\blacksquare)}(\omega_k) \\ b_{(\blacksquare)}(\omega_k) \end{cases} = \frac{2}{T} \int_0^T (\blacksquare) \begin{cases} \cos \\ \sin \end{cases} (\omega_k t) dt - \text{так называемые} \quad (2.2)$$

коэффициенты Фурье

В качестве входного воздействия в рамках этого метода используется полигармонический входной сигнал (рисунок 2.4), параметры которого выбраны из условия ортогональности:

$$i(t) = \sum_{k=1}^N A_k \sin \omega_k t,$$

$$\text{где } \omega_k = \frac{2\pi}{T} n_k, \quad (n_k - \text{целое число}) \quad (2.3)$$



Рисунок 2.4. – Полигармонический входной сигнал

В задаче двухканального управления процедура идентификации усложняется. В качестве входного воздействия необходимо использовать два полигармонических сигнала (2.4). Причем для возможности измерения всех элементов матрицы описывающих функций W_{π} частоты этих сигналов должны быть некоррелированы друг с другом, то есть ни одна из гармоник первого сигнала не должна входить в состав второго и наоборот.

$$\begin{aligned}
 i_1(t) &= \sum_{k=1}^N A_k \sin \omega_k t \\
 i_2(t) &= \sum_{m=1}^M A_m \sin \omega_m t \\
 \omega_k &\neq \omega_m
 \end{aligned}
 \tag{2.4}$$

Соответственно, для получения характеристик системы самолет-летчик в задаче двухканального управления также используется метод коэффициентов Фурье. При этом преобразование Фурье выполняется на частотах рассматриваемого канала управления:

$$\begin{aligned}
 \begin{Bmatrix} a_{(\blacksquare)}(\omega_k) \\ b_{(\blacksquare)}(\omega_k) \end{Bmatrix} &= \frac{2}{T} \int_0^T (\blacksquare) \begin{Bmatrix} \cos \\ \sin \end{Bmatrix} (\omega_k t) dt \\
 \begin{Bmatrix} a_{(\blacksquare)}(\omega_m) \\ b_{(\blacksquare)}(\omega_m) \end{Bmatrix} &= \frac{2}{T} \int_0^T (\blacksquare) \begin{Bmatrix} \cos \\ \sin \end{Bmatrix} (\omega_m t) dt
 \end{aligned}
 \tag{2.5}$$

2.2 Выбор параметров входных сигналов

При разработке методики идентификации характеристик управляющих действий летчика в задаче двухканального слежения необходимо было, прежде всего, выбрать параметры входных сигналов. В предшествовавших работах [25, 26], проводившихся в МАИ, при проведении исследований системы самолет-летчик использовался полигармонический входной сигнал (2.3), состоящий из 15 гармоник на ортогональных частотах (рисунок 2.4). Исходя из этого, одним из рассматриваемых вариантов выбора параметров полигармонических сигналов было разделение уже существующего сигнала на два по 7 и 8 гармоник в каждом канале соответственно. Поскольку частотные характеристики системы самолет-летчик получаются путем вычисления из промежуточных частотных характеристик $\left(\frac{c_1(j\omega)}{l_1(j\omega)}, \frac{c_2(j\omega)}{l_2(j\omega)} \right.$ и т. д.) (2.1), необходимо обеспечивать достаточную

точность идентификации таких частотных характеристик. Однако анализ получаемых частотных характеристик показывает, что подход с разделением «исходного» сигнала на сигналы $i_1(t)$ и $i_2(t)$ имеет существенные недостатки. Особенностью промежуточных частотных характеристик является наличие перегибов и изломов в области средних и высоких частот, которые практически невозможно учесть при использовании рассматриваемого подхода ввиду недостаточного набора частот в каждом из сигналов. Помимо этого, такой вариант входного сигнала не позволяет учесть низкие частоты при вычислении частотных характеристик (рисунок 2.5).

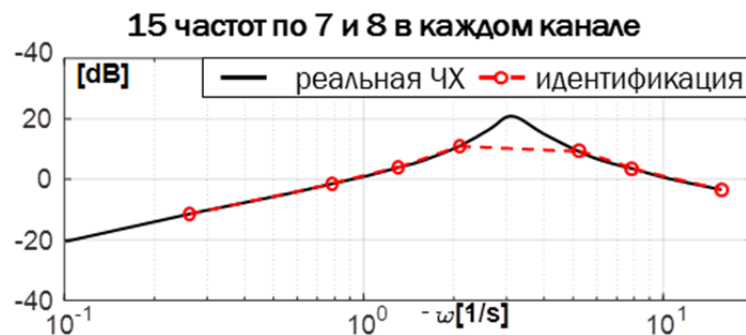


Рисунок 2.5. – Пример идентификации амплитудной частотной характеристики

Исходя из выявленных недостатков, было предложено увеличить набор частот и расширить их диапазон в каждом сигнале, а ортогональные частоты выбирать таким образом, чтобы большая их часть была сконцентрирована в той области, где наиболее часто наблюдаются изломы и перегибы частотных характеристик. Так были сформированы полигармонические сигналы, состоящие из 15 частот в каждом канале (рисунок 2.6).



Рисунок 2.6. – Пример идентификации амплитудной частотной характеристики

2.3 Алгоритм интерполяции на общие частоты

Однако представленные в системе (2.1) выражения частотных характеристик справедливы только в том случае, когда частоты сигналов в обоих каналах одинаковы. В связи с этим вычисление частотных характеристик летчика (2.1) требует проведения процедуры интерполяции промежуточно вычисляемых частотных характеристик $\left(\frac{c_1(j\omega)}{I_1(j\omega)}, \frac{c_2(j\omega)}{I_2(j\omega)} \text{ и т.д.}\right)$ на общие частоты. При этом необходимо учитывать, что экспериментальные данные могут быть сильно зашумлены и для уменьшения погрешности интерполяции необходимо производить осреднение результатов по совокупности экспериментов. Для получения частотных характеристик на общем частотном диапазоне было предложено производить линейную интерполяцию промежуточных частотных характеристик (2.6), как это показано на рисунке 2.7.

$$W(\omega) = W(\omega_{k_i}) + \frac{W(\omega_{k_{i+1}}) - W(\omega_{k_i})}{\omega_{k_{i+1}} - \omega_{k_i}} (\omega - \omega_{k_i}) \quad (2.6)$$

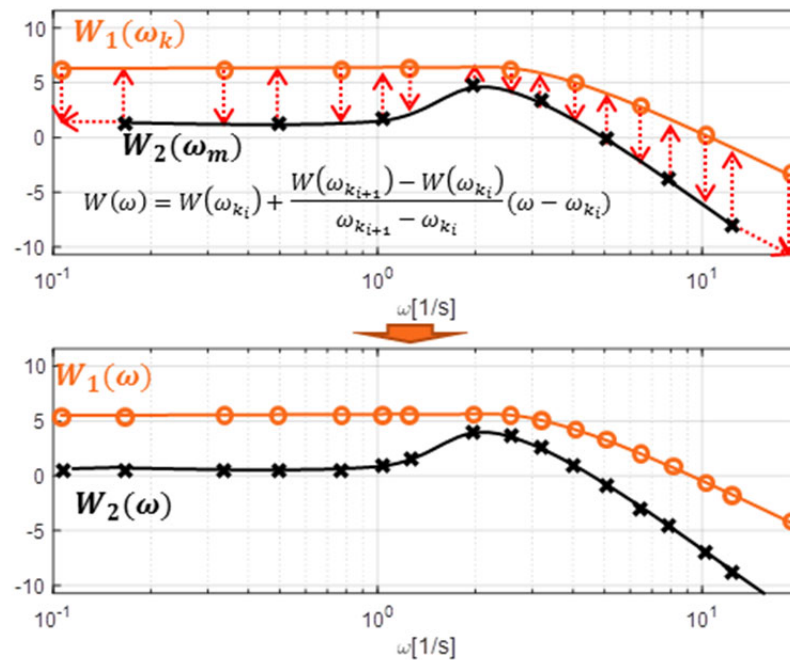


Рисунок 2.7. – Интерполяция промежуточных амплитудных частотных характеристик

После выполнения интерполяции промежуточных частотных характеристик на общие частоты получим частотные характеристики летчика (2.1) и если необходимо, то и объекта управления (2.7).

$$\begin{aligned}
 W_{c_{11}}(j\omega) &= \frac{\left(\frac{Y_1(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right)\left(\frac{C_2(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right) - \left(\frac{Y_1(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right)\left(\frac{C_2(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right)}{\left(\frac{E_1(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right)\left(\frac{E_2(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right) - \left(\frac{E_1(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right)\left(\frac{E_2(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right)} \\
 W_{c_{22}}(j\omega) &= \frac{\left(\frac{Y_2(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right)\left(\frac{C_1(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right) - \left(\frac{Y_2(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right)\left(\frac{C_1(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right)}{\left(\frac{E_1(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right)\left(\frac{E_2(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right) - \left(\frac{E_1(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right)\left(\frac{E_2(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right)} \\
 W_{c_{21}}(j\omega) &= \frac{\left(\frac{Y_1(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right)\left(\frac{C_1(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right) - \left(\frac{Y_1(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right)\left(\frac{C_1(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right)}{\left(\frac{E_1(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right)\left(\frac{E_2(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right) - \left(\frac{E_1(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right)\left(\frac{E_2(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right)} \\
 W_{c_{12}}(j\omega) &= \frac{\left(\frac{Y_2(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right)\left(\frac{C_2(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right) - \left(\frac{Y_2(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right)\left(\frac{C_2(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right)}{\left(\frac{E_1(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right)\left(\frac{E_2(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right) - \left(\frac{E_1(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right)\left(\frac{E_2(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right)}
 \end{aligned} \tag{2.7}$$

Согласно предложенной методике была выполнена модификация разработанного ранее в МАИ программного обеспечения для проведения экспериментальных исследований и идентификации характеристик системы самолет-летчик для исследования задач двухканального управления с перекрестными связями. На рисунке 2.8 представлено окно выбора параметров объекта управления и входных сигналов перед проведением эксперимента.

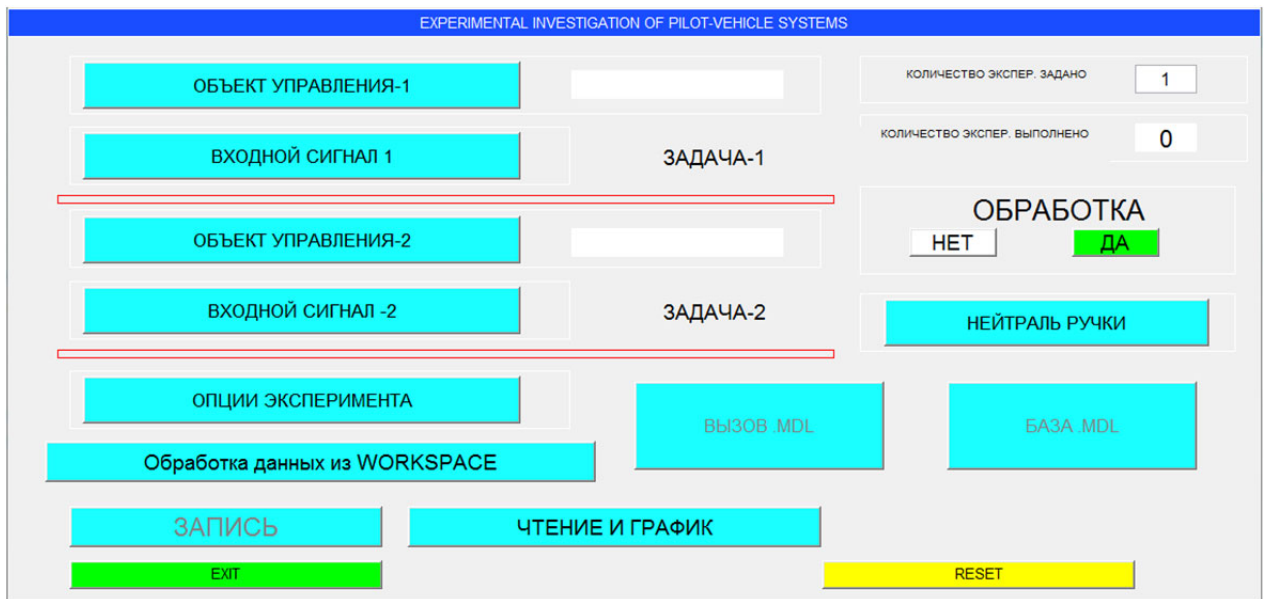


Рисунок 2.8. – Окно выбора параметров эксперимента

2.4 Проведение экспериментальных исследований

Исследование характеристик системы самолет-летчик проводилось путем полунатурного моделирования на наземной рабочей станции научно-исследовательской лаборатории «Пилотажные стенды и система самолет-летчик» МАИ (рисунок 2.9), которая позволяет проводить экспериментальные исследования в реальном масштабе времени. Рабочая станция состоит из персонального компьютера, на экран которого выводится информация о текущей ошибке слежения, и рычага управления.

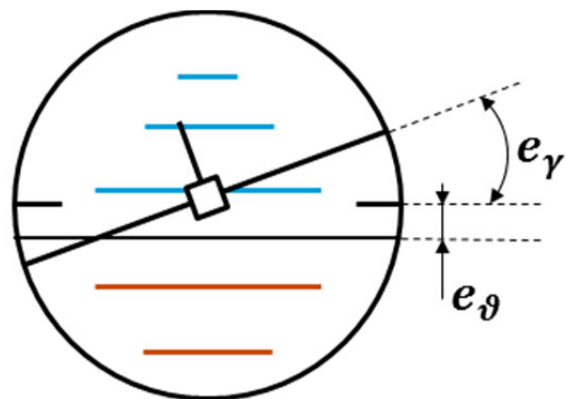


Рисунок 2.9. – Выполнение экспериментов на рабочей станции

Визуальная информация о текущей ошибке слежения в двух каналах представлена в виде авиагоризонта с «прямой» индикацией угла тангажа и

«обратной» индикацией угла крена. Перед оператором стояла задача компенсаторного слежения в каналах тангажа и крена. Его целью была минимизация текущей ошибки слежения в каждом из каналов. После обработки результаты полунатурного моделирования для каждого из каналов представляются в форме, приведенной на рисунке 2.10.



Рисунок 2.10 – Информационный кадр результатов обработки характеристик системы самолет-летчик

Для оценки влияния задачи управления на характеристики управляющих действий летчика было проведено 4 серии экспериментов. В каждой серии проводилось по 5 экспериментов, после чего производилось осреднение результатов. Были рассмотрены следующие случаи:

- задача изолированного управления в одном канале;
- задача двухканального управления без перекрестных связей;
- задача двухканального управления с одной перекрестной связью, представленной интегрирующим звеном (такая перекрестная связь характерна, например, для сверхзвукового пассажирского самолета);

- задача двухканального управления с одной перекрестной связью, представленной коэффициентом усиления (такая перекрестная связь характерна, например, для вертолета).

Объекта управления в каждом канале был представлен интегрирующим звеном. В этом случае согласно модели частоты среза [25] при изолированном управлении в каждом из каналов летчик действует наипростейшим для него образом. Перекрестная связь вводилась между каналами таким образом, что управляющее воздействие в канале крена приводило к изменению фазовой координаты в канале тангажа. В результате экспериментальных исследований были получены частотные и интегральные характеристики системы самолет-летчик.

Из результатов полунатурного моделирования, приведенных на рисунках 2.11-2.12, видно, что усложнение задачи пилотирования приводит к увеличению оценки дисперсии сигнала ошибки (σ_e^2) и фазового запаздывания летчика (τ).

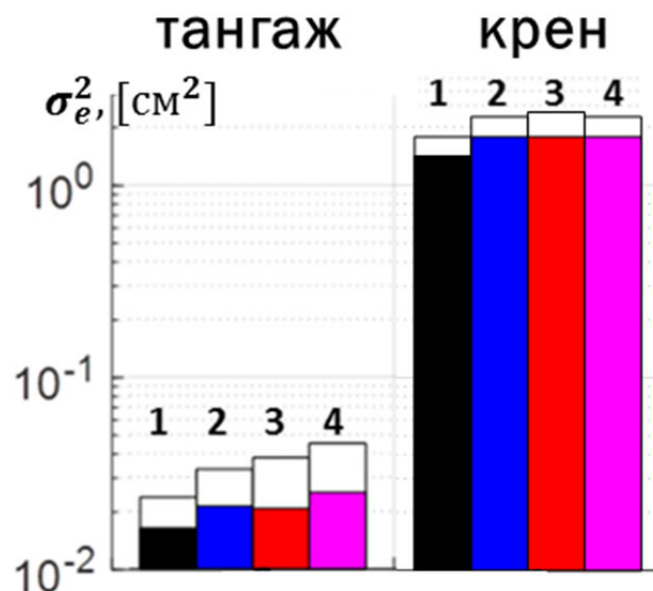


Рисунок 2.11. – Дисперсии сигнала ошибки (σ_e^2) в продольном и боковом канале

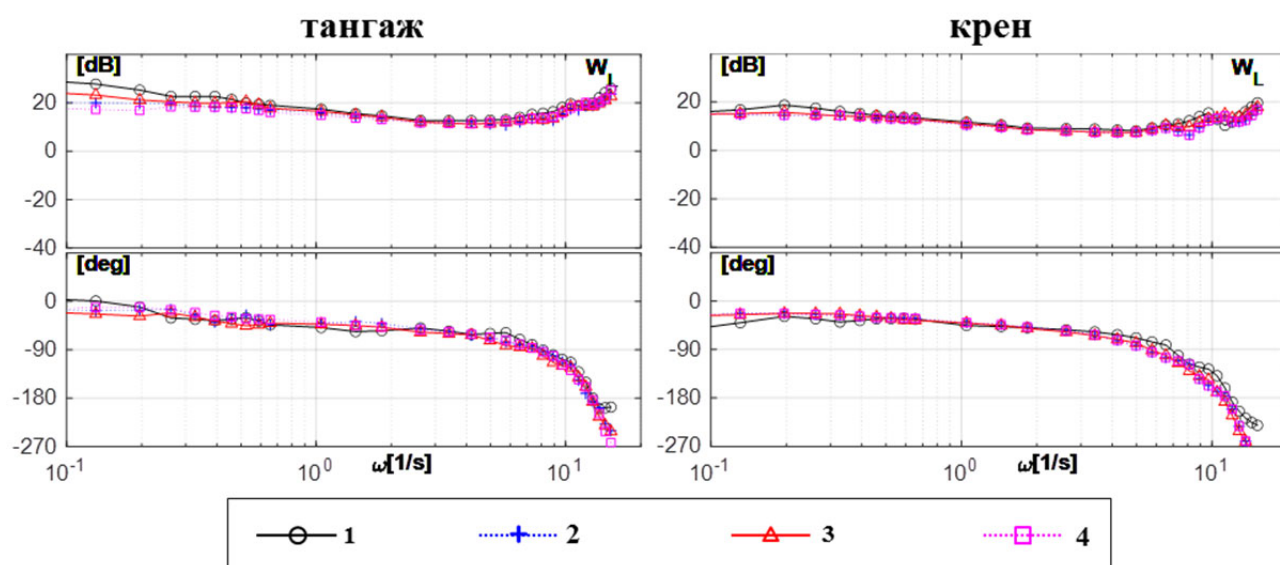


Рисунок 2.12. – Частотные характеристики летчика в продольном и боковом канале

Здесь 1 – задача управления в одном изолированном канале, 2 – задача двухканального управления без перекрестных связей, 3 – задача двухканального управления с перекрестной связью, представленной интегрирующим звеном, 4 – задача двухканального управления с перекрестной связью, представленной коэффициентом усиления.

Как можно видеть, в случае управления в двухканальной системе самолет-летчик в условиях отсутствия перекрестных связей между каналами управления дисперсия сигнала ошибки возрастает на 38% в канале тангажа и на 27% в канале крена по сравнению с одноканальной задачей. При этом фазовое запаздывание, вводимое летчиком увеличивается на 0,02 с в канале тангажа и на 0,05 с в канале крена по сравнению с одноканальной задачей. Это связано с возникающей перед летчиком необходимостью распределять внимание между каналами управления. В случае, когда между каналами присутствует перекрестная связь, представленная интегрирующим звеном, дисперсия ошибки возрастает на 18% в канале тангажа и на 5% в канале крена по сравнению с задачей двухканального управления без перекрестных связей. Это связано с необходимостью не только отслеживать одновременно две фазовые координаты, но и вводить «развязывающие» действия.

В случае, когда перекрестная связь между каналами описывается коэффициентом усиления, дисперсия ошибки возрастает на 40% в канале тангажа и практически не изменяется в канале крена по сравнению с задачей двухканального управления без перекрестных связей. Помимо этого, согласно полученным в экспериментах частотным характеристикам замкнутой системы самолет-летчик (рисунок 2.13), одновременное управление в двух каналах приводит к уменьшению полосы пропускания ω_{BW} на 15% в канале тангажа и на 17% в канале крена.

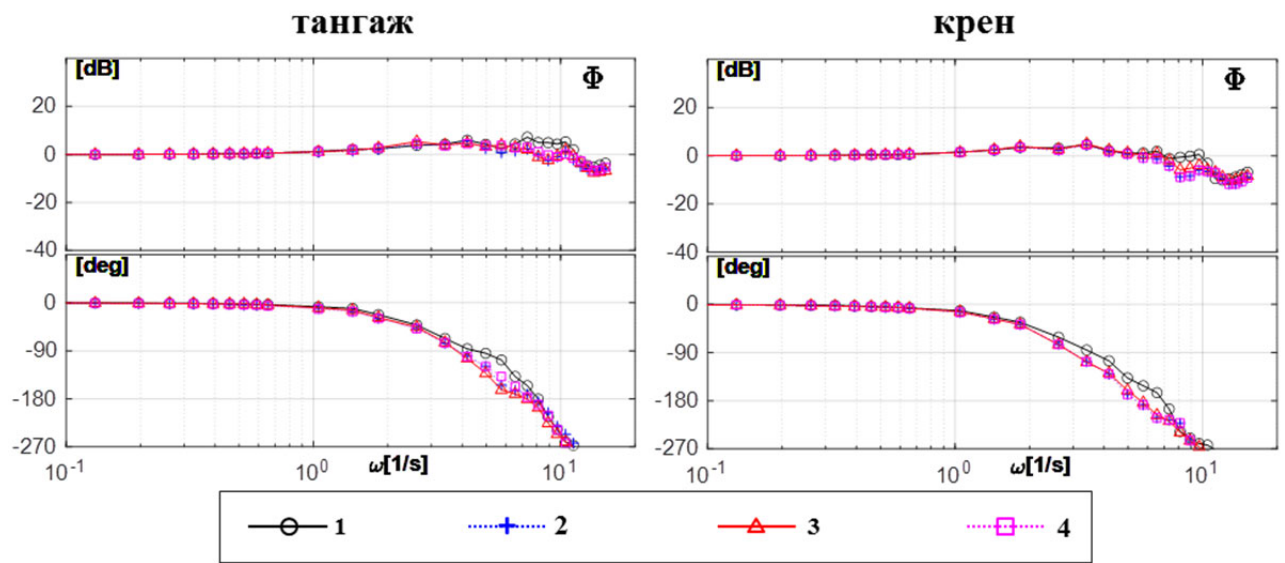


Рисунок 2.13. – Частотные характеристики замкнутой системы в продольном и боковом канале

Полученные результаты позволяют сделать вывод о том, что необходимость одновременного отслеживания двух фазовых координат требует от летчика распределения внимания, что приводит к увеличению вводимого летчиком фазового запаздывания, уменьшению полосы пропускания замкнутой системы самолет-летчик и ухудшению точности пилотирования в каждом из каналов. При этом возрастает как коррелированная с входным сигналом σ_{ei}^2 , так и некоррелированная σ_{en}^2 составляющие ошибки слежения. Кроме того, точность зависит от передаточной функции, определяющей динамику перекрестных связей между каналами.

2.5 Условие «развязки» каналов управления

При выявлении закономерностей поведения летчика особый интерес представляет его способность производить «развязку» каналов управления в зависимости от динамики присутствующих между каналами перекрестных связей. Необходимым условием обеспечения «развязки» является независимость каналов управления. То есть управляющее воздействие летчика или изменение фазовой координаты в одном из каналов не должно оказывать влияние на фазовую координату в другом канале управления.

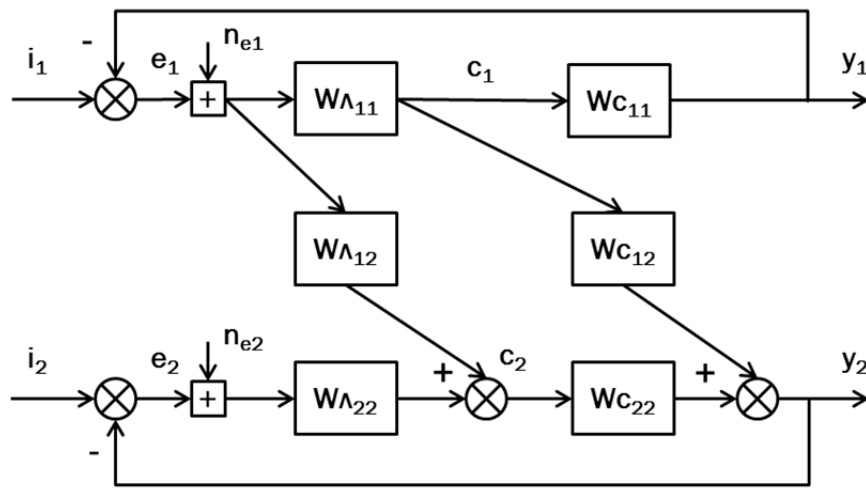


Рисунок 2.14. – Двухканальная система самолет-летчик

При наличии одной перекрестной связи (рисунок 2.14) условие «развязки» может быть получено из уравнения:

$$\frac{y_2(p)}{e_1(p)} = 0$$

$$y_2(p) = e_1(p)(W_{\Lambda_{11}} W_{c_{12}} + W_{\Lambda_{12}} W_{c_{22}}) \quad (2.8)$$

$$\text{откуда } W_{\Lambda_{12}} = -\frac{W_{\Lambda_{11}} W_{c_{12}}}{W_{c_{22}}}$$

Из условия «развязки» видно, что при разных передаточных функциях $W_{c_{12}}$, определяющих связь между каналами, характер управляющих действий летчика по «развязке» различен.

Так, например, в случае присутствия между каналами объекта управления перекрестной связи, описывающейся интегрирующим звеном вида $\frac{K_{12}}{p}$, управляющие действия летчика, согласно условию «развязки», описываются коэффициентом усиления $W_{L_{12}} = -\frac{K_{L_1} \times \frac{K_{12}}{p}}{\frac{1}{p}} = -K_{L_1} K_{12}$. То есть, в соответствии со свойствами модели частоты среза [25], летчик действует наипростейшим образом.

В случае же, когда перекрестная связь объекта управления представлена коэффициентом усиления K_{12} , летчик при выполнении «развязки» сталкивается с необходимостью вводить дифференцирование $W_{L_{12}} = -\frac{K_{L_1} \times K_{12}}{\frac{1}{p}} = -K_{L_1} K_{12} p$, что является крайне сложной задачей даже в случае изолированного управления в одном канале, а формирование такой перекрестной связи летчиком является практически невозможным.

Результаты полунатурного моделирования на пилотажном стенде подтверждают гипотезу о невозможности формирования летчиком перекрестной связи, включающей в себя дифференцирующее звено. На рисунке 2.15 приведены полученные в экспериментальных исследованиях частотные характеристики формируемой летчиком для «развязки» каналов управления перекрестной связи $W_{L_{12}}$ для двух рассмотренных случаев. Слева представлена частотная характеристика перекрестной связи, вводимой летчиком, при управлении объектом с перекрестной связью, представленной интегрирующим звеном. Справа представлена частотная характеристика перекрестной связи, вводимой летчиком, при управлении объектом с перекрестной связью, представленной коэффициентом усиления.

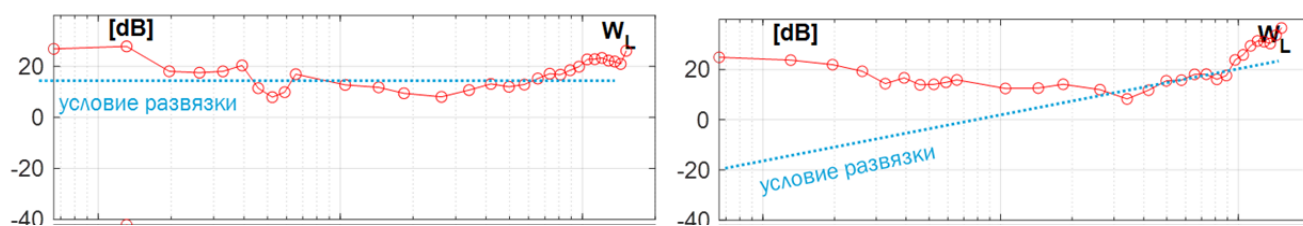


Рисунок 2.15. – Амплитудные частотные характеристики перекрестной связи

$W_{L_{12}}$, формируемой летчиком

Приведенные результаты позволяют сделать вывод о том, что в случае, когда перекрестная связь представлена коэффициентом усиления, условие «развязки» не выполняется, что говорит об усложнении динамики. С целью уточнения полученных результатов в работе была проведена серия дополнительных экспериментов для исследования влияния динамики реального летательного аппарата.

В конце 1980-х годов в рамках программы NASA по изучению поведения самолета при полете на больших углах атаки $60^\circ\text{--}75^\circ$ была разработана модификация предсерийного истребителя F/A-18, названная HARV (High Angle-of-Attack (Alpha) Research Vehicle) (рисунок 2.16).



Рисунок 2.16. – NASA F/A-18 HARV

Согласно результатам исследований NASA [27] при полете на больших углах атаки у летательного аппарата наблюдается сильная взаимосвязь (рисунок 2.17) между углом скольжения и управляющими воздействиями в канале крена, описываемая передаточной функцией (2.9).

$$\frac{\beta(p)}{X_\alpha(p)} = \frac{4.62 p + 14.6}{p^3 + 3.803 p^2 + 7.735 p + 20.19} \quad (2.9)$$

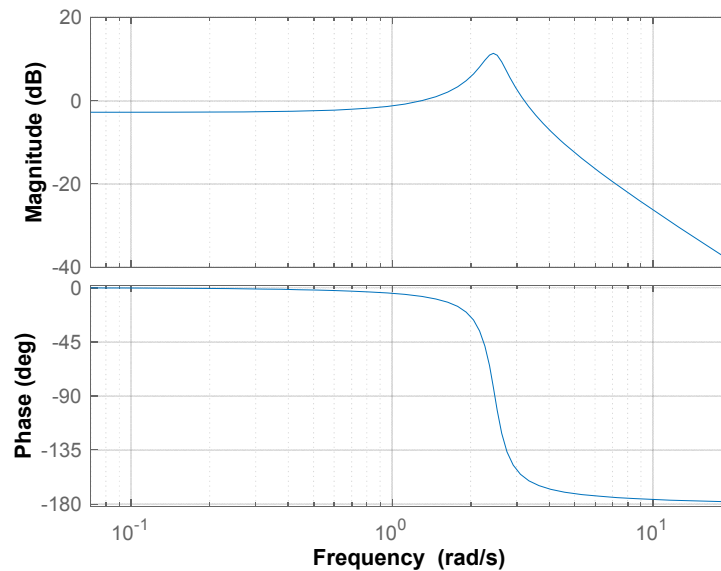


Рисунок 2.17. – Амплитудно-фазовая частотная характеристики перекрестной связи NASA F/A-18 HARV

Для исследования возможности осуществления летчиком компенсации такой перекрестной связи были проведены экспериментальные исследования, аналогичные экспериментам, проведенным с упрощенной моделью объекта управления. Результаты (рисунок 2.18), полученные в ходе экспериментальных исследований, говорят о неспособности летчика выполнять «развязку» в условиях присутствия перекрестной связи, для компенсации которой летчику необходимо вводить дифференцирование.

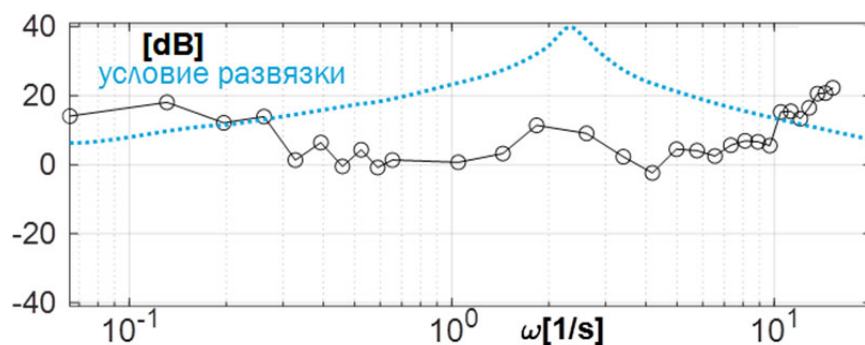


Рисунок 2.18. – Амплитудная частотная характеристики перекрестной связи, формируемой летчиком при управлении NASA F/A-18 HARV

У вертолетов одновинтовой схемы с рулевым винтом наблюдается сильная взаимосвязь между каналами тангажа и крена на режиме висения [28, 29]. Такая перекрестная связь характерна для вертолета Ми-8 (рисунок 2.19).



Рисунок 2.19. – Вертолет Ми-8

Согласно результатам экспериментальных исследований (рисунок 2.20), при управлении вертолетом, не оснащенным средствами автоматизации, летчик не способен компенсировать возникающую перекрестную связь, что подтверждает неспособность летчика выполнять «развязку» в условиях присутствия перекрестной связи, для компенсации которой летчику необходимо вводить дифференцирование.

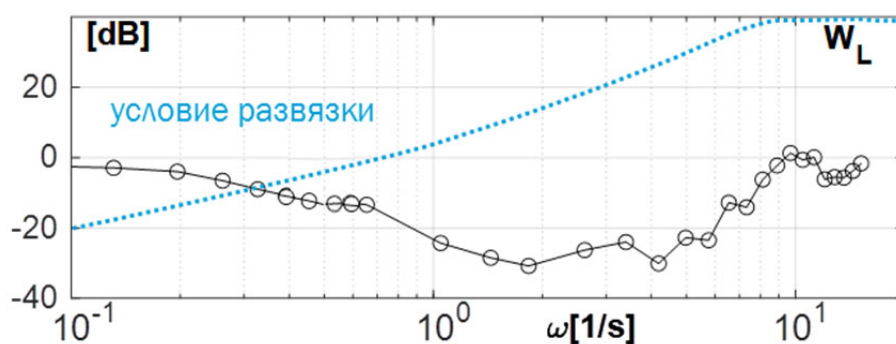


Рисунок 2.20. – Амплитудная частотная характеристики перекрестной связи, формируемой летчиком при управлении вертолетом Ми-8

Присутствие таких перекрестных связей в контуре управления не только негативно сказывается на качестве выполнения задачи пилотирования за счет снижения точности, но и значительно повышает физическую и психофизиологическую нагрузку летчика в связи с необходимостью

осуществления им «развязывающих» действий, что, в свою очередь, непосредственно влияет на безопасность полетов. В связи с этим для обеспечения безопасности пилотирования в таких задачах необходимо введение средств автоматизации контура ручного управления, обеспечивающих заданный уровень пилотажных характеристик.

ГЛАВА 3 Разработка математической модели управляющих действий летчика в задаче двухканального управления

3.1 Подходы к моделированию характеристик управляющих действий летчика

В настоящее время существует два основных подхода к моделированию характеристик управляющих действий летчика, получивших наиболее широкое распространение при решении инженерных задач: структурный подход и оптимальный подход.

Впервые в рамках первого подхода Д. МакРуером была предложена модель описывающей функции летчика [18, 19]. Простейший вариант такой модели, позволяющий получать результаты близкие к эксперименту, имеет вид:

$$W_L(p) = K_L \frac{T_L p + 1}{T_I p + 1} e^{-\tau p} \quad (3.1)$$

Д. МакРуером были предложены несколько вариантов такой модели, отличающиеся точностью аппроксимации полученных в экспериментальных исследованиях частотных характеристик в различных диапазонах частот. Все варианты модели МакРуера содержат блок адаптации летчика к переменным задачи и так называемое «правило настройки». Эта модель получила широкое распространение при решении практических задач. Структурная модель получила развитие в работах Р. Хесса [22, 23]. Один из ее вариантов, предложенный автором, для случая одноконтурной системы самолет-летчик представлен на рисунке 3.1.

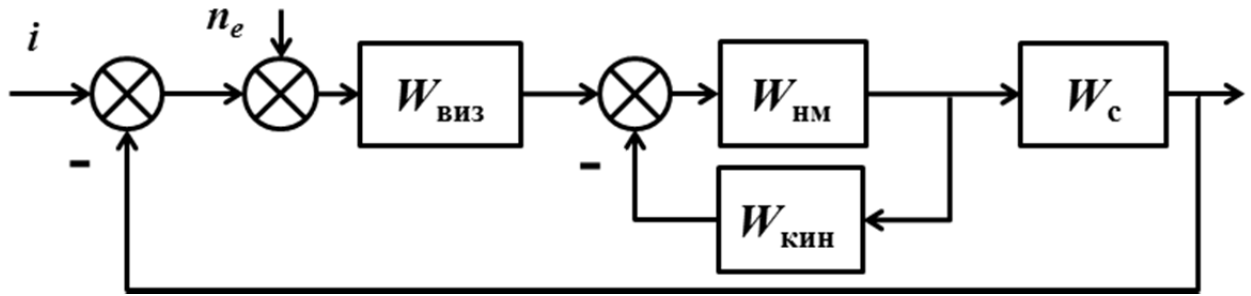


Рисунок 3.1. – Структурная модель Хесса

Помимо блока адаптации поведения летчика к визуальной информации ($W_{\text{виз}}$) автором был введен блок адаптации летчика к проприоцептивной информации от кинестетической обратной связи ($W_{\text{кин}}$), то есть информации о перемещении рычага управления. При этом автором вводилась упрощенная математическая модель канала адаптации летчика к визуальной информации $W_{\text{виз}}(j\omega)$ в предположении постоянства частоты среза разомкнутой системы при различной динамике объекта управления. Выбор параметров блока $W_{\text{кин}}$ здесь осуществляется, исходя из условия необходимости соответствия частотной характеристики разомкнутой системы самолет-летчик модели частоты среза. Во многих вариантах этой модели предполагалось отсутствие моторного шума и шума наблюдения, вводимых летчиком.

Альтернативный подход к выбору параметров модели летчика был предложен в работах МАИ [30, 31]. Этот подход заключается в вычислении параметров модели путем глобальной минимизации оценки дисперсии сигнала ошибки σ_e^2 . Модифицированная структурная модель приведена на рисунке 3.2.

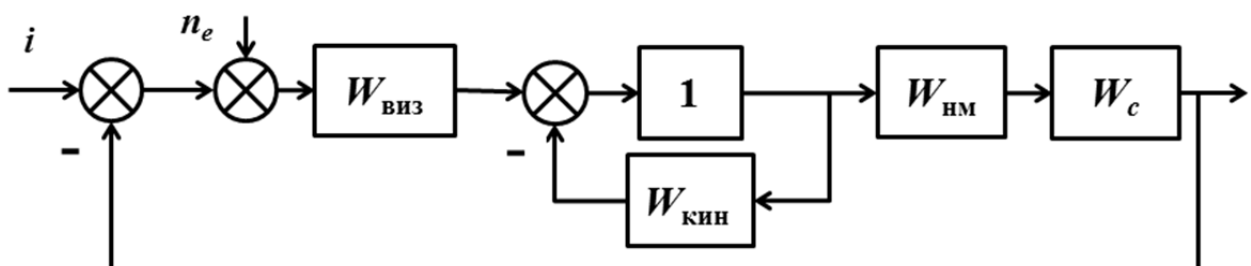


Рисунок 3.2. – Модифицированная структурная модель [31]

Здесь $W_{\text{виз}} = K_L \frac{T_L p + 1}{T_I p + 1} e^{-\tau p}$ – модель коррекции визуальной информации, где $T_I = 0,01$ с, $\tau = 0,2$ с; n_e – шум восприятия визуальной информации $S_{n_e n_e} = K_{n_e} \frac{\sigma_e^2 + T_L \sigma_e^2}{1 + T_L^2 \omega^2}$, $W_{\text{кин}} = \frac{K_n p^2}{T_n p^2 + 2T_n p + 1}$ – математическая модель коррекции информации от кинестетической обратной связи; $W_{\text{нм}} = \frac{\omega_{\text{нм}}^2}{p^2 + 2\xi_{\text{нм}} \omega_{\text{нм}} p + \omega_{\text{нм}}^2}$ – модель нервно-мышечной системы, где $\omega_{\text{нм}} = 12$ с⁻¹, $\xi_{\text{нм}} = 0,1$.

Параметры K_L , T_L , K_n , T_n находятся из условия обеспечения минимума дисперсии ошибки σ_e^2 .

Такая модель позволяет получить характеристики, близкие характеристикам, полученным в ходе экспериментальных исследований.

Оптимальный же подход к моделированию характеристик управляющих действий летчика, предложенный Д. Клейнманом, Ш. Бароном и У. Левисоном в 60-х годах прошлого столетия, основывается на предположении, что в замкнутой системе самолет-летчик летчик действует как оптимальный регулятор с присущими ему психофизиологическими ограничениями [20, 21]. Структурная схема, отражающая этот подход к моделированию управляющих действий летчика, приведена на рисунке 3.3.



Рисунок 3.3. – Структурная схема оптимальной модели управляющих действий летчика [21]

В оптимальной модели динамика объекта управления представляется в виде системы линейных дифференциальных уравнений $\dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) + Ew(t)$.

Здесь x – вектор фазовых координат, u – вектор управления, w – вектор внешнего входного воздействия, матрица A – матрица динамических коэффициентов объекта управления, матрица B – матрица динамических коэффициентов эффективности органов управления. В блоке «дисплей» формируется вектор наблюдения $y = Cx + Du$. Временная задержка оператора τ , возникающая при восприятии визуальной информации, моделируется блоком «запаздывание». При помощи фильтра Калмана вырабатывается оценка вектора состояния. Оптимальный экстраполятор, заключенный в блок «предсказатель», упреждает оценку на время τ , а оптимальный регулятор « $-L^*$ » вырабатывает управление по упрежденной оценке. $\frac{1}{T_{np}+1}$ – динамика нервно-мышечной системы.

Настройка параметров оптимальной модели осуществляется путем минимизации целевого функционала качества, описываемого следующим выражением:

$$J = \sigma_e^2 + Q_u \sigma_u^2 + Q_{\dot{u}} \sigma_{\dot{u}}^2 \quad (3.2)$$

где Q_u и $Q_{\dot{u}}$ – весовые коэффициенты при дисперсиях сигнала управления u и его производной $\dot{u}$ соответственно.

В области средних и высоких частот оптимальная модель позволяет получать результаты, близкие результатам экспериментальных исследований. Однако в области низких частот фазовая характеристика летчика, полученная с использованием такой модели, обладает значительным фазовым опережением, достигающим до $+90$ градусов, что в корне расходится с результатами экспериментальных исследований. К недостаткам этой модели также можно отнести зависимость результатов моделирования от весовых коэффициентов и малые значения резонансных пиков замкнутой системы в сравнении с результатами экспериментальных исследований.

В подавляющем большинстве работ, рассматривающих описанные выше подходы, математические модели управляющих действий летчика были

построены для задачи одноконтурного слежения. В настоящей работе была поставлена задача разработки модели управляющих действий летчика в задаче двухканального управления в рамках структурного подхода, которая бы позволяла получать результаты, близкие к результатам экспериментальных исследований, в том числе включая случаи, в которых в динамике объекта управления имеются перекрестные связи между каналами управления.

3.2 Модификация структурной модели управляющих действий летчика для моделирования задачи двухканального управления с перекрестными связями

Для решения задачи разработки математической модели управляющих действий летчика в задаче двухканального управления в настоящей работе за основу был взят структурный подход. Исходя из выявленных ранее закономерностей поведения летчика, были сформулированы условия, которым должна удовлетворять математическая модель. Она должна:

- 1) учитывать распределение внимания летчика между каналами управления;
- 2) учитывать влияние перекрестных связей между каналами управления;
- 3) обеспечивать близость результатов моделирования результатам экспериментальных исследований.

В отличие от задачи одноконтурного слежения, для моделирования управляющих действий летчика в задаче двухканального управления (рисунок 3.4) необходимо одновременно моделировать его управляющие действия как в обоих каналах $W_{л11}$ и $W_{л22}$, так и в цепях перекрестных связей $W_{л12}$ и $W_{л21}$.

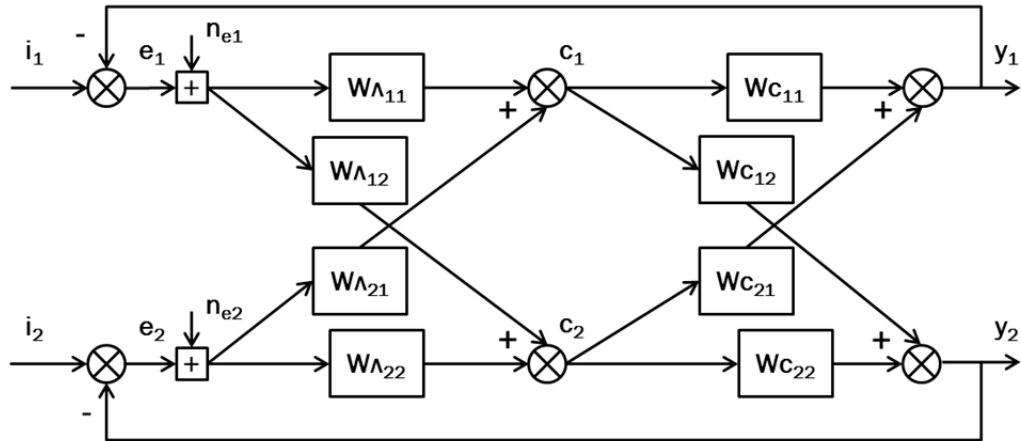


Рисунок 3.4. – Двухканальная система самолет-летчик

В этом случае каждый из элементов $W_{\Lambda_{11}}$, $W_{\Lambda_{22}}$, $W_{\Lambda_{12}}$ и $W_{\Lambda_{21}}$ представляет собой модель управляющих действий летчика, приведенную на рисунке 3.5.

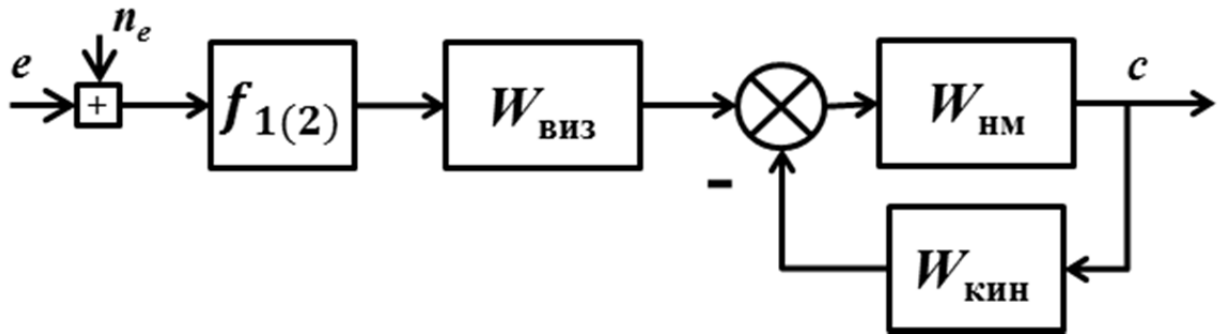


Рисунок 3.5. – Модель управляющих действий летчика в одном из каналов

Здесь:

– $W_{\text{виз}} = K_L \frac{T_L j\omega + 1}{T_I j\omega + 1} e^{-\tau p}$ – модель, описывающая коррекцию визуальной информации, где $T_I = 0,01$ с, $\tau = 0,2$ с;

– $W_{\text{нм}} = \frac{\omega_{\text{нм}}^2}{p^2 + 2\xi_{\text{нм}}\omega_{\text{нм}}p + \omega_{\text{нм}}^2}$ – модель нервно-мышечной системы, где $\omega_{\text{нм}} = 10$ с⁻¹, $\xi_{\text{нм}} = 0,7$;

– $W_{\text{кин}} = \frac{K_n p^2}{T_n^2 p^2 + 2T_n p + 1}$ – математическая модель коррекции информации, поступающей от кинестетической обратной связи;

– f_1 и f_2 – доля внимания летчика в каждом из каналов управления из условия, что общий параметр внимания летчика $f = f_1 + f_2 = 1$;

– n_e – шум восприятия визуальной информации, спектральная плотность которого:

$$S_{n_e n_e} = \frac{K_{n_e}}{f_{1(2)}} \frac{\sigma_e^2 + T_L \sigma_e^2}{1 + T_L \omega^2} \quad (3.3)$$

В случае моделирования задачи двухканального управления в модель летчика вводится дополнительное запаздывание $\Delta\tau = 0,02$ с в канале тангажа и $\Delta\tau = 0,05$ с в канале крена. Настройка модели осуществляется за счет выбора параметров K_L и T_L блока $W_{\text{виз}}$ в каждом из каналов и цепях перекрестных связей, параметров K_n и T_n блока $W_{\text{кин}}$, а также параметра распределения внимания. Причем достаточно выбирать долю внимания только в одном канале управления, поскольку доля внимания в другом канале находится как $f_2 = 1 - f_1$. Остальные параметры модели остаются постоянными. Выбор параметров модели летчика производится путем минимизации следующего функционала:

$$J = \min_{K_{L11}, T_{L11}, K_{n1}, T_{n1}, K_{L22}, T_{L22}, K_{n2}, T_{n2}, K_{L12}, T_{L12}, K_{L21}, T_{L21}, f_1} \left(\sum \bar{\sigma}_e^2 + \beta \sum \bar{\sigma}_c^2 \right) \quad (3.4)$$

Составляющими функционала (3.4) являются суммарные относительные дисперсии сигнала ошибки $\bar{\sigma}_e^2 = \frac{\sigma_e^2}{\sigma_i^2}$ и расходов рычага управления $\bar{\sigma}_c^2 = \frac{\sigma_c^2}{\sigma_i^2}$ по двум каналам. То есть $\sum \bar{\sigma}_e^2 = \bar{\sigma}_{e1}^2 + \bar{\sigma}_{e2}^2$ и $\sum \bar{\sigma}_c^2 = \bar{\sigma}_{c1}^2 + \bar{\sigma}_{c2}^2$. Использование относительных величин дисперсий связано с тем, что порядки дисперсий входных сигналов в двух каналах могут различаться. Например, дисперсия входного сигнала в канале тангажа $\sigma_i^2 = 4 \text{ см}^2$, а в канале крена $\sigma_i^2 = 200 \text{ см}^2$. Помимо несоответствия порядков дисперсий по каналам, присутствует также несоответствие порядков относительных дисперсий сигнала ошибки $\bar{\sigma}_e^2$ и расходов рычага управления $\bar{\sigma}_c^2$. В связи с этим был введен весовой коэффициент $\beta = 0,005$.

При условии, что входной сигнал i в каждом из каналов не коррелирован с шумовой составляющей n_e , дисперсия сигнала ошибки в каждом канале будет определяться выражением:

$$\sigma_e^2 = \sigma_{e_i}^2 + \sigma_{e_n}^2 \quad (3.5)$$

где шумовая составляющая дисперсии сигнала ошибки вычисляется в соответствии с выражением:

$$\sigma_{e_n}^2 = \frac{1}{\pi} \int_0^{\infty} S_{n_e n_e} \left| \frac{W_L W_c}{1 + W_L W_c} \right|^2 d\omega \quad (3.6)$$

Для предложенной модификации структурной модели управляющих действий летчика в среде MATLAB было разработано программное обеспечение для проведения математического моделирования системы самолет-летчик (рисунок 3.6).

Рисунок 3.6. – Окно выбора параметров и вывода результатов математического моделирования

Предложенная модификация структурной модели позволяет производить математическое моделирование, как для задачи одноконтурного слежения, так и для двухканальной задачи, причем как без перекрестных связей, так и в условиях их присутствия. На рисунке 3.7 приведено сравнение результатов полунатурного и математического моделирования при выполнении задачи двухканального управления в условиях отсутствия перекрестных связей. Объект управления в каждом из каналов был представлен интегрирующим звеном.

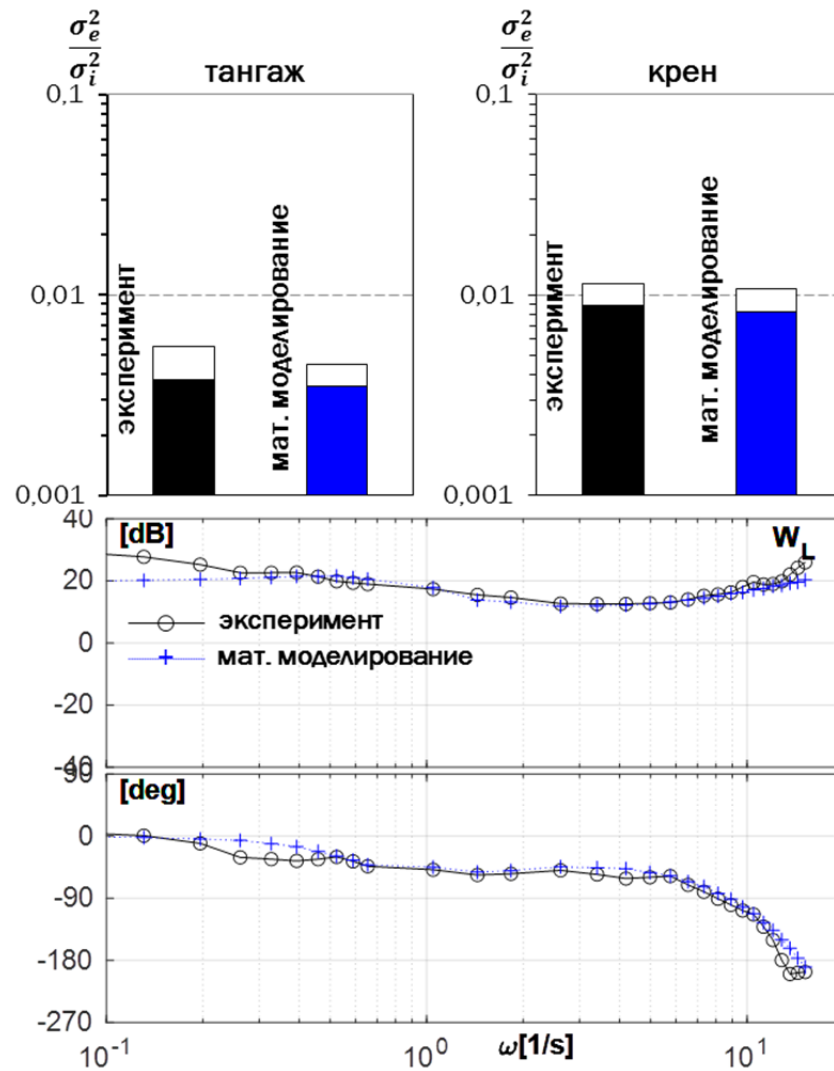


Рисунок 3.7. – Сравнение результатов математического и полунатурного моделирования задачи двухканального управления

Также сравнение результатов математического и полунатурного моделирования для других исследовавшихся конфигураций приведено в Приложении А. Результаты, полученные путем математического моделирования с использованием разработанной модели, показали хорошую сходимость с результатами экспериментальных исследований как в интегральных, так и в частотных характеристиках системы самолет-летчик.

ГЛАВА 4 Методика прогноза оценки пилотажных характеристик в задаче многоканального управления

Одновременное управление в нескольких каналах сказывается на параметрах системы самолет-летчик и, как следствие, влияет на оценку пилотажных характеристик ЛА. При осуществлении процесса пилотирования летчик всегда формирует свое суждение о его свойствах, основываясь на ряде факторов таких, как качество управления, физические и психофизиологические затраты. В мировой практике оценивания пилотажных характеристик широкое распространение получило субъективное оценивание их летчиком. Выставляя оценку, представляющую собой интегральный показатель качества пилотирования, летчик, по сути, высказывает свое мнение о свойствах процесса управления. Из всего многообразия факторов, воспринимаемых летчиком и формирующих его мнение, можно выделить основные, к которым относится точность выполнения задачи, определяемая некоторым показателем $f(e)$, и загрузку летчика λ . Центральной задачей настоящей работы является установление связи субъективной оценки летчика с этими показателями. Очевидно, что перечисленные факторы можно охарактеризовать некоторыми количественными показателями. Так, например, в качестве показателя точности $f(e)$ можно рассматривать дисперсию ошибки σ_e^2 или среднеквадратичную величину ее отклонения σ_e . Аналогичные показатели (σ_c^2 или σ_c), определяющие перемещение летчиком рычага управления $c(t)$, могут быть использованы в качестве показателя загрузки λ . В настоящей Главе решается задача установления зависимости $S = f(f(e, \lambda))$, где S – оценка летчиком пилотажных характеристик в соответствии с выбранной шкалой оценок ПХ.

Для построения этой зависимости необходимо:

- выбрать шкалу оценок ПХ и, если она не является шкалой Купера-Харпера, установить соотношение между ними;
- получить в результате экспериментальных исследований для разных динамических конфигураций показатели $f(e)$, λ и оценку летчика $S_{\text{эксп}}$;
- построить аналитическую зависимость $S_{\text{прогн}} = f(f(e, \lambda))$, позволяющую с высокой точностью предсказывать результаты полунатурного моделирования исследуемого класса целевых задач.

То есть необходимо выполнить целый ряд исследований для прогнозирования субъективной оценки согласно методике, приведенной в Главе 1.

При оценке пилотажных характеристик ЛА широкое распространение в мировой практике получила шкала субъективных оценок, предложенная Купером-Харпером в середине 50-ых годов прошлого столетия [9, 32] и затем несколько раз модернизированная в ряде работ. Помимо этой шкалы широко распространена шкала оценки раскачки самолета летчиком (явление PIO – pilot induced oscillation) [11]. В настоящее время активно используется шкала, предложенная в NASA, – так называемая шкала NASA-TLX [33, 34]. Эта шкала учитывает влияние разных факторов, включая физическую и умственную нагрузку, а также стресс, на деятельность оператора. Ее применение не ограничивается аэрокосмической отраслью, – она применяется для оценки загрузки операторов, осуществляющих различные виды деятельности. Шкала NASA-TLX имеет ряд преимуществ: она в отличие от шкалы Купера-Харпера допускает дробные оценки, от оператора практически не требуется опыта работы со шкалой, шкала позволяет количественно оценить влияние отдельных факторов, а также имеет понятное описание каждого фактора. Помимо этого, согласно результатам проведенного в настоящей работе сравнительного анализа (рисунок 4.1), разбросы оценок по шкале NASA-TLX меньше разбросов по шкале Купера-

Харпера. Так по шкале Купера-Харпера разбросы оценок могут достигать 66%, в то время как по шкале NASA-TLX разбросы составляют 5-12%.

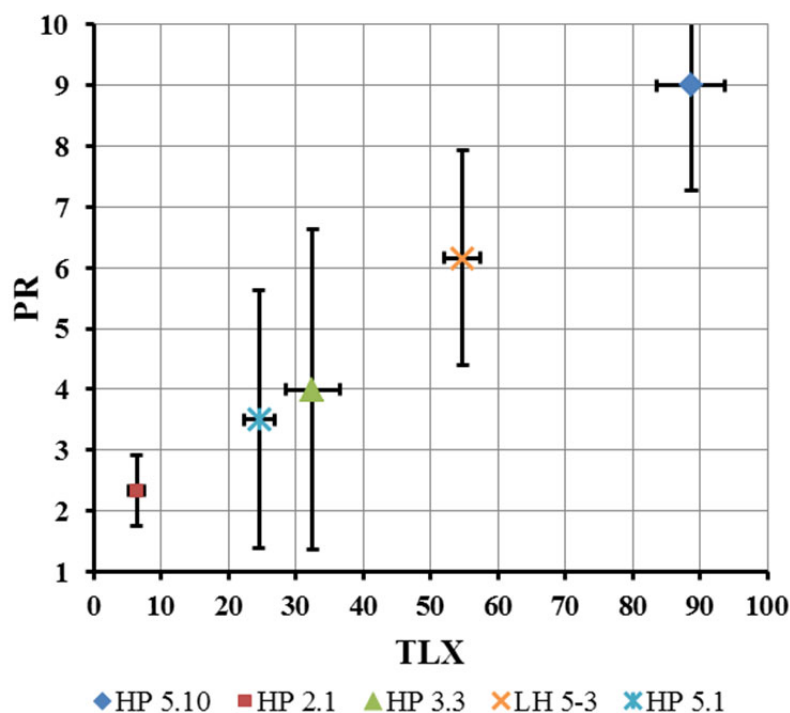


Рисунок 4.1. – Разбросы оценок по шкалам

Для оценки каждого фактора шкала NASA-TLX (рисунок 4.2) делится на шесть подшкал в диапазоне от 0 до 100 баллов с шагом в 5 баллов. Летчиком (оператором) выставляется оценка для каждого фактора (R) на основе предварительно изученного описания каждого фактора (таблица 4.1). Далее определяется число факторов, выбранных в результате парного сравнения, которые заносятся в таблицу взвешенных оценок в столбец «Вес (W)». В эту же таблицу вносится оценка фактора R . Значения W и R перемножаются, и проводится операция вычисления оценки TLX по формуле (4.1).

$$TLX = \sum_{i=1}^6 \frac{W \cdot R}{15} \quad (4.1)$$

Таблица 4.1 – Определения шкалы NASA-TLX

Фактор	Оценка	Описание
Умственная нагрузка	Низкая/Высокая	Какой объем умственной активности потребовался? (Введение опережающих или сглаживающих действий при выполнении задачи)
Физическая нагрузка	Низкая/Высокая	Какая физическая активность требовалась? (Величина расходов рычага, скорости отклонения)
Дефицит времени	Низкий/Высокий	Насколько сильно ощущалась нехватка времени при выполнении задачи? (Необходимость в короткий промежуток времени компенсировать ошибку слежения)
Характеристика задачи	Хорошо/Плохо	Точность выполнения задачи слежения
Общие усилия	Низкие/Высокие	Насколько усердно вам приходилось работать в целом (умственно и физически), чтобы достичь результата?
Раздражающий фактор	Низкий/Высокий	Насколько вы чувствовали неуверенность, обескураженность, раздражение, стресс и досаду во время выполнения задачи?

Оценка фактора

Умственная нагрузка

Низкая ————— Высокая

Физическая нагрузка

Низкая ————— Высокая

Дефицит времени

Низкий ————— Высокий

Характеристика задачи

“хорошая” ————— “плохая”

Общие усилия

Низкие ————— Высокие

Раздражающий фактор

Низкий ————— Высокий

Взвешенная оценка			
Фактор	Вес (W)	Оценка фактора (R)	W x R
Умственная нагрузка			
Физическая нагрузка			
Дефицит времени			
Характеристика задачи			
Общие усилия			
Раздражающий фактор (фрустрация)			

$$TLX - \text{оценка} = \sum_{i=1}^6 \frac{W \cdot R}{15}$$

Вес фактора		
Умственная нагрузка или Физическая нагрузка	Физическая нагрузка или Дефицит времени	Дефицит времени или Характеристика задачи
Умственная нагрузка или Дефицит времени	Физическая нагрузка или Общая нагрузка	Дефицит времени или Раздражающий фактор
Умственная нагрузка или Общая нагрузка	Физическая нагрузка или Характеристика задачи	Общая нагрузка или Характеристика задачи
Умственная нагрузка или Характеристика задачи	Физическая нагрузка или Раздражающий фактор	Общая нагрузка или Раздражающий фактор
Умственная нагрузка или Раздражающий фактор	Дефицит времени или Общая нагрузка	Характеристика задачи или Раздражающий фактор

Рисунок 4.2. – Опросный лист для получения оценки по шкале NASA-TLX [33]

Поскольку шкала Купера-Харпера является общепринятой, а оценку по шкале NASA-TLX нельзя соотнести с уровнем пилотажных характеристик, в работе была поставлена задача установить зависимость между этими шкалами.

4.1 Установление зависимости оценок по шкале Купера-Харпера от оценок по шкале NASA-TLX

Для установления зависимости между шкалами была проведена серия экспериментов с динамическими конфигурациями, соответствующими различным уровням пилотажных характеристик с заведомо известными по результатам летных экспериментов оценками по шкале Купера-Харпера, в продольном и боковом канале путем полунатурного моделирования на наземной рабочей станции.

Для проведения полунатурного моделирования были отобраны 12 динамических конфигураций из баз данных Neal-Smith [35], LANOS [36], Have PIO [37] в продольном канале и 7 конфигураций из базы данных LATHOS [38] в боковом канале. Отобранные конфигурации представлены в таблице 4.2, а их подробное описание приведено в Приложении Б.

Таблица 4.2 – Отобранные динамические конфигурации.

Динамическая конфигурация	Оценка PR	Уровень ПХ
HAVE PIO 2.1	2	I
LAHOS 2-1	2	
LAHOS 4-C	3	
HAVE PIO 4.2	3	
LATHOS 3-2	2	
LATHOS 2-4	2	
LAHOS 1-1	4	II
NEAL-SMITH 3D	4	
NEAL-SMITH 3E	4	
NEAL-SMITH 2J	6	
LATHOS 2-2	4	
LATHOS 2-3F1	5	
NEAL-SMITH 1F	8	III
NEAL-SMITH 5E	8	
HAVE PIO 5.10	10	
HAVE PIO 3.13	10	
LATHOS 1-2	7	
LATHOS 3-3F5	7	
LATHOS 3-4F4	8	

В процессе проведения эксперимента на дисплее рабочей станции отображалась текущая ошибка отслеживания углов тангажа или крена (рисунок 4.3). Перед оператором стояла задача компенсаторного слежения в одном из рассматриваемых каналов управления, при выполнении которой ему было необходимо минимизировать текущую ошибку слежения.

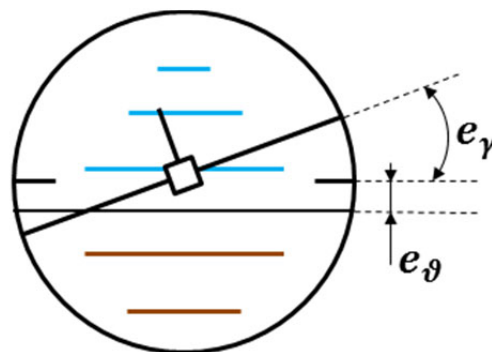


Рисунок 4.3. – Выполнение экспериментов на рабочей станции

Эксперименты выполнялись тремя тренированными операторами. После каждого эксперимента оператор заполнял опросный лист (рисунок 4.2) и выставлял оценку по шкале NASA-TLX. Примеры таких заполненных опросных листов приведены в Приложении Б. Также по результатам каждого эксперимента записывались параметры системы самолет-летчик: дисперсии сигнала ошибки и расходов рычага управления. В общей сложности было выполнено более 140 экспериментов. Полученные в результате экспериментальных исследований оценки были нанесены на область PR(TLX), представленную на рисунке 4.4, и на их основе была вычислена зависимость оценки пилотажных характеристик по шкале Купера-Харпера от оценки TLX (4.2).

$$PR(TLX) = 0,098(TLX) + 1 \quad (4.2)$$

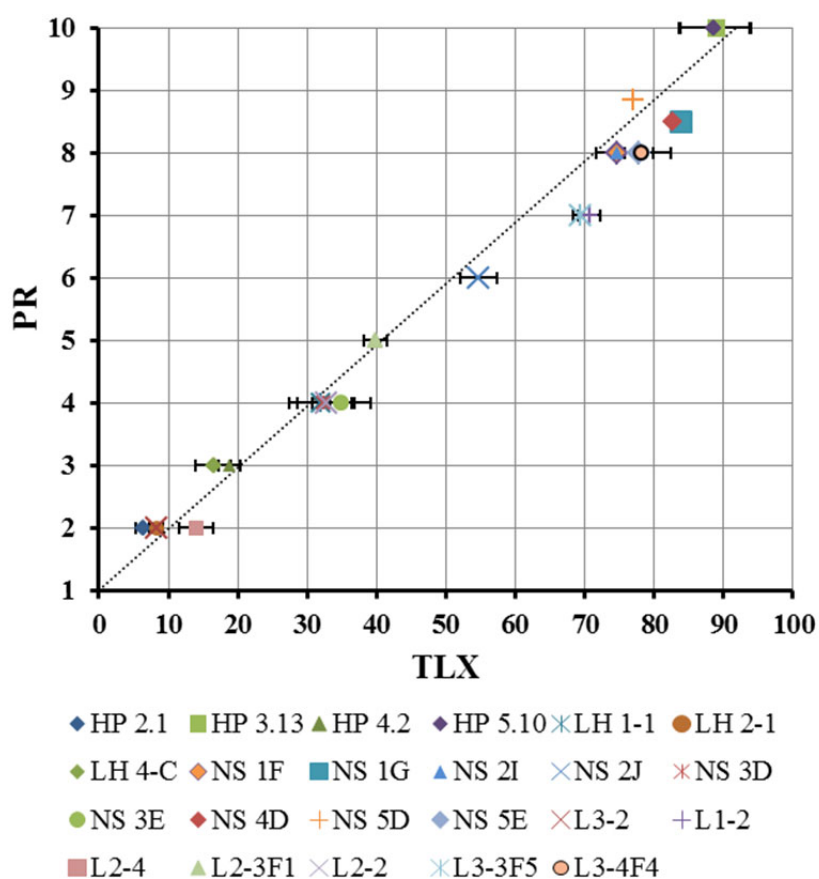


Рисунок 4.4. – Зависимость оценки PR от оценки TLX

В качестве показателя качества регрессионной зависимости рассматривался коэффициент детерминации R^2 [39], вычисляемый по формуле (4.3).

$$R^2 = 1 - \frac{\sum (x_i - \hat{x}_i)^2}{\sum (x_i - \bar{x})^2} \quad (4.3)$$

где $\hat{x}_i$ – прогнозное значение, $\bar{x}$ – среднее значение величины x .

Коэффициент детерминации вычисленной зависимости (4.2) составил $R^2 = 0,96$, что является высоким показателем качества полученной зависимости. Помимо этого для каждой из исследовавшихся динамических конфигураций был вычислен коэффициент вариации (4.4) оценок TLX с целью анализа их разбросов. Средний разброс оценок по шкале NASA-TLX составил 8%.

$$V = \frac{\sigma}{\bar{x}} \quad (4.4)$$

где σ – среднеквадратическое отклонение, $\bar{x}$ – среднее значение.

4.2 Прогноз оценки пилотажных характеристик по параметрам системы самолет-летчик

При разработке методики прогноза оценки пилотажных характеристик производился анализ зависимости оценки TLX от различных характеристик системы самолет-летчик (дисперсий и среднеквадратических отклонений сигналов ошибки и расходов рычага управления), а также от их сочетаний. В ходе анализа рассматривались величины дисперсий и среднеквадратических отклонений, приведенные к величине входного сигнала, поскольку дисперсия входного сигнала может различаться в зависимости от задачи пилотирования и рассматриваемого канала управления. Поскольку оценка летчиком пилотажных характеристик является его реакцией на некоторый стимул, то ее зависимость от этого стимула должна подчиняться известному фундаментальному психофизиологическому закону Вебера–Фехнера [25, 26], имеющему следующий вид:

$$R = A \ln J + B \quad (4.5)$$

где J – стимул, действующий на человека, а R – его реакция. В настоящей работе была введена гипотеза, что оценка TLX – реакция летчика (R) на некоторый параметр пилотажных свойств (J), являющийся в терминологии Вебера-Фехнера стимулом и определяющийся показателями точности и загрузки.

В экспериментах при управлении продольном, а затем в боковом каналах, оператором выставлялись оценки по шкале TLX и, кроме того, вычислялись относительные дисперсии сигналов ошибки $\overline{\sigma_e}^2$ и расходов рычага управления $\overline{\sigma_c}^2$, а также среднеквадратичные величины отклонений (СКО) ошибки $\overline{\sigma_e}$ и расходов рычага $\overline{\sigma_c}$. Это позволило установить вид функций J , а также коэффициенты A и B выражения (4.5). Для каждого канала были получены несколько вариантов логарифмических зависимостей и выбраны те, которые характеризуются наибольшими значениями коэффициента детерминации R^2 . Результатами такого исследования являются выражения (4.6), а также зависимости, приведенные на рисунке 4.5.

$$\begin{aligned} TLX_\theta &= 38,05 \ln(\overline{\sigma_e}^2 + 0,01\overline{\sigma_c}^2) + 126,3 \\ TLX_\gamma &= 72,9 \ln((\overline{\sigma_e} + 0,2\overline{\sigma_c})^2) + 210,9 \end{aligned} \quad (4.6)$$

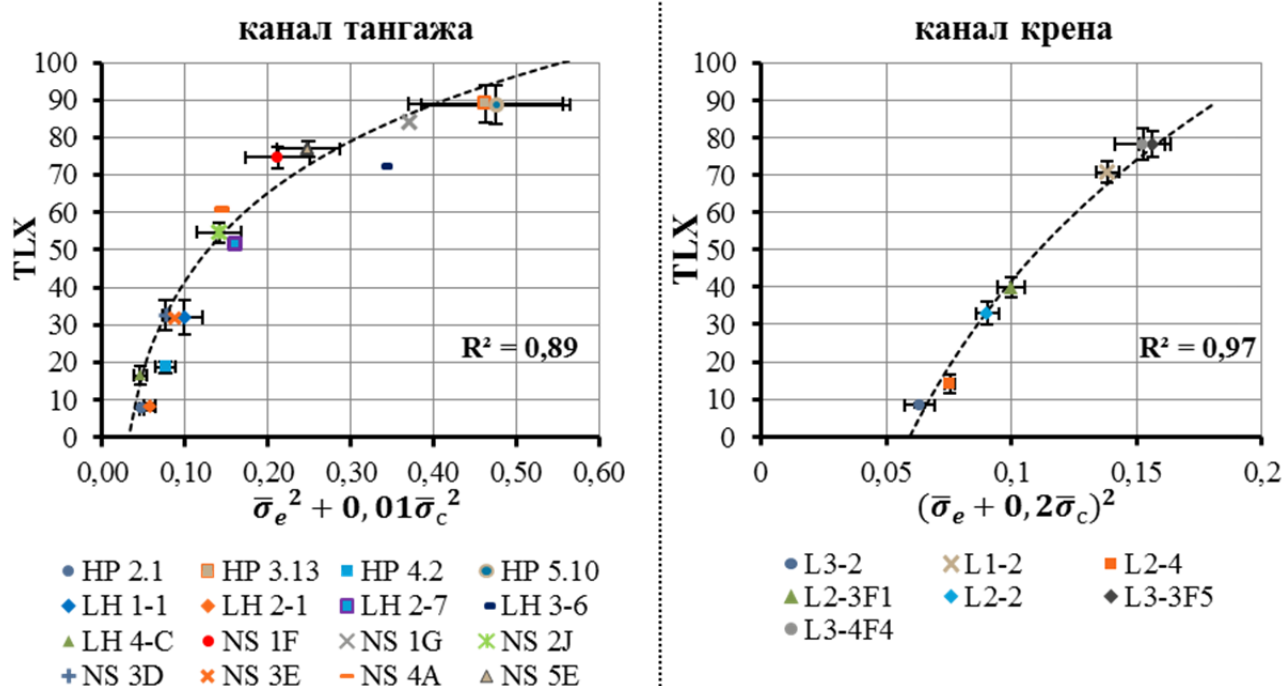


Рисунок 4.5. – Зависимость оценки TLX от параметров системы самолет-летчик в каналах тангажа и крена

Для валидации полученных зависимостей выполнялось математическое моделирование задачи одноканального управления при помощи структурной модели управляющих действий летчика [30, 31, 40], описанной в Главе 3.

В результате математического моделирования были получены значения дисперсий σ_e^2 , σ_c^2 и СКО σ_e , σ_c в продольном и боковом каналах. Подставив полученные значения в зависимости (4.6), а затем в (4.2), вычислим прогнозные оценки пилотажных характеристик в терминах шкалы Купера-Харпера. Для проверки корректности прогноза вычисленные оценки $PR_{\text{прогн}}$ сравниваются с оценками PR , полученными в летных экспериментах, результаты которых приведены в [26, 35, 36, 37, 38] (рисунок 4.6).

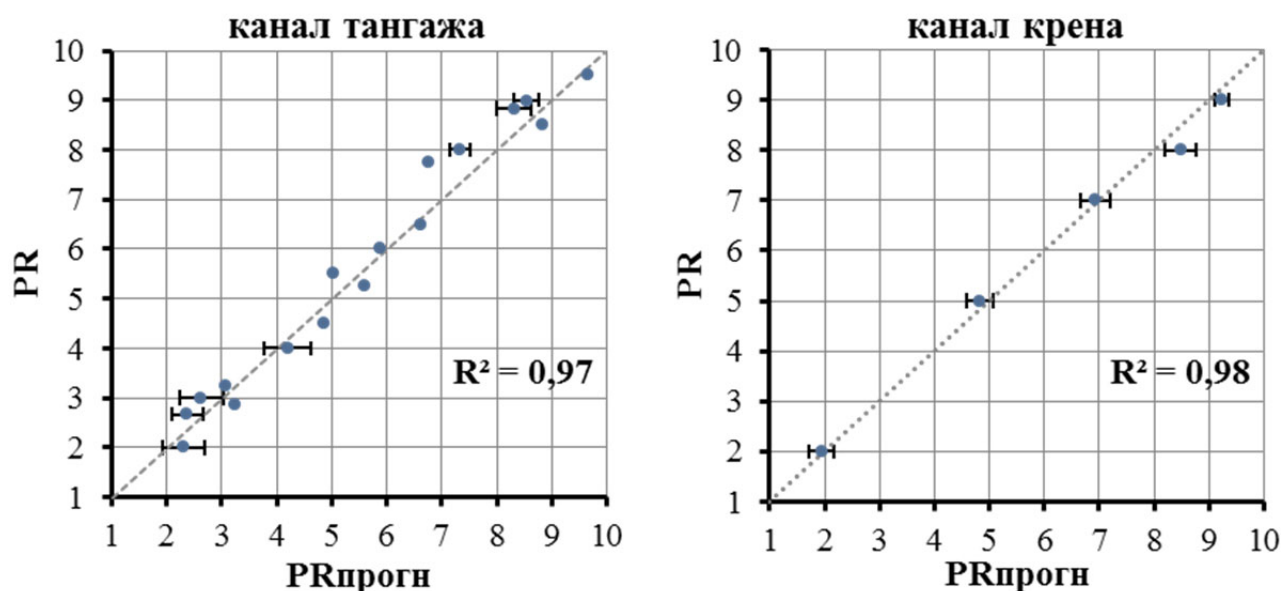


Рисунок 4.6. – Проверка корректности прогноза оценки пилотажных характеристик путем математического моделирования

Проведенный анализ подтвердил, что прогнозные оценки, полученные при помощи выведенных зависимостей (4.6) и (4.2), показали хорошую сходимость с оценками, выставленными летчиками по результатам летных экспериментов при составлении баз данных динамических конфигураций, что подтверждает корректность предложенной методики прогноза.

4.3 Методика прогноза оценки пилотажных характеристик в задаче двухканального управления

С целью разработки методики прогноза оценки пилотажных характеристик в задаче двухканального управления выполнялись эксперименты на рабочей станции с 9 различными комбинациями динамических конфигураций в каналах тангажа и крена (таблица 4.3). Оператор выполнял задачу компенсаторного слежения в двух каналах, при выполнении которой ему было необходимо минимизировать текущую ошибку слежения в каждом из каналов. По результатам каждого эксперимента от оператора требовалось выставить общую оценку TLX при выполнении задачи слежения в двух каналах.

Таблица 4.3 – Отобранные комбинации динамических конфигураций.

Уровень ПХ	Конфигурация	№ на графике
1	LAHOS 2-1	1
1	LATHOS 2-4	
3	HAVE PIO 3.13	2
3	LATHOS 3-4F4	
1	LAHOS 2-1	3
3	LATHOS 3-4F4	
2	NEAL-SMITH 3D	4
2	LATHOS 2-2	
3	HAVE PIO 3.13	5
1	LATHOS 2-4	
1	LAHOS 2-1	6
3	LATHOS 2-2	
2	NEAL-SMITH 3D	7
3	LATHOS 3-4F4	
3	HAVE PIO 3.13	8
2	LATHOS 2-2	
2	NEAL-SMITH 3D	9
1	LATHOS 2-4	

При помощи зависимости (4.2) из выставленных оператором в эксперименте оценок TLX были вычислены соответствующие им общие оценки PR. Методика прогноза оценки пилотажных характеристик в задаче

двухканального управления основывается на установлении зависимости между общей оценкой PR и оценками в каждом из каналов, полученными в условиях выполнения двухканального слежения. Согласно результатам предыдущих исследований [26], проводившихся в МАИ, зависимость общей оценки ПХ для задачи двухканального управления основывается на гипотезе, что летчик выставляет общую оценку, исходя из выбора наихудшего значения среди оценок в одном из рассматриваемых каналов управления, полученных при выполнении задачи двухканального слежения. То есть:

$$PR_{\text{общ}} = \max(PR_{\theta}, PR_{\gamma}) \quad (4.7)$$

С целью проверки этой гипотезы были вычислены оценки PR_{θ} и PR_{γ} по формулам (4.6) и (4.2), в которых показатели $\overline{\sigma_e^2}$, $\overline{\sigma_c^2}$, $\overline{\sigma_e}$ и $\overline{\sigma_c}$ получены в ходе выполнения задачи двухканального слежения. Далее по формуле (4.7) была найдена прогнозная оценка $PR_{\text{общ,прогн}}$. Сравнение этой оценки с оценкой $PR_{\text{общ,эксп}}$, выставленной оператором, приведено на рисунке 4.7.

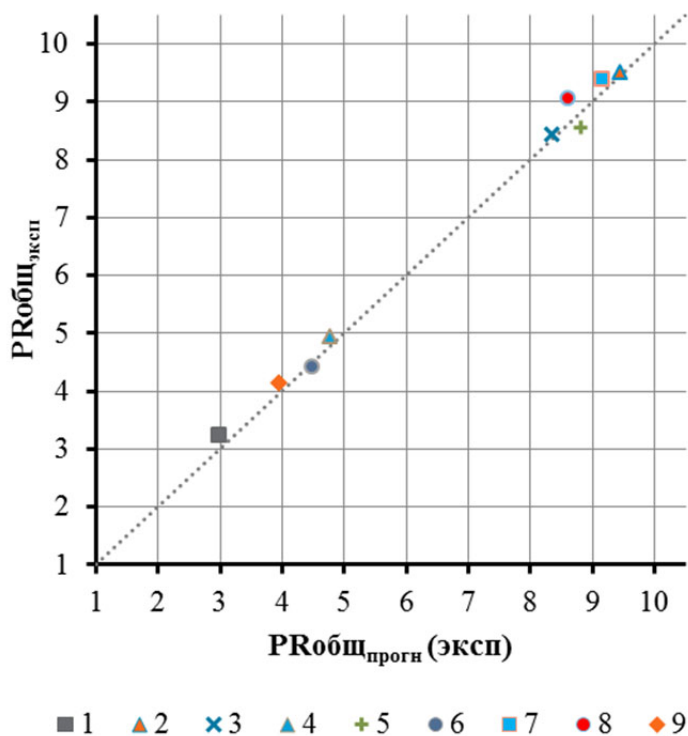


Рисунок 4.7. – Проверка корректности прогноза оценки пилотажных характеристик в задаче двухканального управления по результатам полунатурного моделирования

Прогнозные оценки, вычисленные при помощи рассмотренной зависимости, показали хорошую сходимость с оценками, выставленными оператором в эксперименте, обеспечили 100% совпадения уровня пилотажных характеристик и коэффициент детерминации $R^2 = 0,98$, что подтверждает ее корректность.

Предложенная методика позволяет вычислять оценку пилотажных характеристик по результатам математического моделирования задачи двухканального управления с использованием разработанной в Главе 3 модели управляющих действий летчика. Для валидации методики прогноза оценки пилотажных характеристик выполнялось математическое моделирование задачи двухканального управления с отобранными комбинациями динамических конфигураций (таблица 4.3), с динамическими конфигурациями, рассмотренными при проведении экспериментальных исследований с участием летчиков-испытателей [26], а также с двумя вариантами перекрестных связей, рассмотренными в Главе 2. Рассмотренные динамические конфигурации приведены в таблице 4.4.

Таблица 4.4 – Рассмотренные комбинации динамических конфигураций.

№	Вычисленная оценка ПХ в эксперименте	Конфигурация	№	Вычисленная оценка ПХ в эксперименте	Конфигурация
1	3,2	LAHOS 2-1	10	4,2	LAHOS 2-1 + $W_{c_{12}} = 2/p$
		LATHOS 2-4			LATHOS 2-4
2	9,5	HAVE PIO 3.13	11	8	LAHOS 2-1 + $W_{c_{12}} = 2$
		LATHOS 3-4F4			LATHOS 2-4
3	8,4	LAHOS 2-1	12	3	NEAL-SMITH 3D
		LATHOS 3-4F4			$W_\gamma(K_\gamma = 1)$
4	4,9	NEAL-SMITH 3D	13	6	HAVE PIO 5.10
		LATHOS 2-2			$W_\gamma(K_\gamma = 5)$
5	8,6	HAVE PIO 3.13	14	2,5	LAHOS 2-1
		LATHOS 2-4			$W_\gamma(K_\gamma = 4)$
6	4,4	LAHOS 2-1	15	6	HAVE PIO 3.13
		LATHOS 2-2			$W_\gamma(K_\gamma = 9)$
7	9,4	NEAL-SMITH 3D	16, 17	8	HAVE PIO 5.9
		LATHOS 3-4F4			$W_\gamma(K_\gamma = 5)$
8	9,1	HAVE PIO 3.13	18	7	HAVE PIO 3.8
		LATHOS 2-2			$W_\gamma(K_\gamma = 5)$
9	4,1	NEAL-SMITH 3D	19	9	HAVE PIO 5.10
		LATHOS 2-4			$W_\gamma(K_\gamma = 4)$

Здесь $W_{c_{12}}$ – перекрестная связь, а динамика объекта управления в канале крена W_γ определяется передаточной функцией (4.8).

$$W_\gamma = \frac{K_\gamma}{p(T_\gamma p + 1)} \quad (4.8)$$

где $T_\gamma = 0,3$.

По результатам математического моделирования были вычислены прогнозные оценки ПХ $PR_{\text{общ,прогн}}$ в задаче двухканального управления и нанесены на область, приведенную на рисунке 4.8, в зависимости от оценок $PR_{\text{общ,эксп}}$, выставленных в эксперименте.

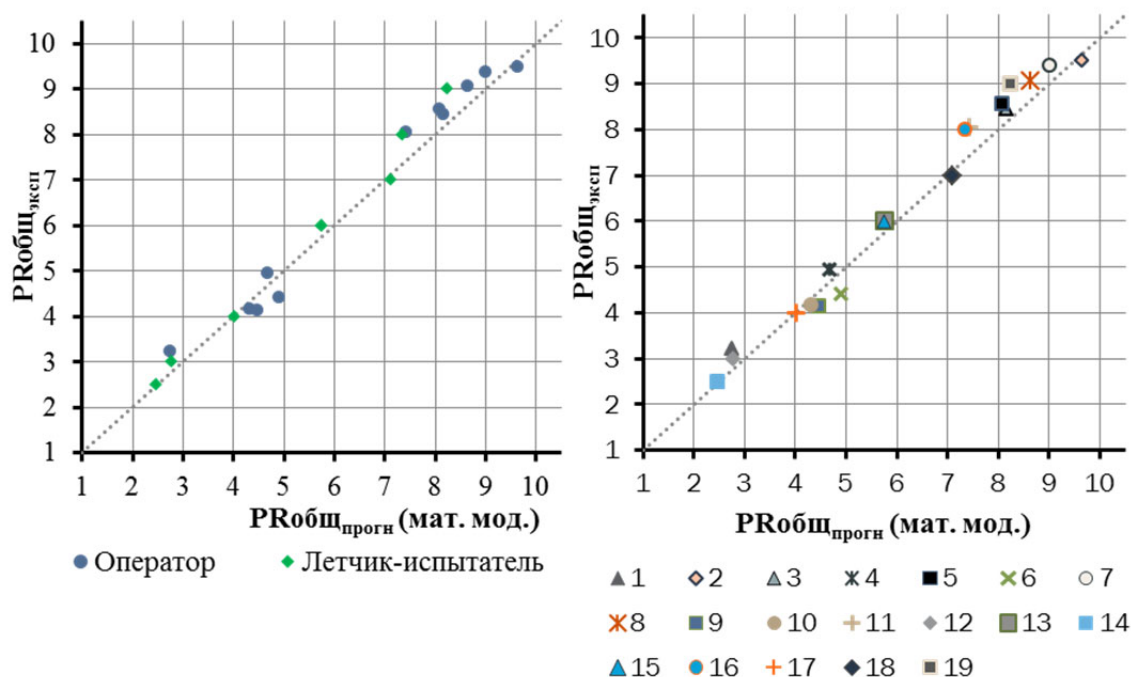


Рисунок 4.8. – Проверка корректности прогноза оценки пилотажных характеристик путем математического моделирования задачи двухканального управления

Согласно полученным результатам прогнозные оценки, полученные путем математического моделирования, показали хорошую сходимость как с оценками, выставленными операторами, так и с оценками, выставленными летчиками-испытателями при выполнении экспериментов на пилотажном стенде в рамках предыдущих исследований [26], проводившихся в МАИ, обеспечили 100% совпадения уровня пилотажных характеристик и коэффициент детерминации $R^2 = 0,97$. При этом результаты полунатурного и математического моделирования подтверждают гипотезу об ухудшении оценки ПХ в случае присутствия перекрестных связей между каналами (рисунок 4.9). Так при управлении объектом с перекрестной связью, представленной интегрирующим звеном (точка 10 на рисунках 4.8 и 4.9), оценка ПХ ухудшается до 2 уровня. В случае, когда динамика перекрестной связи описывается коэффициентом усиления (точка 11 на рисунках 4.8 и 4.9), оценка ПХ ухудшается до 3 уровня.

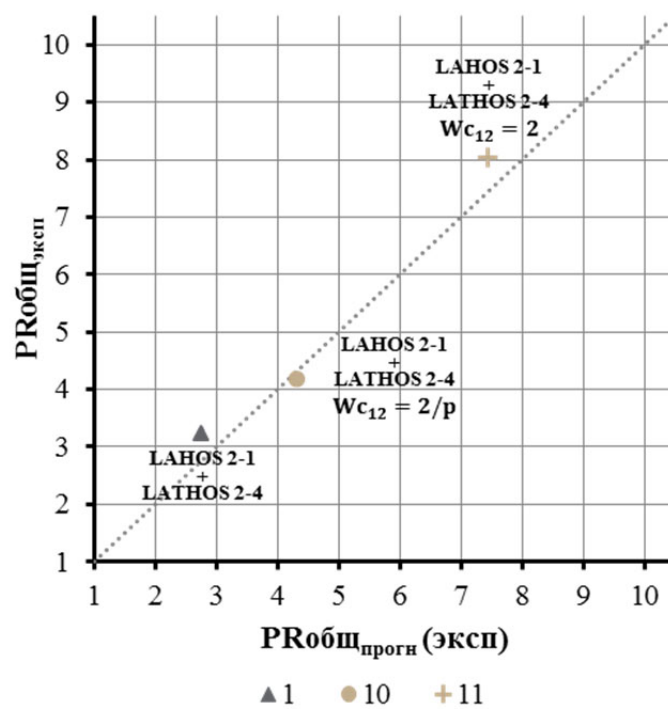


Рисунок 4.9. – Зависимость оценки ПХ от динамики перекрестной связи

ГЛАВА 5 Разработка средств автоматизации контура ручного управления, обеспечивающих «развязку» каналов управления

Согласно результатам исследований, приведенным в Главе 2 настоящей работы, управление в нескольких каналах в условиях присутствия сильно выраженных перекрестных связей в контуре управления негативно сказывается на качестве выполнения задачи пилотирования за счет снижения точности слежения. Помимо этого, присутствие перекрестных связей значительно повышает физическую и психофизиологическую нагрузку летчика в связи с необходимостью распределения внимания и осуществления им «развязывающих» действий. Совокупность этих факторов приводит к ухудшению оценки пилотажных характеристик и напрямую влияет на безопасность полетов [4]. В связи с этим для обеспечения безопасности пилотирования в таких задачах необходимо введение средств автоматизации контура ручного управления, обеспечивающих заданный уровень пилотажных характеристик.

В настоящей работе предложено рассмотреть три варианта средств автоматизации контура ручного управления на примере летательных аппаратов, обладающих выраженными перекрестными связями между каналами управления. Так было рассмотрено три подхода:

- формирование фильтра из условия «развязки» каналов;
- синтез регулятора, основанного на принципе обратной динамики (нелинейной динамической инверсии);
- использование PI-регулятора.

5.1 Формирование фильтра «развязки»

Согласно выявленным в Главе 2 настоящей работы закономерностям поведения летчика в задаче двухканального управления с перекрестными связями, справедливо предположить, что на основе условия «развязки» каналов может быть сформирован фильтр «развязки». Такой фильтр призван избавить летчика от

необходимости введения «развязывающих» действий и тем самым снизить его загрузку. Для выполнения условия «развязки» необходимо, чтобы управляющий сигнал от летчика или изменение фазовой координаты в одном канале не приводили к изменению фазовой координаты в другом канале управления. Тогда между каналами управления можно ввести фильтр f_p (рисунок 5.1), который описывается передаточной функцией (5.1).

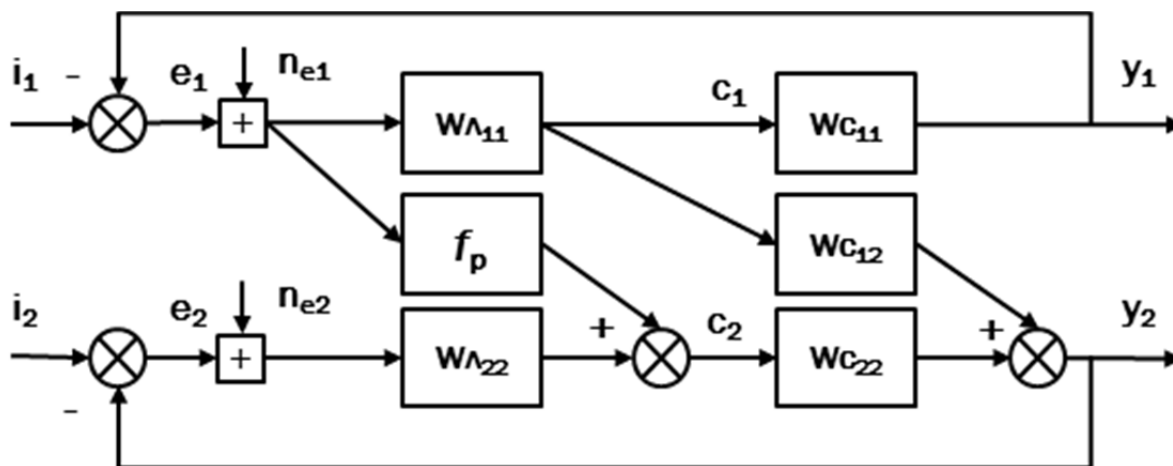


Рисунок 5.1. – Структурная схема двухканальной системы самолет-летчик с фильтром «развязки»

$$f_p = -\frac{W_{\Lambda_{11}} W_{C_{12}}}{W_{C_{22}}} \quad (5.1)$$

Важно отметить, что для формирования такого фильтра необходимо точное знание описывающих функций $W_{\Lambda_{11}}$, $W_{C_{12}}$ и $W_{C_{22}}$. В случае, если эти описывающие функции заранее неизвестны, то необходимо выполнить ряд процедур:

- 1) математическое или полунатурное моделирование задачи двухканального управления;
- 2) идентификация частотных характеристик элементов системы самолет-летчик;
- 3) аппроксимация полученных частотных характеристик заданной структурой для нахождения коэффициентов передаточных функций.

Причем даже в случае, когда известны описывающие функции объекта управления W_{c12} и W_{c22} , остается необходимость найти параметры описывающей функции летчика $W_{л11}$. Это можно выполнить путем описанных выше процедур либо путем вычисления описывающей функции летчика, основываясь на модели частоты среза [25], исходя из предположения, что каналы полностью «развязаны» и задача может быть сведена к одноконтурной задаче управления в двух независимых контурах. Использование модели частоты среза, в свою очередь, требует знания описывающей функции W_{c11} .

Немаловажным также является факт, что полученные параметры фильтра будут справедливы только для одного рассматриваемого режима полета. Соответственно, для обеспечения робастности такого фильтра необходимо вычислять его параметры для каждого расчетного режима полета и осуществлять его настройку, т.е. реализовать так называемый «gain scheduling» [41, 42, 43]. Все вышеперечисленное делает процедуру формирования подобного фильтра «развязки» крайне трудоемкой и затратной по времени.

5.2 Синтез регулятора, основанного на принципе обратной динамики

В общем случае принцип обратной динамики предполагает обеспечение желаемой динамики за счет подавления собственной динамики объекта управления [44, 45]. Это может быть обеспечено различными способами. Один из подходов – введение в контур передаточной функции или матрицы передаточных функций $G^{-1}(p)$ обратной передаточной функции или матрице передаточных функций объекта управления $G(p)$ (рисунок 5.2). Причем для реализуемости такого регулятора необходимо также введение выравнивающего фильтра F , так как порядок полинома числителя передаточной функции или элемента матрицы $G^{-1}(p)$ больше порядка полинома знаменателя этого элемента.

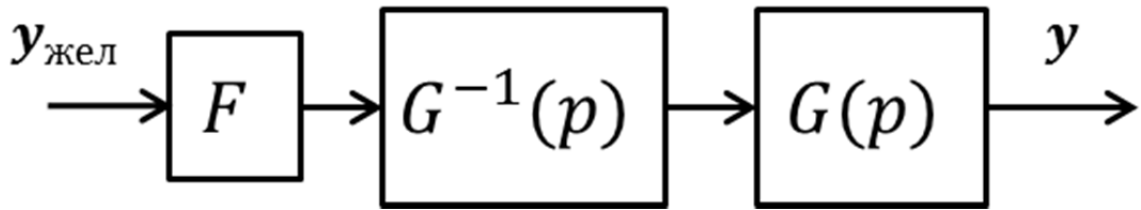


Рисунок 5.2. – Структурная схема системы с регулятором на базе обратной динамики

Частным случаем метода обратной динамики является метод нелинейной динамической инверсии, известный в зарубежной литературе как NDI (nonlinear dynamic inversion) [46, 47, 48, 49, 50]. Одним из достоинств этого метода является возможность его использования с нелинейными системами. Подавление собственной динамики объекта управления осуществляется путем замыкания отрицательной обратной связи, в контуре которой вычисляется сумма произведений коэффициентов дифференциальных уравнений движения и соответствующих им приращений фазовых координат. Для обеспечения желаемой динамики в контур вводится обратная связь по одной (или нескольким) из фазовых координат, а также фильтр F , в качестве которого может выступать как коэффициент усиления, так и, например, интегральный закон. Структурная схема системы с регулятором NDI представлена на рисунке 5.3.

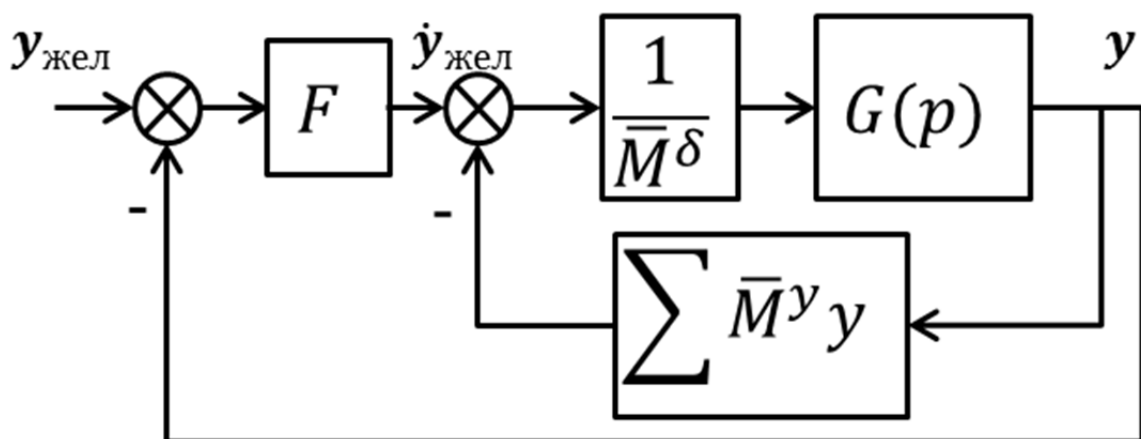


Рисунок 5.3. – Структурная схема системы с регулятором NDI

Помимо обеспечения желаемой динамики регулятор, построенный на принципе обратной динамики, позволяет согласно результатам предыдущих исследований [51, 52] обеспечить «развязку» каналов управления.

При этом, как и в случае с фильтром «развязки», использование принципа обратной динамики требует точного знания динамики объекта управления или идентификации ее параметров в реальном времени [51, 52] на всех расчетных режимах полета.

5.3 Введение обратных связей и PI-регулятора

Наряду с описанными выше средствами автоматизации было также предложено рассмотреть использование классического интегрального закона [53] совместно с обратными связями по фазовым координатам для улучшения пилотажных характеристик и осуществления «развязки» каналов. В каждый из каналов управления согласно схеме на рисунке 5.4 вводится PI-регулятор, соответствующий передаточной функции (5.2). Также в каждом из каналов замыкаются обратные связи по одной или нескольким фазовым координатам, например, углам и/или угловым скоростям.

$$PI = \frac{K_1 p + K_2}{p} \quad (5.2)$$

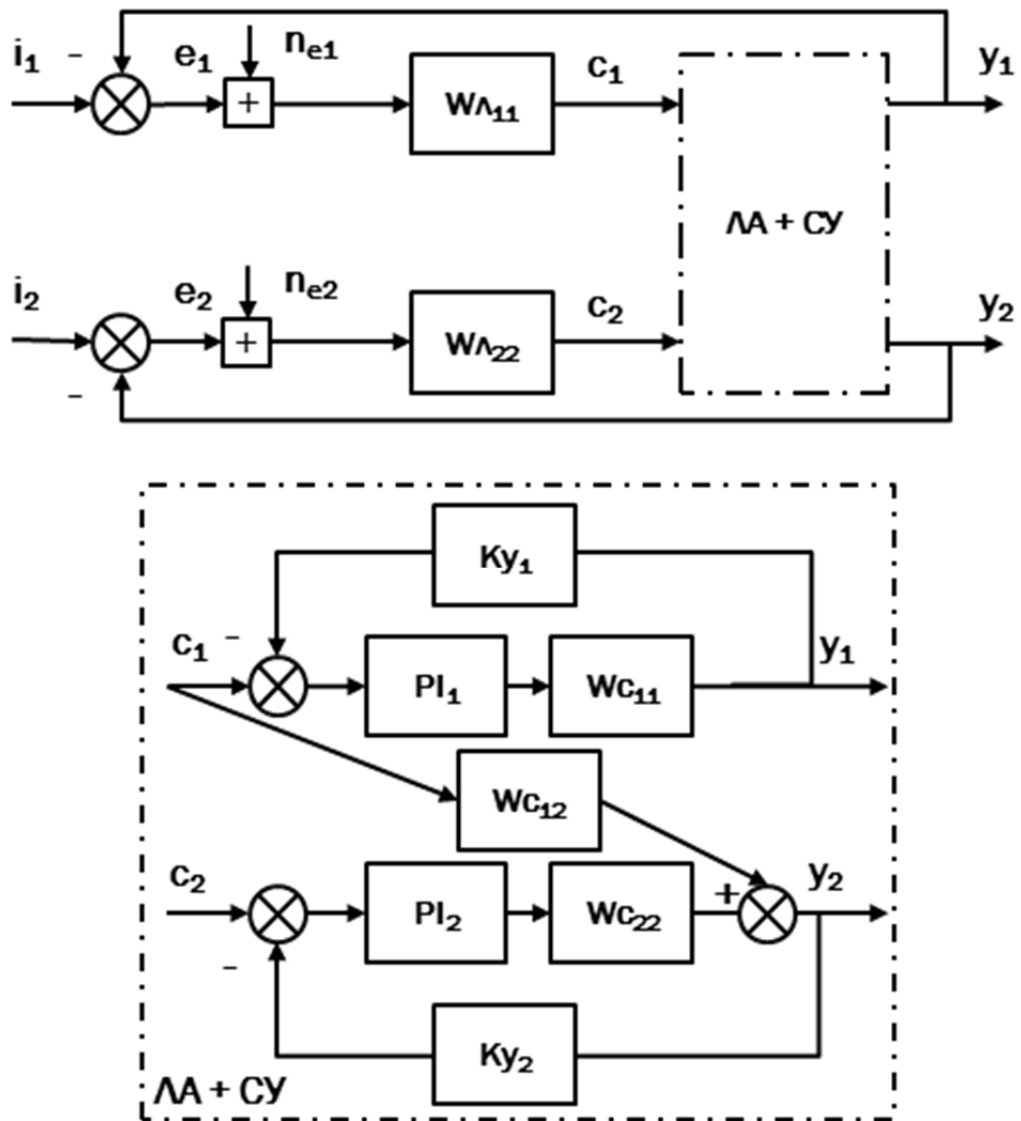


Рисунок 5.4. – Структурная схема системы с PI регулятором

Введение обратных связей призвано снизить влияние перекрестных связей, а использование PI-регулятора обеспечивает желаемое быстродействие и отсутствие статической ошибки. Значительным преимуществом такого подхода является простота его реализации, а также отсутствие необходимости точного знания динамики объекта управления, по сравнению с описанными выше средствами автоматизации.

5.4 Введение средств автоматизации в контур ручного управления вертолетом Ми-8

Как показали исследования, проведенные в разделе 1.4 настоящей работы с линеаризованной математической моделью движения вертолета Ми-8, на режиме висения ($V \approx 0$ м/с) у вертолета наблюдается сильная взаимосвязь между каналами тангажа и крена. Так единичное ступенчатое воздействие в канале тангажа приводит к изменению угла крена (рисунок 5.5), а единичное ступенчатое воздействие в канале крена приводит к изменению угла тангажа (рисунок 5.6).

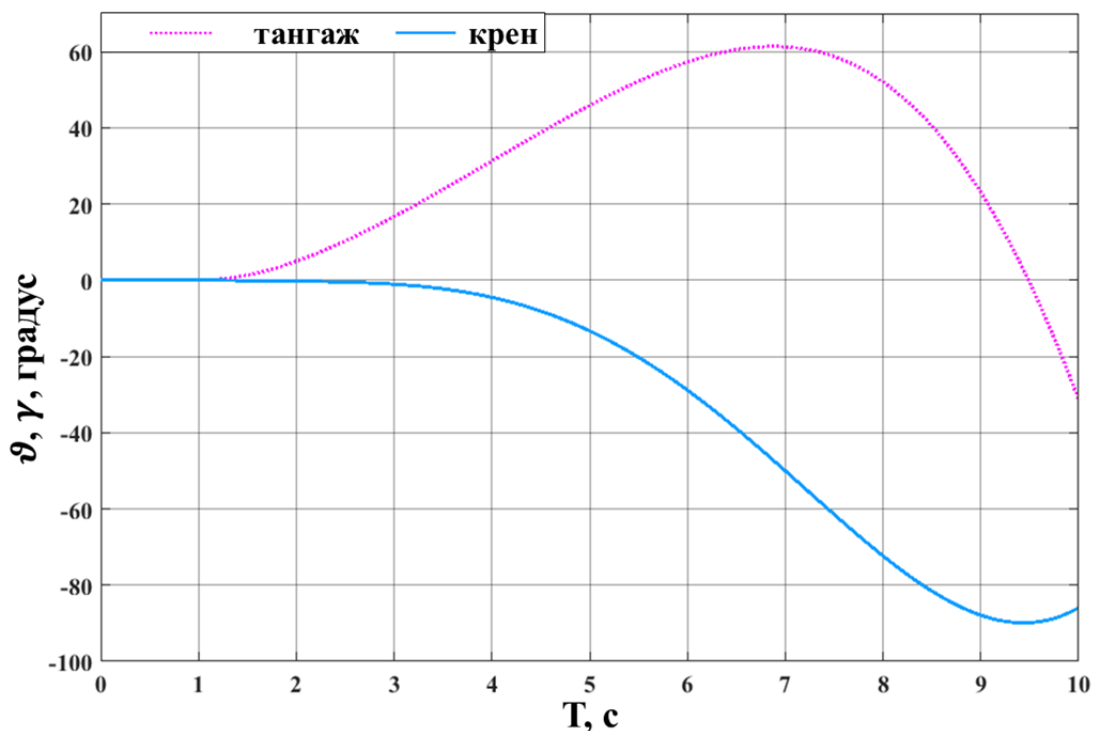


Рисунок 5.5. – Реакция вертолета Ми-8 на режиме висения по углам тангажа и крена на единичное ступенчатое воздействие в канале тангажа

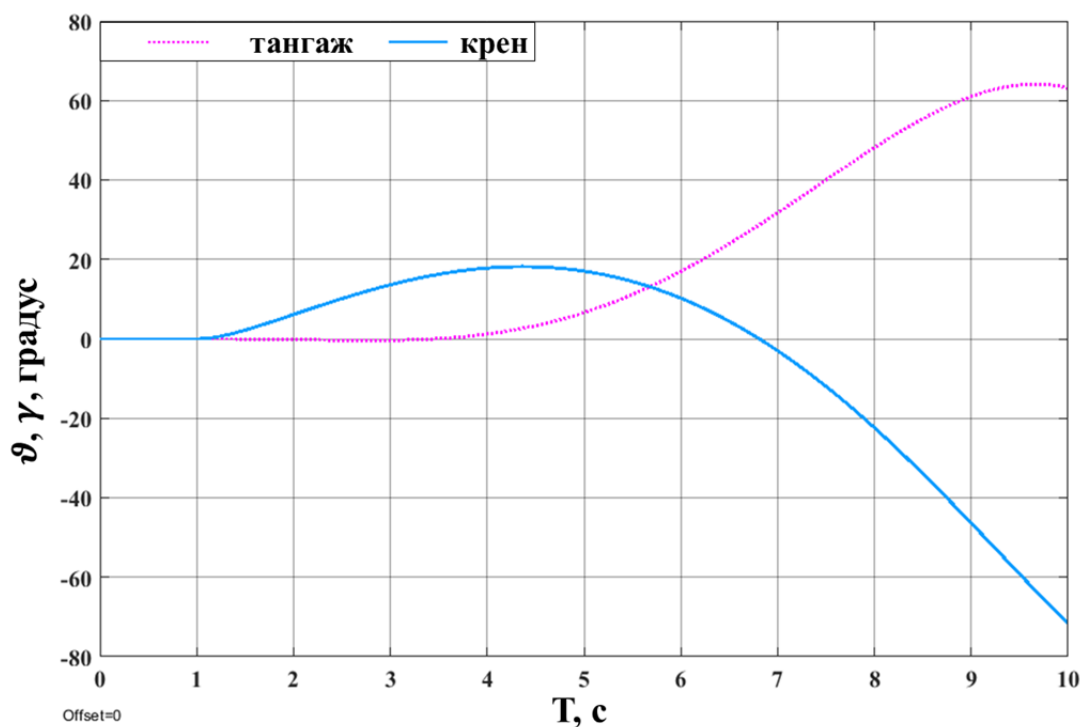


Рисунок 5.6. – Реакция вертолета Ми-8 на режиме висения по углам тангажа и крена на единичное ступенчатое воздействие в канале крена

Помимо этого Ми-8, как и многие вертолеты, является неустойчивым на режиме висения, о чем свидетельствует наличие положительных нулей и полюсов в канале тангажа и крена (рисунок 5.7).

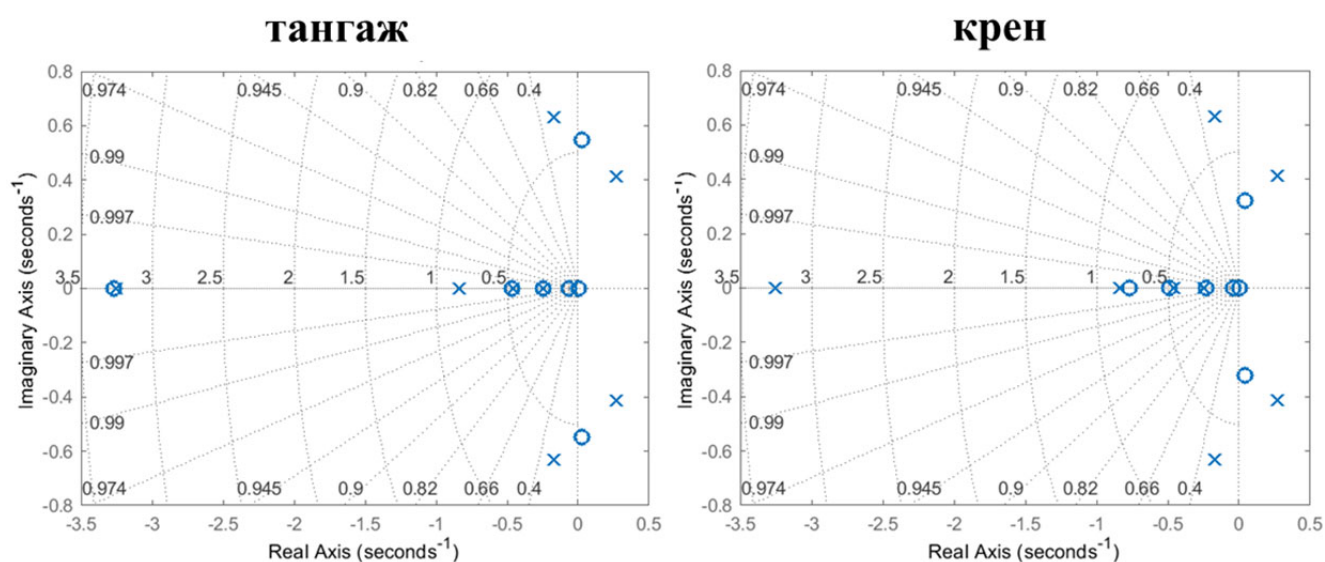


Рисунок 5.7. – Диаграмма нулей и полюсов передаточных функций вертолета Ми-8 в каналах тангажа (слева) и крена (справа) на режиме висения

Присутствие перекрестной связи между каналами в совокупности с неустойчивой динамикой вертолета на режиме висения делает управление таким объектом крайне сложным и приводит к значительному снижению точности пилотирования и увеличению загрузки летчика. Об этом можно судить по результатам проведенного полунатурного моделирования задачи двухканального управления, приведенным на рисунке 5.8.

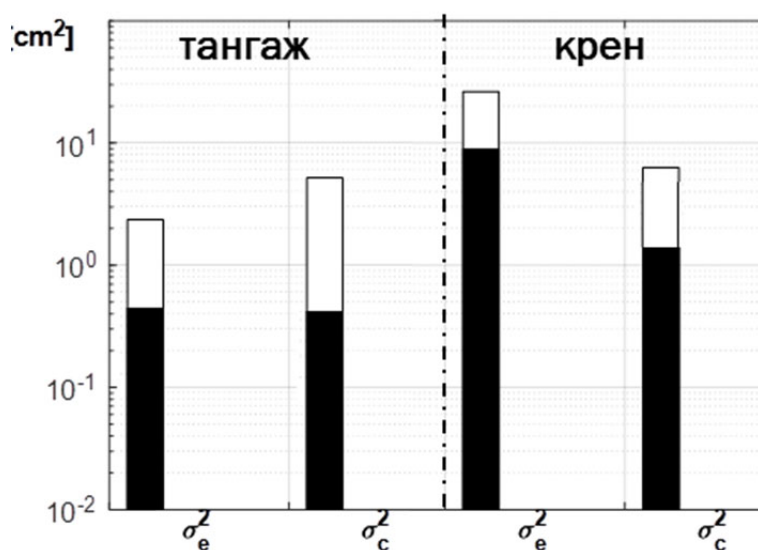


Рисунок 5.8. – Дисперсии ошибки (σ_e^2) и расходов рычага (σ_c^2) в канале тангажа (слева) и крена (справа)

На основе полученных в эксперименте значений дисперсий при помощи разработанной в Главе 4 методики были вычислены прогнозные оценки пилотажных характеристик в каналах тангажа и крена, а также общая оценка PR задачи двухканального управления вертолетом Ми-8 на режиме висения. Вычисленные оценки ПХ приведены в таблице 5.1.

Таблица 5.1 – Прогнозные оценки ПХ вертолета Ми-8 на режиме висения

Канал	$PR_{\text{прогн}}$	$PR_{\text{общпрогн}}$
Тангаж	9,4	9,4
Крен	8	

Полученные прогнозные оценки в обоих каналах принадлежат третьему уровню ПХ. Управление объектом, обладающим 3-м уровнем пилотажных

характеристик, является крайне сложным, а в случае, когда оценка ПХ превышает $PR \geq 9$, любая ошибка летчика может привести к потере управления. В связи с этим вопрос применения средств автоматизации в контуре управления такими ЛА стоит наиболее остро.

С целью обеспечения развязки каналов управления вертолетом Ми-8 было рассмотрено применение трех описанных выше средств автоматизации:

- Были сформированы фильтры «развязки» каналов тангажа и крена;
- Синтезирован регулятор NDI с введением обратных связей по угловым скоростям тангажа и крена;
- В каналы тангажа и крена введены PI-регуляторы и обратные связи по угловым скоростям тангажа и крена.

Для оценки эффективности применения различных средств автоматизации контура ручного управления проводилось математическое моделирование задачи двухканального управления вертолетом Ми-8 на режиме висения. В результате экспериментальных исследований были получены переходные процессы по углам крена и тангажа (рисунки 5.9-5.14), а также частотные и интегральные характеристики системы ЛА-летчик (рисунки 5.15-5.17).

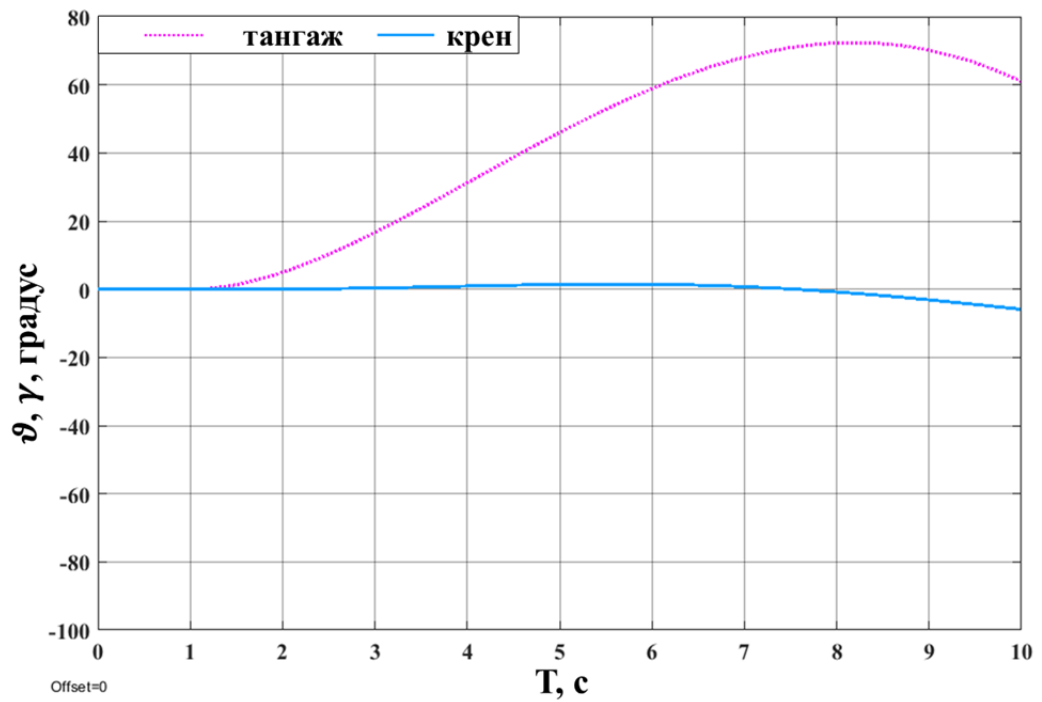


Рисунок 5.9. – Реакция по углам тангажа и крена на единичное ступенчатое воздействие в канале тангажа вертолета Ми-8 на режиме висения с фильтром «развязки»

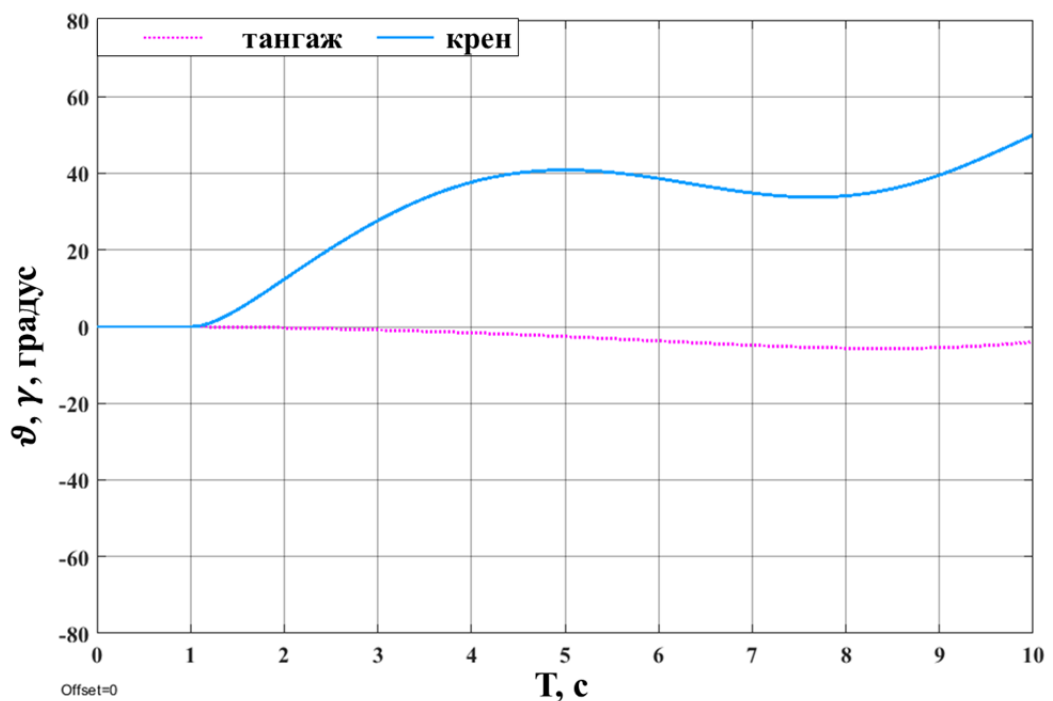


Рисунок 5.10. – Реакция по углам тангажа и крена на единичное ступенчатое воздействие в канале тангажа вертолета Ми-8 на режиме висения с фильтром «развязки»

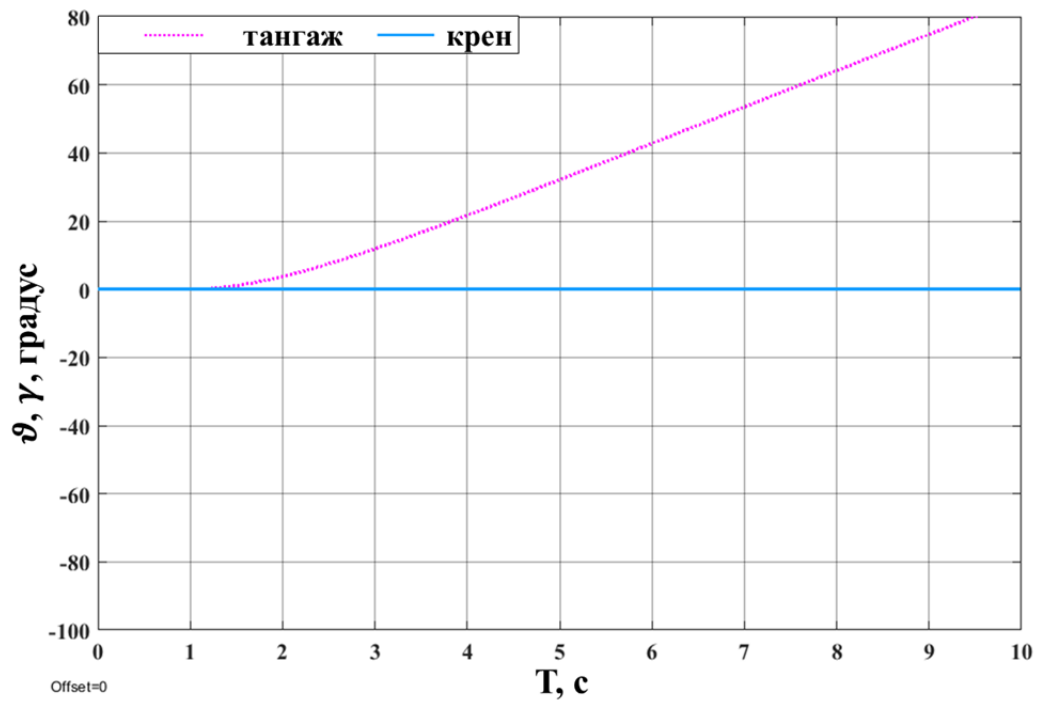


Рисунок 5.11. – Реакция по углам тангажа и крена на единичное ступенчатое воздействие в канале тангажа вертолета Ми-8 на режиме висения с регулятором NDI

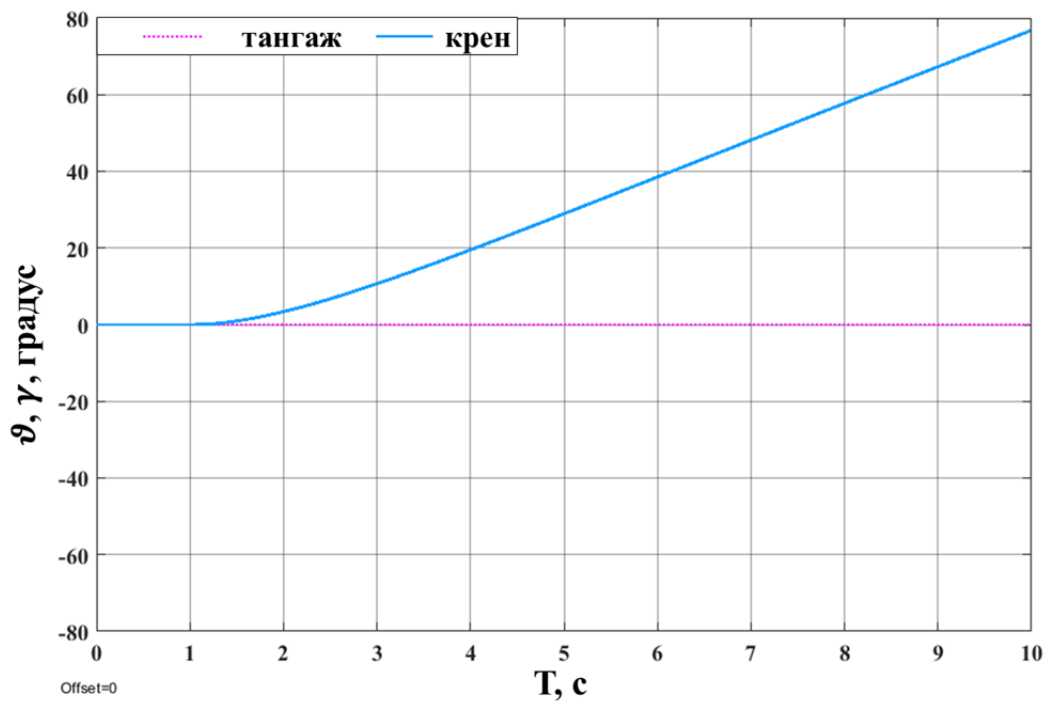


Рисунок 5.12. – Реакция по углам тангажа и крена на единичное ступенчатое воздействие в канале крена вертолета Ми-8 на режиме висения с регулятором NDI

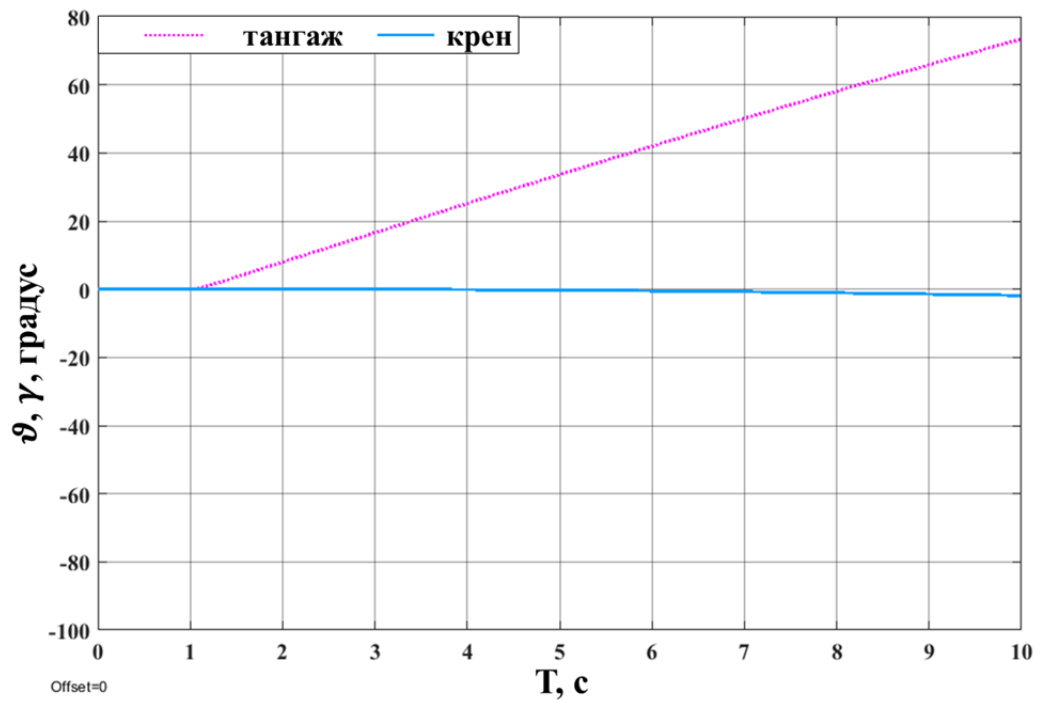


Рисунок 5.13. – Реакция по углам тангажа и крена на единичное ступенчатое воздействие в канале тангажа вертолета Ми-8 на режиме висения с обратными связями по угловым скоростям и PI-регулятором

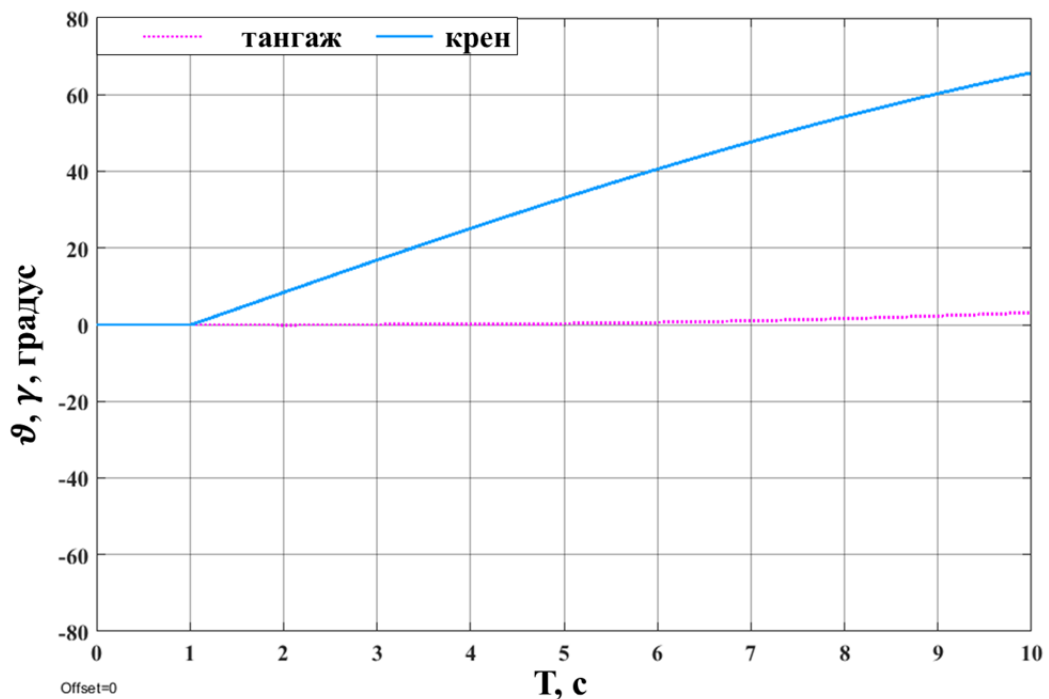


Рисунок 5.14. – Реакция по углам тангажа и крена на единичное ступенчатое воздействие в канале крена вертолета Ми-8 на режиме висения с обратными связями по угловым скоростям и PI-регулятором

Согласно полученным переходным процессам по углам тангажа и крена (рисунки 5.9-5.14), все рассмотренные варианты автоматизации контура ручного управления позволяют противодействовать присутствующим между каналами перекрестным связям. Однако фильтр «развязки» не обеспечивает полного подавления перекрестных связей и «развязки» каналов, вследствие чего управляющее воздействие в одном канале все равно приводит к незначительному (8° - 10°) изменению фазовой координаты в другом канале. Также такой подход не позволяет избавиться от колебательности переходного процесса, присутствующей в обоих каналах управления. В то же время применение регулятора NDI, как и применение PI-регулятора совместно с обратными связями по угловым скоростям тангажа и крена, позволяет добиться практически полной «развязки» каналов управления, а также подавить колебательность.

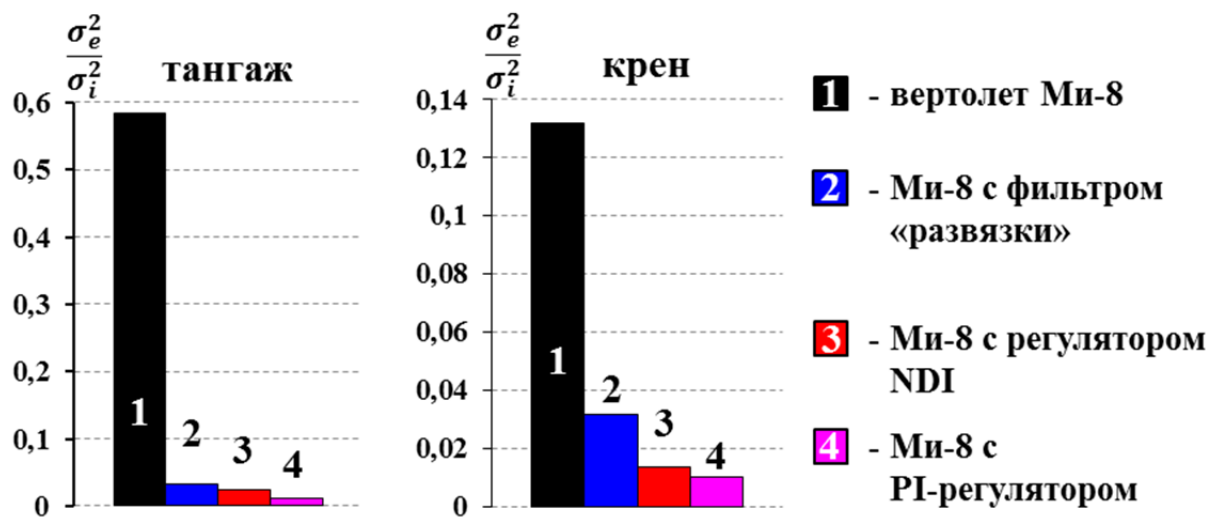


Рисунок 5.15. – Относительные дисперсии ошибки в канале тангажа (слева) и крена (справа)

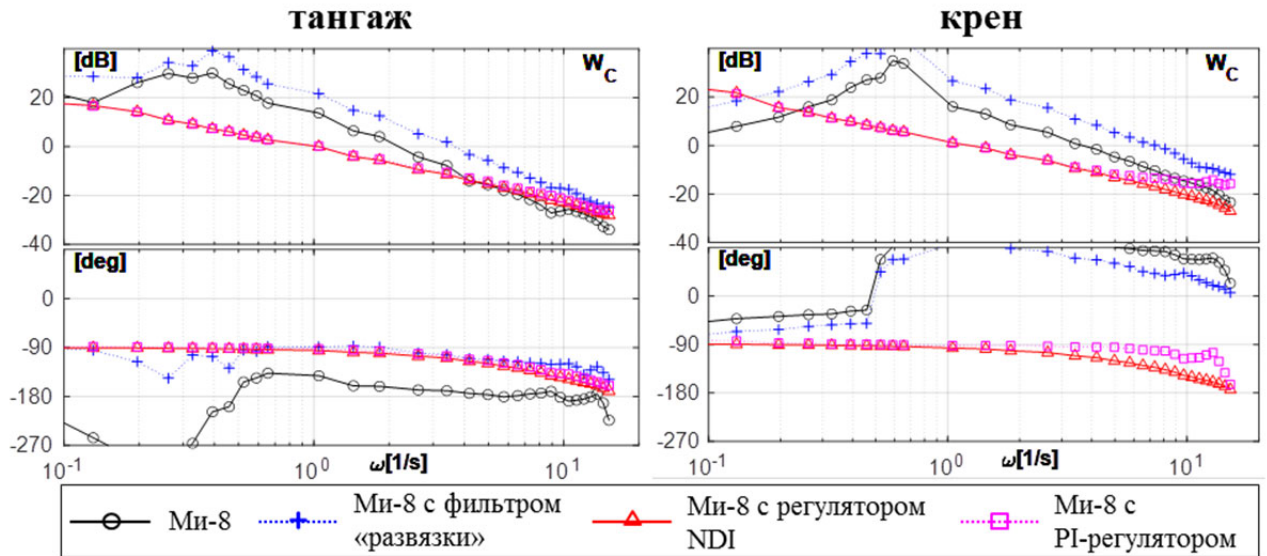


Рисунок 5.16. – АФЧХ объекта управления (W_c) в канале тангажа (слева) и крена (справа)

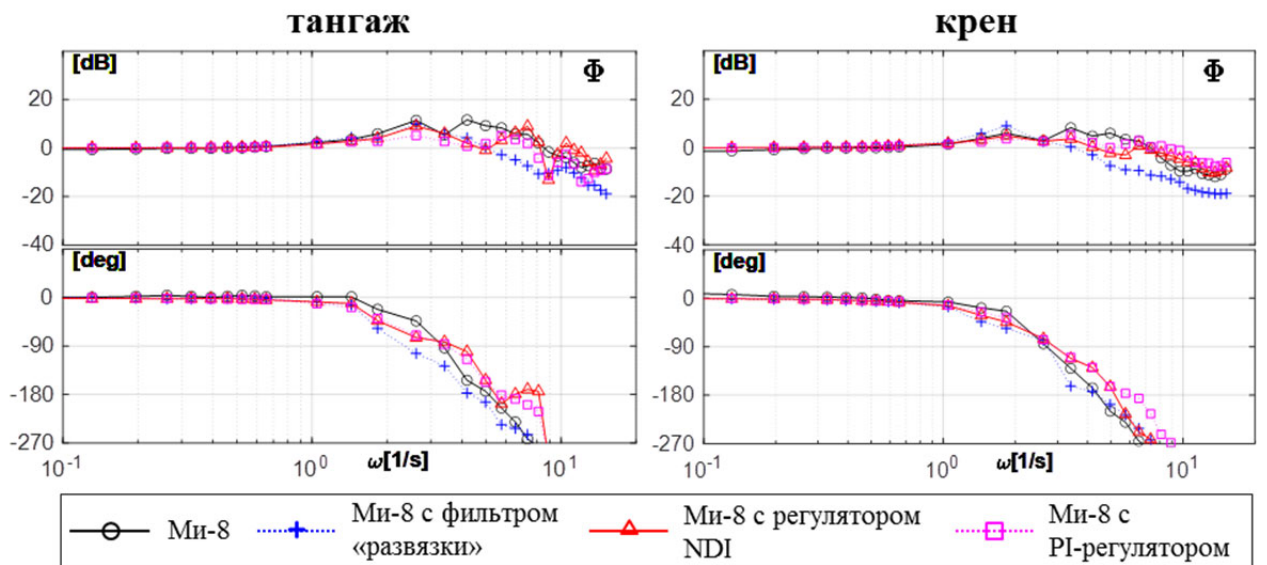


Рисунок 5.17. – АФЧХ замкнутой системы ЛА-летчик (Φ) в канале тангажа (слева) и крена (справа)

Помимо обеспечения «развязки» каналов управления использование средств автоматизации позволяет значительно снизить дисперсию ошибки (рисунок 5.15) в каналах тангажа и крена. Так использование фильтра «развязки» позволяет уменьшить дисперсию сигнала ошибки в 17,5 раз в канале тангажа и в 4 раза в канале крена. Применение регулятора NDI позволяет уменьшить дисперсию ошибки в 25 раз в канале тангажа и в 9,6 раз в канале крена, а

использование PI-регулятора с обратными связями по угловым скоростям уменьшает дисперсию ошибки в 48 раз в канале тангажа и в 12,6 раз в канале крена. При этом согласно частотным характеристикам объекта управления, приведенным на рисунке 5.16, использование регуляторов NDI и PI позволяет приблизить динамику объекта управления к динамике интегрирующего звена, что в свою очередь дает летчику возможность действовать наипростейшим для себя образом. Также использование регуляторов NDI и PI обеспечивает увеличение полосы пропускания замкнутой системы ЛА-летчик (рисунок 5.17) в среднем в 1,2 раза в каналах тангажа и крена, а также уменьшение резонансного пика. В свою очередь использование фильтра «развязки» наоборот приводит к уменьшению полосы пропускания замкнутой системы в 1,5 раза в канале тангажа и практически не влияет на полосу пропускания в канале крена.

На основе полученных в экспериментальных исследованиях характеристик системы ЛА-летчик были вычислены прогнозные оценки ПХ для вертолета Ми-8 с применением рассмотренных средств автоматизации. Прогнозные оценки ПХ в задаче двухканального управления вертолетом Ми-8 на режиме висения приведены в таблице 5.2.

Таблица 5.2 – Прогнозные оценки ПХ вертолета Ми-8 на режиме висения

Объект управления	$PR_{\text{общ.прогн}}$	Уровень ПХ
Ми-8 на режиме висения	9,4	III
Ми-8 с фильтром «развязки»	4,9	II
Ми-8 с регулятором NDI	2,3	I
Ми-8 с PI-регулятором	2	

Таким образом, все рассмотренные варианты средств автоматизации позволяют улучшить оценку пилотажных характеристик за счет осуществления «развязки» каналов. Однако использование фильтра «развязки» обеспечивает

лишь второй уровень ПХ, так как не достигается полная «развязка» каналов, а также такой фильтр не позволяет улучшить динамику в изолированных каналах. Для достижения первого уровня ПХ совместно с таким фильтром необходимо дополнительно использовать регуляторы, обеспечивающие желаемую динамику в изолированных каналах, что в свою очередь является нецелесообразным по ряду причин. Во-первых, реализация такого рода фильтра сложна, трудозатратна и требует настройки по режимам полета. Во-вторых, использование такого фильтра совместно, например, с интегральным законом не имеет никакого смысла ввиду того, что использование более простого в плане реализации PI-регулятора с обратными связями обеспечивает и «развязку» каналов, и первый уровень ПХ с оценкой $PR = 2$. В связи с этим предлагается рассмотреть применение такого регулятора и на других ЛА вертолетного типа.

5.5 Введение PI-регулятора в контур ручного управления вертолетом соосной схемы

Для вертолетов соосной схемы так же, как и для одновинтовых вертолетов, характерно присутствие перекрестных связей между каналами тангажа и крена [54, 55]. Причем, как показал анализ переходных процессов по углам тангажа и крена (рисунки 5.18-5.21), для рассматриваемой в настоящей работе математической модели движения соосного вертолета, называемого в дальнейшем СВ-1, без средств автоматизации контура ручного управления такая перекрестная связь проявляется как на режиме висения, так и в горизонтальном полете ($V \approx 250$ км/ч).

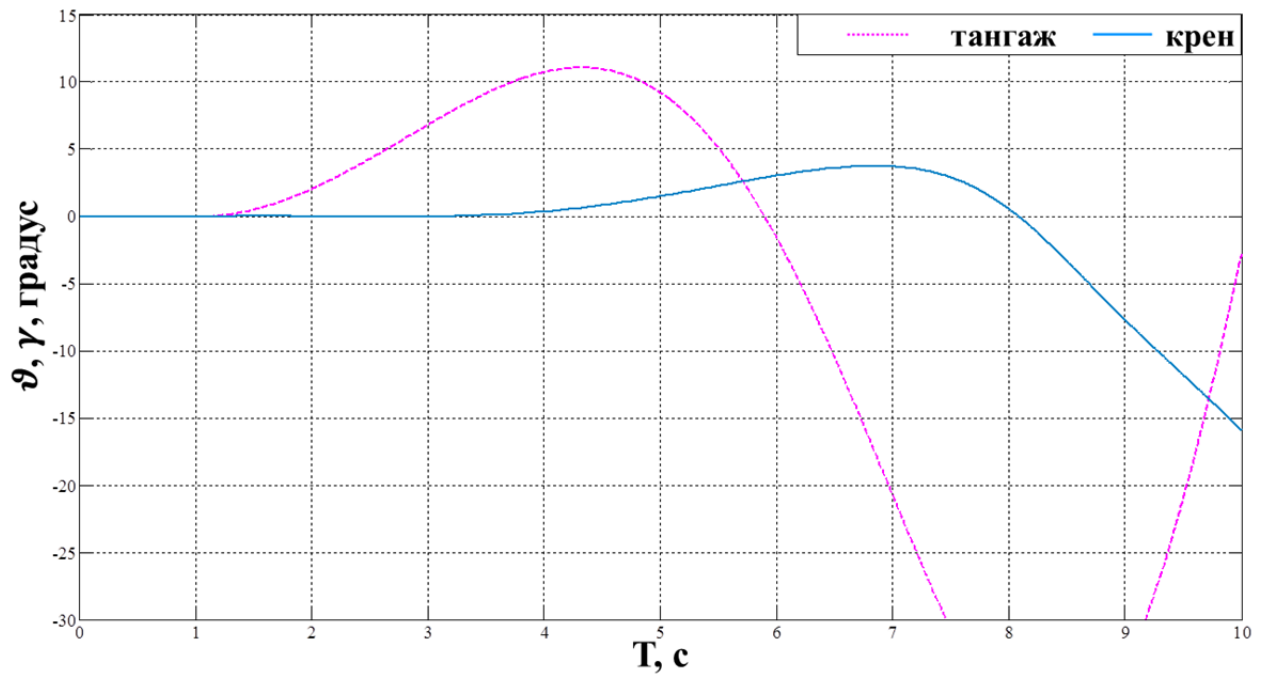


Рисунок 5.18. – Реакция по углам тангажа и крена на единичное ступенчатое воздействие в канале тангажа вертолета СВ-1 на режиме висения

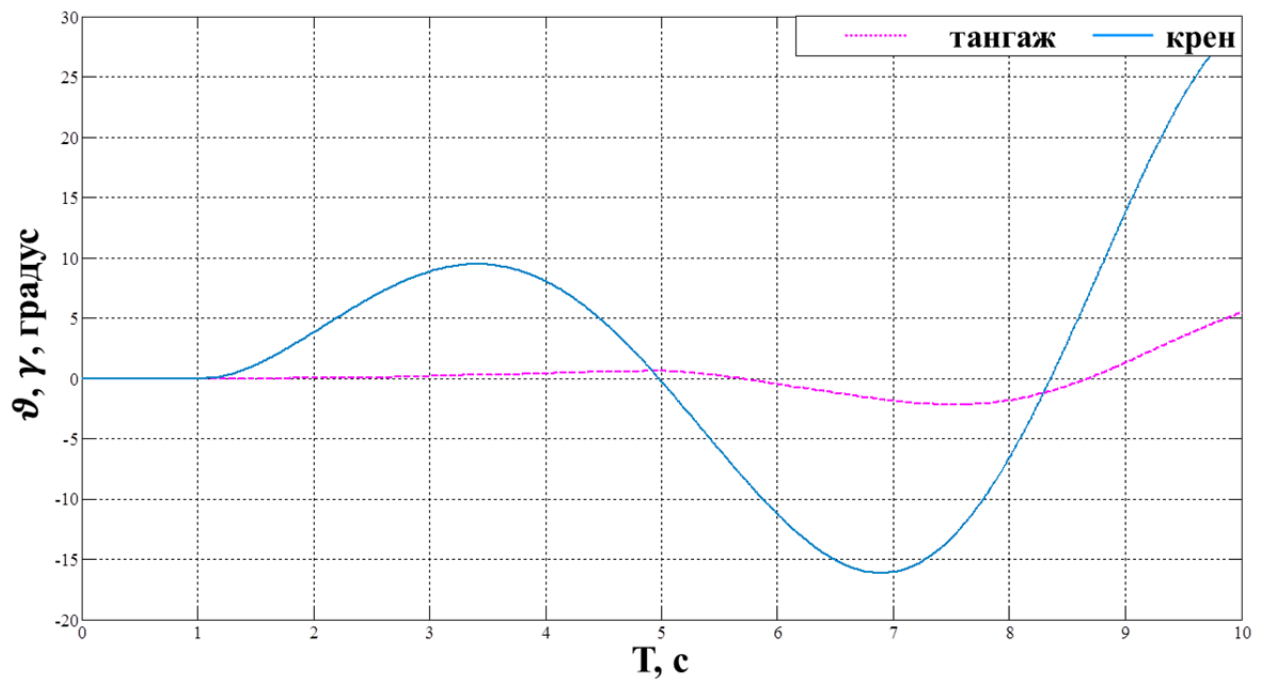


Рисунок 5.19. – Реакция по углам тангажа и крена на единичное ступенчатое воздействие в канале крена вертолета СВ-1 на режиме висения

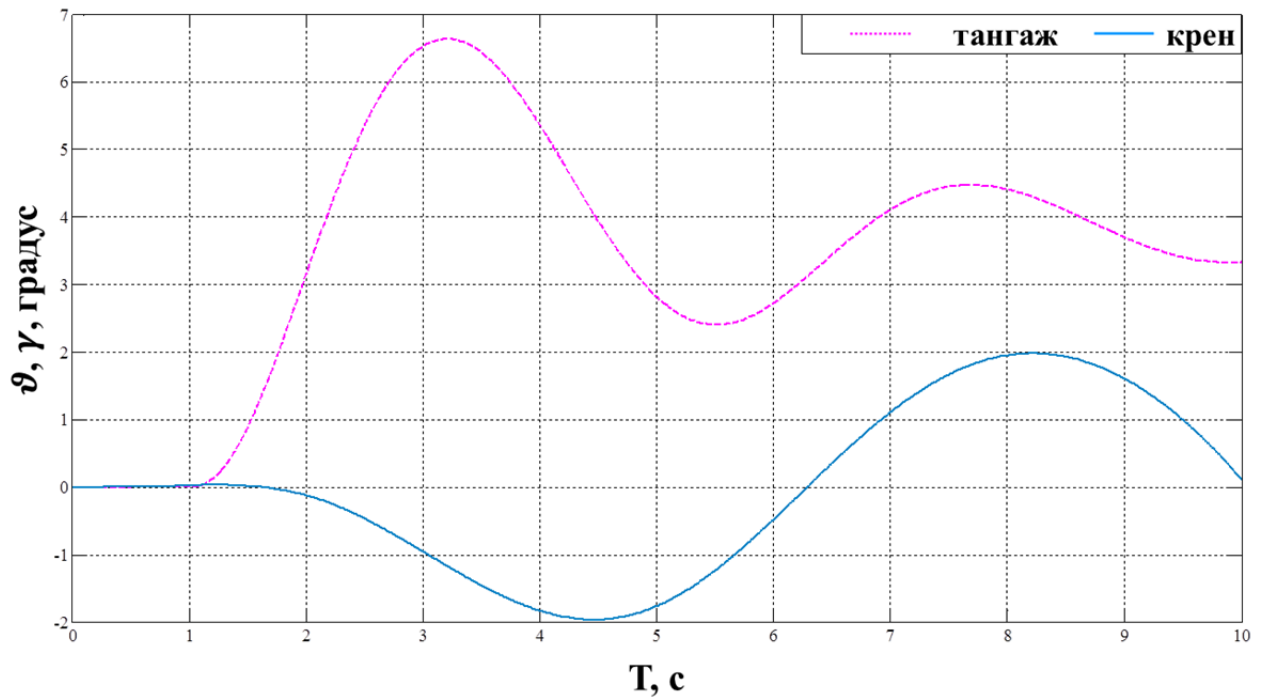


Рисунок 5.20. – Реакция по углам тангажа и крена на единичное ступенчатое воздействие в канале тангажа вертолета СВ-1 на режиме горизонтального полета

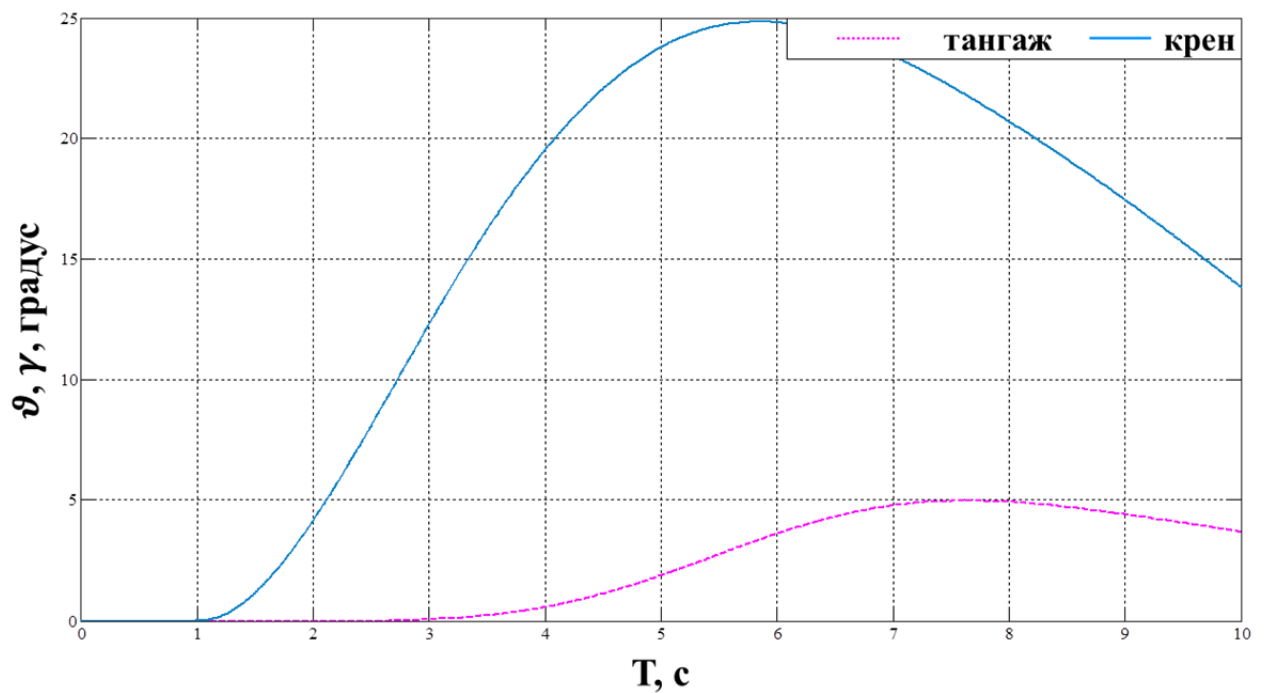


Рисунок 5.21. – Реакция по углам тангажа и крена на единичное ступенчатое воздействие в канале крена вертолета СВ-1 на режиме горизонтального полета

Для обеспечения «развязки» каналов, а также улучшения динамики ЛА в изолированных каналах по аналогии с Ми-8 в контур управления углами тангажа

и крена были введены PI-регуляторы и обратные связи по угловым скоростям тангажа и крена.

С целью оценки эффективности применения средств автоматизации контура ручного управления проводились экспериментальные исследования путем полунатурного и математического моделирования задачи двухканального управления вертолетом СВ-1 на режиме висения ($V \approx 0$ км/ч) и горизонтального полета ($V \approx 250$ км/ч). В результате экспериментальных исследований были получены переходные процессы по углам крена и тангажа (рисунки 5.22-5.25), а также параметры системы самолет-летчик.

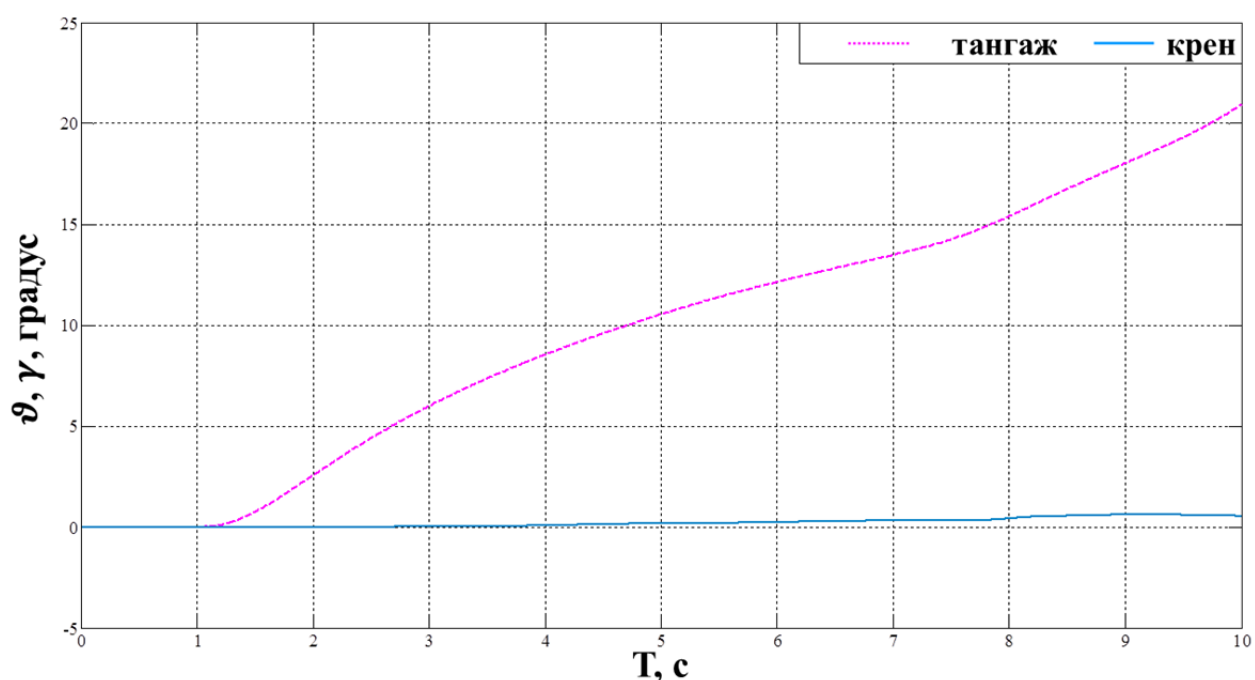


Рисунок 5.22. — Реакция по углам тангажа и крена на единичное ступенчатое воздействие в канале тангажа вертолета СВ-1 с PI-регулятором на режиме висения

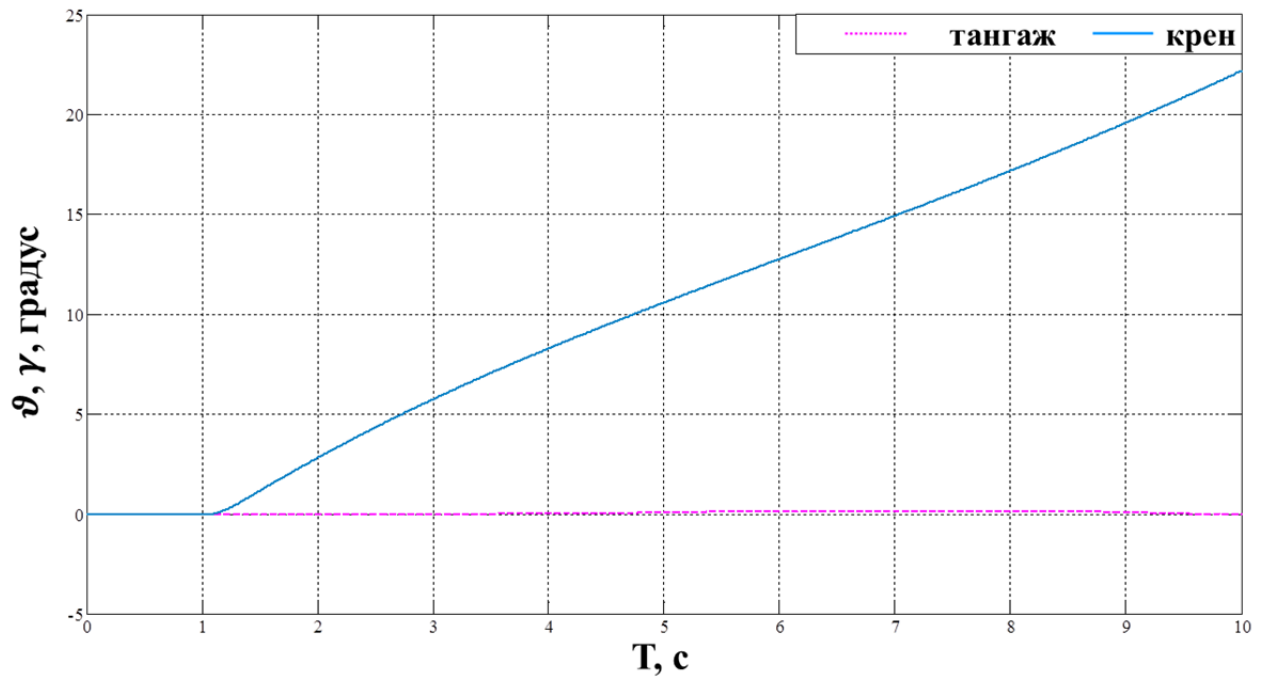


Рисунок 5.23. – Реакция по углам тангажа и крена на единичное ступенчатое воздействие в канале крена вертолета СВ-1 с PI-регулятором на режиме висения

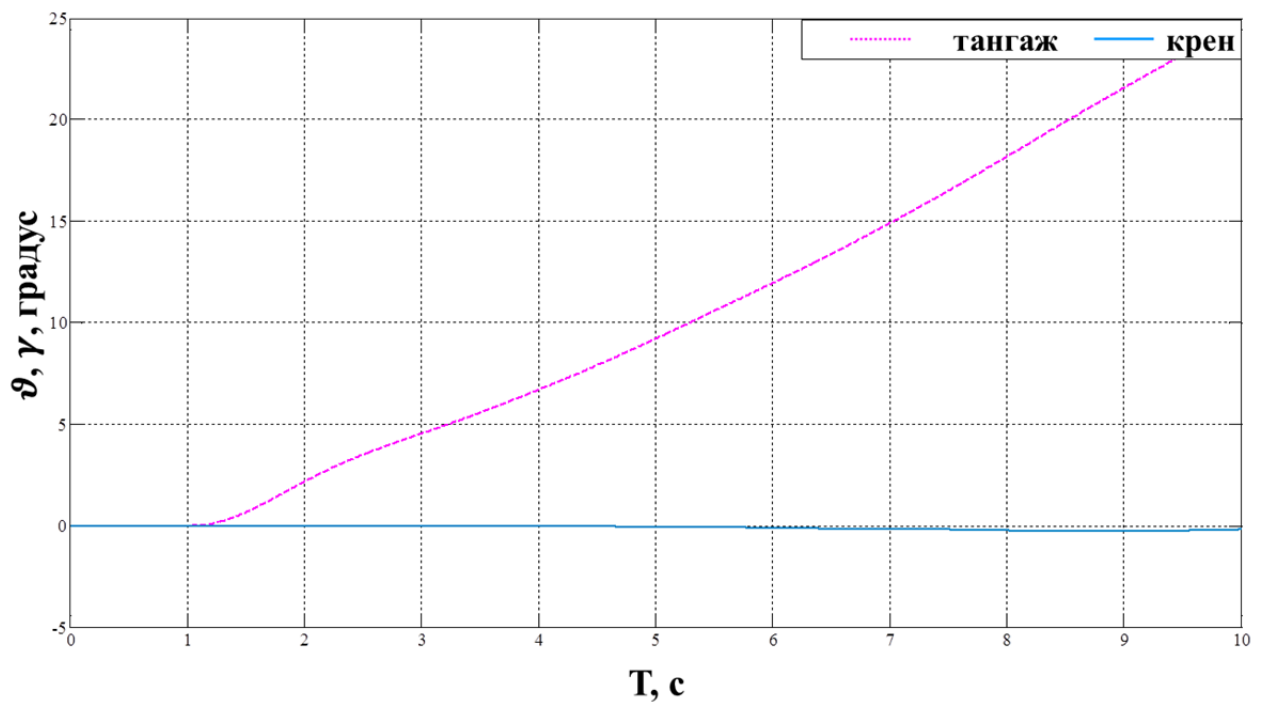


Рисунок 5.24. – Реакция по углам тангажа и крена на единичное ступенчатое воздействие в канале тангажа вертолета СВ-1 с PI-регулятором на режиме горизонтального полета

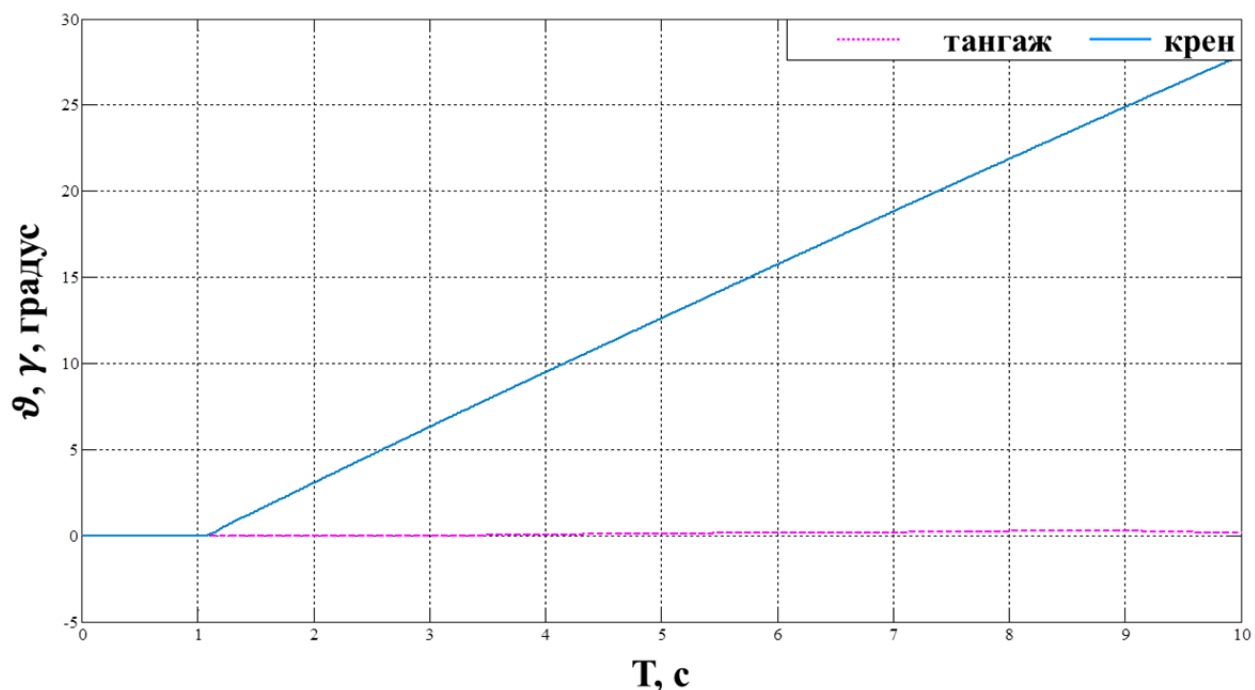


Рисунок 5.25. – Реакция по углам тангажа и крена на единичное ступенчатое воздействие в канале крена вертолета СВ-1 с PI-регулятором на режиме горизонтального полета

Согласно полученным переходным процессам по углам тангажа и крена (рисунки 5.22-5.25), применение PI-регулятора с обратными связями по угловым скоростям на вертолете соосной схемы позволяет противодействовать присутствующим между каналами перекрестным связям и осуществить практически полную «развязку» каналов управления. Помимо этого согласно результатам полунатурного моделирования использование PI-регулятора позволяет значительно повысить точность пилотирования (рисунок 5.26). На режиме висения дисперсия ошибки слежения уменьшается в 10,7 раз в канале тангажа и в 7 раз в канале крена. На режиме горизонтального полета дисперсия ошибки уменьшается в 4 раза в канале тангажа и в 3 раза в канале крена. Также использование PI-регулятора позволяет увеличить полосу пропускания замкнутой системы в канале крена в 1,5 раза и уменьшить резонансный пик в обоих каналах (рисунок 5.27).

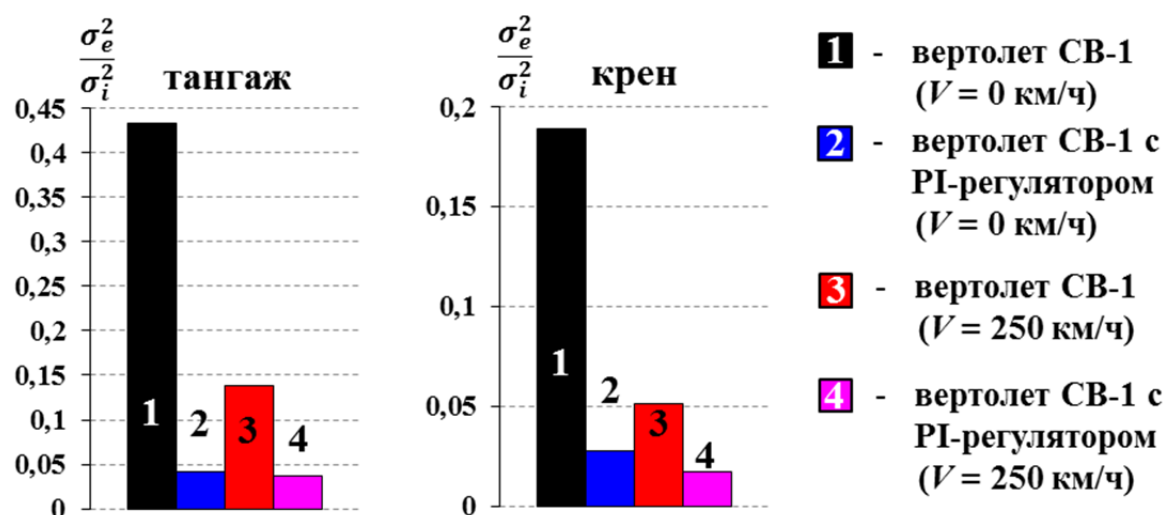


Рисунок 5.26. – Относительные дисперсии ошибки в канале тангажа (слева) и крена (справа)

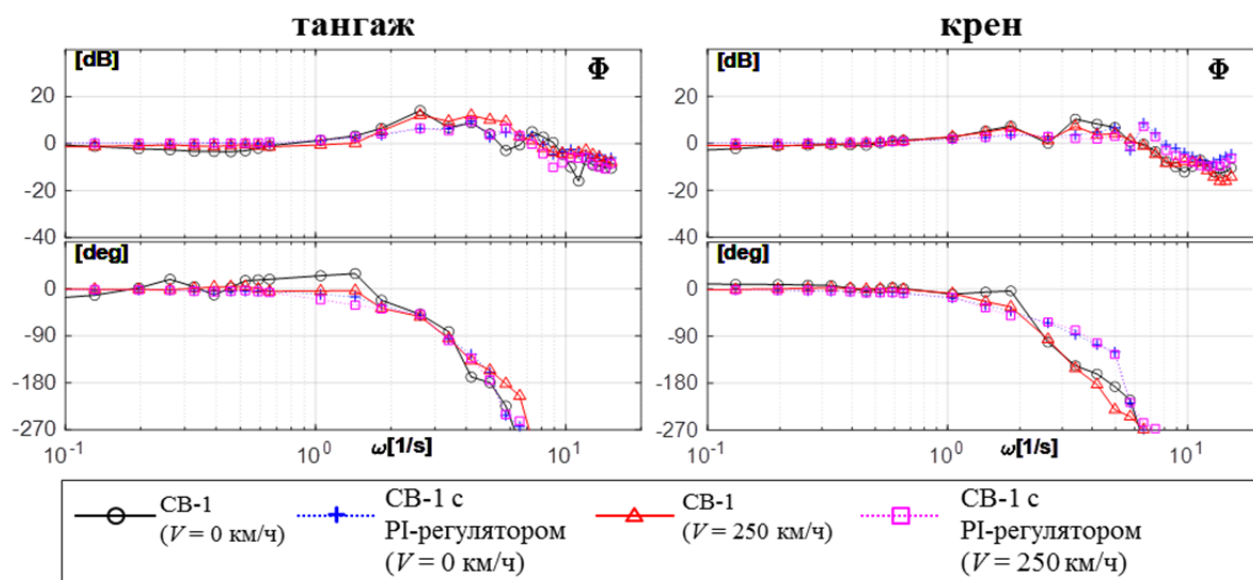


Рисунок 5.27. – АФЧХ замкнутой системы ЛА-летчик (Ф) в канале тангажа (слева) и крена (справа)

На основе полученных в экспериментальных исследованиях характеристик системы ЛА-летчик были вычислены прогнозные оценки ПХ для вертолета СВ-1 на режимах висения и горизонтального полета. Прогнозные оценки ПХ в задаче двухканального управления соосным вертолетом приведены в таблице 5.3.

Таблица 5.3 – Прогнозные оценки ПХ вертолета СВ-1

Объект управления	$PR_{\text{общ.прогн}}$	Уровень ПХ
СВ-1 ($V = 0$ км/ч)	10	III
СВ-1 с PI-регулятором ($V = 0$ км/ч)	2,9	I
СВ-1 ($V = 250$ км/ч)	6,8	III
СВ-1 с PI-регулятором ($V = 250$ км/ч)	2,3	I

Вычисленные оценки ПХ подтверждают эффективность применения PI-регулятора с целью улучшения пилотажных характеристик. Использование PI-регулятора совместно с обратными связями по угловым скоростям на ЛА вертолетного типа позволяет произвести «развязку» каналов управления и обеспечить первый уровень пилотажных характеристик.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Настоящая диссертационная работа посвящена исследованию закономерностей поведения летчика в задаче двухканального управления и выявлению подходов к улучшению оценки пилотажных характеристик, путем ее предварительного вычисления, с целью повышения безопасности пилотирования в задачах многоканального управления. Основные результаты работы:

Разработана методика оценки пилотажных характеристик путем вычисления субъективной оценки летчика. С этой целью:

- Разработана методика идентификации характеристик системы самолет-летчик в задаче двухканального управления, позволяющая учитывать влияние перекрестных связей между каналами управления. Предложена методика выбора параметров входных сигналов, заключающаяся в насыщении точками той частотной области, где наиболее часто наблюдаются изломы и перегибы частотных характеристик. Описан алгоритм интерполяции получаемых частотных характеристик на общие частоты. Произведена модификация разработанного в МАИ программного обеспечения для проведения экспериментальных исследований системы самолет-летчик. Проведены экспериментальные исследования путем полунатурного моделирования задачи двухканального слежения. На основе результатов экспериментальных исследований выявлен ряд закономерностей поведения летчика в задаче двухканального управления, а также сформулировано условие «развязки» каналов управления. Так в случае, когда для компенсации перекрестной связи, присутствующей между каналами управления, летчику необходимо вводить дифференцирование, летчик не способен выполнить «развязку».

- На основе выявленных закономерностей поведения летчика разработана модификация структурной модели управляющих действий летчика для задачи двухканального управления с перекрестными связями. Разработанная математическая модель позволяет выполнять моделирование задачи

одноканального и двухканального слежения, а также учитывать влияние перекрестных связей и распределения внимания летчика между каналами. Разработано программное обеспечение, позволяющее производить моделирование управляющих действий летчика путем минимизации функционала качества. Результаты, полученные при помощи разработанной математической модели, показали хорошую сходимость с результатами экспериментов.

– Предложено использование шкалы психофизиологической загрузки NASA-TLX для оценки пилотажных характеристик. Установлена связь между шкалой Купера-Харпера и шкалой NASA-TLX. Коэффициент детерминации вычисленной зависимости составил $R^2 = 0,96$, что является высоким показателем качества полученной зависимости. Получены зависимости оценок пилотажных характеристик от характеристик системы самолет-летчик в каналах тангажа и крена. Предложена методика прогноза оценки пилотажных характеристик в задаче двухканального управления. Произведена валидация полученных результатов путем математического моделирования. Согласно полученным результатам прогнозные оценки, полученные путем математического моделирования, показали хорошую сходимость как с оценками, выставленными операторами, так и с оценками, выставленными летчиками-испытателями при выполнении экспериментов на пилотажном стенде в рамках предыдущих исследований, проводившихся в МАИ, обеспечили 100% совпадения уровня пилотажных характеристик и коэффициент детерминации $R^2 = 0,97$.

– Рассмотрены различные подходы к «развязке» каналов управления и выполнен анализ их эффективности. Предложено использование PI-регулятора в качестве средства автоматизации, позволяющего обеспечить «развязку» каналов управления вертолетом. Все рассмотренные средства автоматизации позволяют обеспечить «развязку» и улучшить оценку ПХ, однако, только регуляторы PI и NDI позволяют обеспечить 1 уровень ПХ. При этом более простой в плане реализации PI-регулятор позволяет обеспечить и «развязку» каналов управления,

и 1 уровень ПХ для рассмотренных в работе ЛА вертолетного типа на различных режимах полета.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Авиационные правила. Ч. 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории. Межгосударственный авиационный комитет. – 2009.
2. Авиационные правила. Ч. 29. Нормы летной годности винтокрылых аппаратов транспортной категории. Межгосударственный авиационный комитет. – 2003.
3. Military Standard, Flying Qualities of Piloted Vehicles. MIL STD 1797 USAF. 1987.
4. Методика оценки рисков человеческого фактора из-за ошибок летчика в процессе пилотирования авиационной техники / Ефремов А.В., Тяглик М.С., Иргалеев И.Х., Ефремов Е.В., Воронка Т.В. // Авиационная техника. Известия вузов. – 2020. – №2. – С. 63 – 69.
5. International Air Transport Association [IATA]. 2026. URL: <https://www.iata.org/en/publications/safety-report/interactive-safety-report/>
6. McRuer D.T., Krendel E. Mathematical models of human pilot AGARD AGD-188 1974, 72 p.
7. McRuer D.T. and E.S. Krendel. Dynamic response of human operators, WADC. TR-56-524. Oct.1957.
8. Young L. The current status of vestibular system models. Automatica 1969. Vol. 5. pp. 369-383.
9. Cooper G.E., Harper R.P. The use of pilot rating in the evaluation of aircraft handling qualities. NASA TND-5153, 1969. 52 p.
10. Neal, T.P. A Flying Qualities Criteria for the design of Fighter flight-control system / Neal T.P., Smith R.E. // Journal of aircraft. – vol.8, № 10. – 1971. – pp. 803–809.
11. Investigation of pilot induced oscillation tendency and prediction criteria development: Final Report No. WL-TR-96-3109 / A.V. Efremov [et al.] – Dayton, Ohio: Wright Paterson Air Force Base, 1996. – 293 p.

12. Development of criteria for prediction of handling qualities of new generation of aircraft: Final Report No. ADA333344 / A.V. Efremov [et al.] – Dayton, Ohio: Wright Paterson Air Force Base, 1997. – 165 p.
13. Efremov, A.V. Some Results in Flying Qualities Criteria Developed at PVL / A. V. Efremov, M. S. Tiaglik, E. V. Efremov // AIAA SciTech Forum and Exposition, San Diego, California, USA. – 2019. – p. 1–16.
14. The influence of different types of inceptors and their characteristics on pilot-aircraft system / A.V. Efremov, V.V. Aleksandrov, E.V. Efremov, M.V. Vukolov // 2nd IFAC Conference on Cyber-Physical & Human Systems, Miami, Florida, USA. – 2018. – Vol. 51, No. 34. – p. 372–377.
15. Anderson, R.O. A new approach to the specification and evaluation of flying qualities: Technical Report AFFDL-TR-69-120 / Anderson, R. O. – Dayton, Ohio: Wright-Patterson Air Force Base, 1970. – 65 p.
16. Anderson R.O., Connors A.J. and Dillow J.D., (1970., “Paper pilot ponders pitch”. AFFDL-TR-69-120. 1970.
17. Аносова Л.М. Формирование функционала субъективной оценки летчиком свойств летательного аппарата. // Формализация экстремальных принципов операторской деятельности в задачах проектирования систем ЛА: Темат. сб. науч. тр. Москва: МАИ, 1987. С. 60–63.
18. McRuer, D.T. Dynamic response of human operators: Technical Report WADC. TR-56-524 / McRuer D.T., Krendel E.S. – Dayton, Ohio: Wright Paterson Air Force Base, 1957. – 262 p.
19. McRuer, D.T. Mathematical models of human pilot: AGARD AGD-188 / McRuer D.T., Krendel E.S.– London: Technical Editing and Reproduction Ltd, 1974. – 72. p.
20. Kleinman, D. L. An Optimal Control Model of Human Behavior / Kleinman D. L., Baron S., Levison W. H. // Proceedings of the Fifth NASA - University annual conference on manual control. – 1969. – NASA-SP 215. – p. 343–366.
21. Baron, S. Application of optimal control theory to predution of human performance in a complex task / Baron S., Kleinman D. L., Miller D. C. Levison W. H.,

Elkind J. I. // Proceedings of the Fifth NASA - University annual conference on manual control. – 1969. – NASA-SP 215. – p. 367–387.

22. Hess, R. Structural model of the adaptive human pilot / Hess, R. // Journal of Guidance and Control. – Vol. 3, №5. – 1979. – p. 416–423.

23. Hess, R. Unified Theory for Aircraft Handling Qualities and Adverse Aircraft–Pilot Coupling / R. Hess // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. – 1997. – Vol. 20, No. 6. – p. 1141–1148.

24. А.В. Ефремов, Разработка математической модели летчика в задаче управления с предвидением / А.В. Ефремов, М.С. Тяглик, И.Х. Иргалеев, А.С. Тяглик // Известия вузов. Авиационная техника. – 2019. – №3. – С. 39 – 45.

25. Ефремов А.В. и др., Летчик как динамическая система. Москва: Машиностроение. – 1992. – 343 с.

26. Ефремов А.В., Система самолет-летчик. Закономерности и математические модели поведения летчика. – М.: Изд-во МАИ. – 2017. – 193 с.

27. John B. Davidson, Lateral-Directional Eigenvector Flying Qualities Guidelines for High Performance Aircraft // John B. Davidson, Dominick Andrisani // NASA Langley Research Center, Hampton, Virginia, December 1996.

28. Касумов Е.В., Моделирование динамики поведения вертолета под управляющим воздействием системы стабилизации и управления // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. – 2013. – № 3. – С. 11–14.

29. Ефимов В.В., Ивчин В.А., Оценка адекватности математической модели динамики вертолета Ми-8МТВ // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. – 2011. – № 172. – С. 59-66.

30. Efremov, A., Tjaglik, M. The Development of Perspective Displays for Highly Precise Tracking Tasks. // In: Holzapfel, F., Theil, S. (eds) Advances in Aerospace Guidance, Navigation and Control. Springer, Berlin, Heidelberg. 2011. https://doi.org/10.1007/978-3-642-19817-5_13

31. A.V. Efremov. Development of Pilot Modeling And Its Application To Manual Control Tasks / A.V. Efremov, V.V. Alexandrov, A.V. Koshelenko, M.S.

Tjaglik, Tan Van Tzyan // 27th International Congress of the Aeronautical Sciences (ICAS 2010). – 2010. – pp. 1–8.

32. Осыковский Н.М., Шкала Купера-Харпера как инструмент обеспечения безопасности полетов // Проблемы безопасности полетов. – 2010. – № 10. – С. 14–22.

33. Sandra G. Hart, Lowell E. Staveland, Development of NASA-TLX (Task Load Index): Results of Empirical and Theoretical Research // Advances in Psychology, Volume 52, 1988, pp. 139–183

34. Cao A., Chintamani K.K., Pandya A.K., Ellis R.D., NASA TLX: Software For Assessing Subjective Mental Workload // Behavior Research Methods. 2009. T. 41. № 1. С. 113–117.

35. Neal, T.P. A Flying Qualities Criteria for the design of Fighter flight-control system / Neal T.P., Smith R.E. // Journal of aircraft. – vol.8, № 10. – 1971. – pp. 803–809.

36. Smith, R.E. Effects of control system dynamics on Fighter approach and Landing longitudinal flying qualities: Technical Report AFFDL-TR-78-122 / Smith R.E. – Ohio: Wright Paterson Air Force Base, 1978. – 215 p.

37. E.A. Bjorkman, NT-33. Pilot induced oscillation prediction evaluation: Final Report USAFTPS-TR-85B-S4 / E.A. Bjorkman [et al.] – Edwards AFB, California: USAF Test Pilot School. – 1986. – 165 p.

38. Bailey, R.E. Lateral flying qualities of highly augmented fighter aircraft/ Monagan S.J., Smith, R.E., Bailey, R.E. Technical Report AFWAL-TR-81-3171 / Ohio: Wright Paterson Air Force Base, 1982. – 283 p.

39. Дмитриева О.М., Камартина Н.М., Ташиян Г.М., Регрессия и коэффициент детерминации // В сборнике: 65-я научно-техническая конференция профессорско-преподавательского состава, научных работников и аспирантов. Сборник научных статей. Санкт-Петербург. – 2025. – С. 514–520.

40. Ефремов А.В., Модификация структурной модели управляющих действий летчика и ее приложение к задаче выбора характеристик и типа рычага

управления / Ефремов А.В., Ефремов Е.В. // Вестник Московского авиационного института. – 2023. – Т. 30, №1. – С. 30 – 42.

41. Rugh, W.J. Research on Gain Scheduling / W.J. Rugh, J.S. Shamma // Automatica. – 2000. – Vol. 36, No. 10. – p. 1401–1425.

42. Leith, D.J. Survey of Gain-Scheduling Analysis and Design / D.J. Leith, W.E. Leithead // International Journal of Control. – 2000. – Vol. 73, No. 11. – pp. 1001–1025.

43. Shamma, J.S. Gain Scheduling: Potential Hazards and Possible Remedies / J.S. Shamma and M. Athans // IEEE Control Systems Magazine. – 1992. – Vol. 12, No. 3. – pp. 101–107.

44. Mbikayi Z., Efremov A.V., Efremov E.V., Integration of the inverse dynamics with a reference model technique, and its application for the improvement of the helicopter flying qualities // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, 868 (1), 2019, IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng. 868 012016, 2020. doi:10.1088/1757-899X/868/1/012016

45. Aleksandr V. Efremov, Eugene V. Efremov, Zoe Mbikayi, Sergey Yu. Esaulov, Valery A. Ivchin, Maxim I. Myasnikov, Synthesis of a helicopter control system using inverse dynamics and its upgrade with the use of a sidestick controller // 46th European Rotorcraft Forum (ERF 2020), Curran Associates, ISBN 9781713823582, 2020

46. Sieberling, Q.P. Chu, and J.A. Mulder, Robust flight control using incremental nonlinear dynamic inversion and angular acceleration prediction // Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 33, No. 6, Nov.-Dec. 2010, pp. 1732–1742.

47. Joseph F. Horn, Non-Linear Dynamic Inversion Control Design for Rotorcraft // Aerospace 2019, 6, 38; doi:10.3390/aerospace6030038

48. Miller C. Nonlinear Dynamic Inversion Baseline Control Law: Architecture and Performance Predictions/ C. Miller // AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. – 2011. – pp. 6467 – 6492

49. Da Costa, R.R. Reentry Flight Controller Design Using Nonlinear Dynamic Inversion / R.R. Da Costa, Q.P. Chu, and J.A. Mulder // *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2003. – Vol. 40, No. 1. – pp. 64–71
50. Wu, G. Improved Nonlinear Dynamic Inversion Control for a Flexible Air-Breathing Hypersonic Vehicle / G. Wu, X. Meng, and F. Wang // *Aerospace Science and Technology*. – 2018. – Vol. 78. – pp. 734–743
51. Проданик В.А. Синтез регулятора, построенного на принципе обратной динамики, и идентификация модели бокового движения в режиме онлайн. (Выпускная квалификационная работа магистра (магистерская диссертация)), МАИ, 2022г.
52. Efremov A.V., Prodanik V.A., Synthesis of a Controller Based on the Principle of Inverse Dynamics and the Online Identification of a Lateral Motion Model in a Next-Generation Supersonic Transport / D. Y. Strelets and O. N. Korsun (eds.), *Recent Developments in High-Speed Transport* // Springer Aerospace Technology. – 2023. – pp.51–61.
53. Системы управления самолетами «ОКБ имени А.И. Микояна». Идеология построения, история, развитие: в 2-х томах / Под редакцией Оболенского Ю.Г. – М.: Радис-РРЛ, 2021. – Т. I, II.
54. Петросян Э.А. Аэродинамика соосного вертолета. М., Полигон-пресс, 2004.
55. Баклан С.А., Шомов А.И. Некоторые вопросы моделирования взлета и посадки на палубу корабля вертолета соосной схемы. Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение, 2026. – № 1 (156). – С. 4–21.

ПРИЛОЖЕНИЕ А

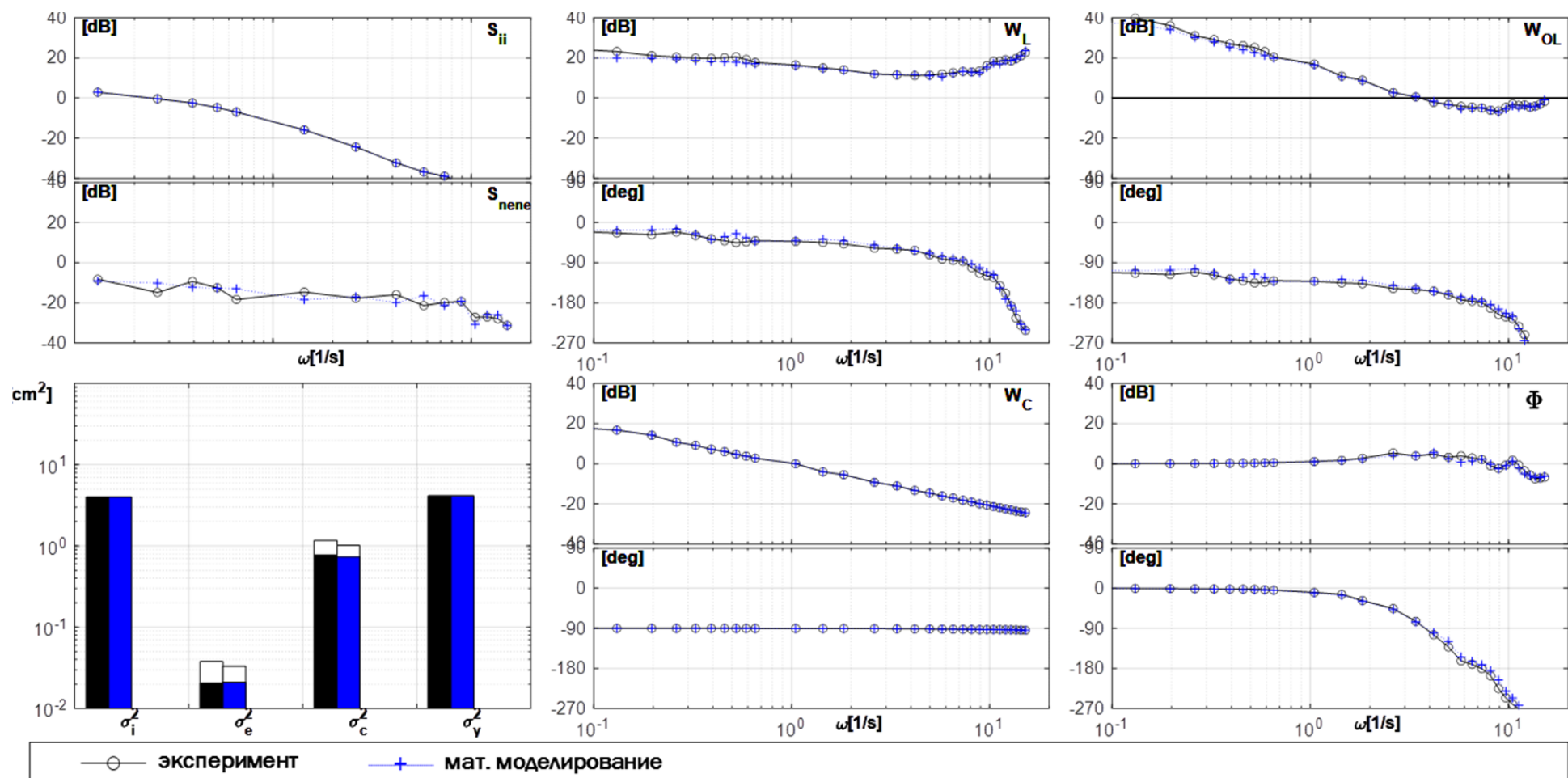


Рисунок А.1 – Сравнение результатов полунатурного и математического моделирования в канале тангажа в задаче двухканального управления

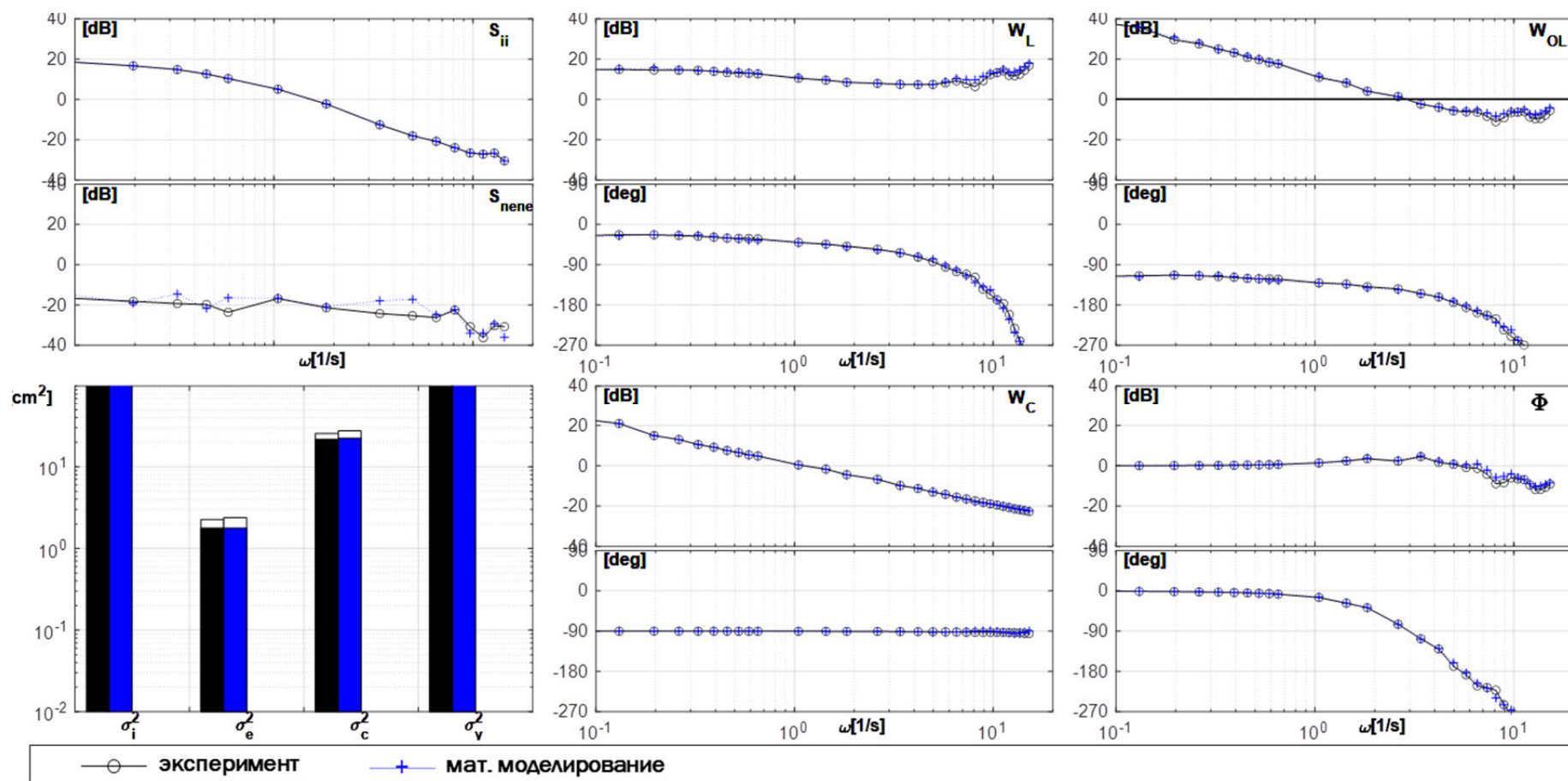


Рисунок А.2 – Сравнение результатов полунатурного и математического моделирования в канале крена в задаче двухканального управления

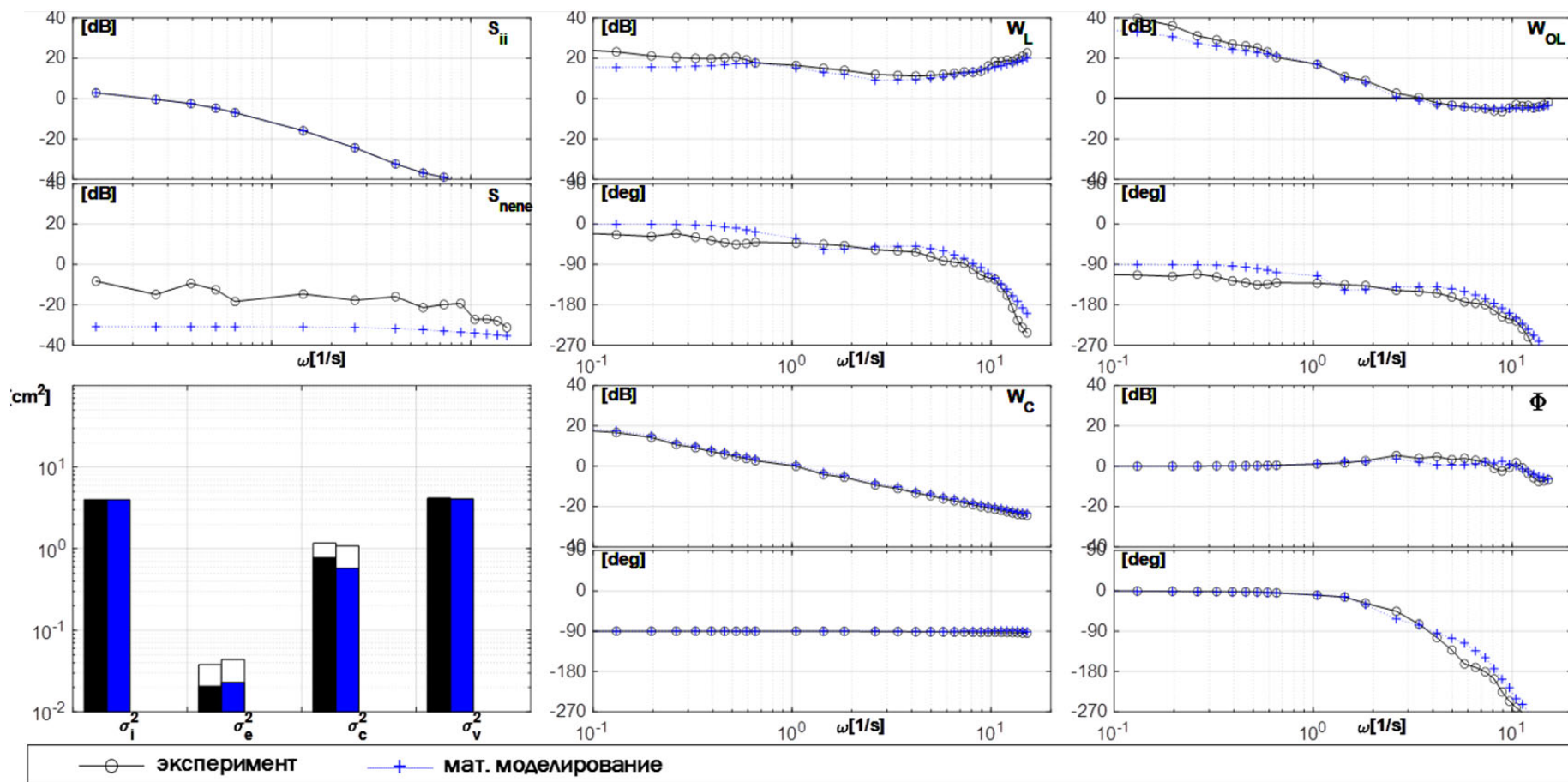


Рисунок А.3 – Сравнение результатов полунатурного и математического моделирования в канале тангажа в задаче двухканального управления с перекрестной связью, представленной интегрирующим звеном

Таблица А.1 – Сравнение дисперсий ошибки и расходов рычага, полученных в эксперименте и при математическом моделировании задачи двухканального управления

№	$\sigma_{e_{\text{эксп}}}^2$	$\sigma_{c_{\text{эксп}}}^2$	$\sigma_{e_{\text{мод}}}^2$	$\sigma_{c_{\text{мод}}}^2$	Конфигурация	№	$\sigma_{e_{\text{эксп}}}^2$	$\sigma_{c_{\text{эксп}}}^2$	$\sigma_{e_{\text{мод}}}^2$	$\sigma_{c_{\text{мод}}}^2$	Конфигурация
1	0,19	5,8	0,19	3,34	LAHOS 2-1	10	0,25	4,06	0,177	1,26	LAHOS 2-1 + $Wc_{12} = 2/p$
	3,78	39,02	3,7	33,17	LATHOS 2-4		3,87	39,55	3,52	49,1	LATHOS 2-4
2	1,16	22,4	0,84	18,02	HAVE PIO 3.13	11	0,2	4,15	0,2	4,42	LAHOS 2-1 + $Wc_{12} = 2$
	9,72	50,39	7,21	81,1	LATHOS 3-4F4		14,8	36,35	8,68	39,63	LATHOS 2-4
3	0,18	2,88	0,17	4,68	LAHOS 2-1						
	11,75	65,25	6,6	62,3	LATHOS 3-4F4						
4	0,33	7,02	0,14	3,88	NEAL-SMITH 3D						
	5,73	45,0	4,03	48,9	LATHOS 2-2						
5	1,13	6,3	0,89	10,29	HAVE PIO 3.13						
	4,49	41,53	2,25	52,43	LATHOS 2-4						
6	0,258	5,35	0,163	3,62	LAHOS 2-1						
	4,96	46,72	3,44	45,35	LATHOS 2-2						
7	0,17	4,58	0,148	6,09	NEAL-SMITH 3D						
	12,22	83,53	5,78	79,88	LATHOS 3-4F4						
8	0,97	23,27	0,96	25,93	HAVE PIO 3.13						
	4,85	31,51	3,11	53,6	LATHOS 2-2						
9	0,26	5,99	0,142	2,95	NEAL-SMITH 3D						
	4,03	48,73	4,04	46,6	LATHOS 2-4						

ПРИЛОЖЕНИЕ Б

Базы данных динамических конфигураций, полученные в ходе летных испытаний, представляют собой совокупность передаточных функций самолета по углу тангажа (LANOS, Hane PIO, Neal-Smith) и крена (LATHOS) и оценок летчика, выставленных им по шкале Купера-Харпера после полетов. Эти линейные модели были реализованы на летающей лаборатории Т-33 (рисунок Б.1) летно-исследовательского центра Calspan, оборудованной специальной системой управления, реконфигурирующей динамику исходного самолета.



Рисунок Б.1. – Летающая лаборатория Т-33

Передаточные функции каждой конфигурации в продольном канале $W = \left(\frac{\vartheta(p)}{X(p)} \right)$ можно представить моделью вида (Б.1).

$$W = \frac{K(\tau_1 p + 1)}{(\tau_2 p + 1)} \frac{1}{\left(\frac{p^2}{\omega_3^2} + \frac{2\xi_3 p}{\omega_3} + 1 \right) \left(\frac{p^2}{\omega_4^2} + \frac{2\xi_4 p}{\omega_4} + 1 \right)} \frac{(\tau_{\vartheta 2} p + 1)}{p \left(\frac{p^2}{\omega_K^2} + \frac{2\xi_K p}{\omega_K} + 1 \right)} \quad (\text{Б.1})$$

В таблицах Б.1-Б.3 приведены значения параметров передаточных функций для ряда конфигураций баз данных Hane PIO, LANOS и Neal-Smith, использованных в работе.

Таблица Б.1 – База данных Have PIO

Параметры системы управления						Параметры короткопериодического движения			
						$1/\tau_{\vartheta 2} = 0,71 \text{ с}^{-1}$			
						ω_k/ξ_k			
$1/\tau_1$	$1/\tau_2$	ω_1/ξ_1	ω_2/ξ_2	ω_3	ω_4	$\frac{2,4}{0,64}$	$\frac{4,1}{1}$	$\frac{3}{0,74}$	$\frac{1,7}{0,68}$
-	-	-	-	75	∞	HP 2.1			
∞	10	-	-	75				HP 4.2	
-	-	4/0,7		75					HP 5.10
-	-	3/0,7	-	75			HP 3.13		

Таблица Б.2 – База данных LANOS

Параметры системы управления				Параметры короткопериодического движения				
				$V = 225 \text{ км/ч}, \frac{n_y}{\alpha} = 4,5 \frac{1}{\text{рад}}, \tau_{\vartheta 2} = 1,4 \text{ с}$				
				ω_k/ξ_k				
τ_1	τ_2	ω_3/ξ_3	ω_3/ξ_3	1/0,74	2,3/0,57	2,2/0,25	2/1,06	3,9/0,5
0,2	0,1	-	-				4-C	
0	0	-	-	1-1	2-1			
0	0	16/0,7	-			3-6		
0	0	12/0,7	-		2-7			

Таблица Б.3 – База данных Neal-Smith

Параметры системы управления				Параметры короткопериодического движения				
				$V = 465 \text{ км/ч}$ $\frac{n_y}{\alpha} = 18,5 \frac{1}{\text{рад}},$ $1/\tau_{\vartheta 2} = 1,25 \text{ с}^{-1}$			$V = 648 \text{ км/ч}$ $\frac{n_y}{\alpha} = 50 \frac{1}{\text{рад}},$ $1/\tau_{\vartheta 2} = 2,4 \text{ с}^{-1}$	
				ω_k/ξ_k				
				$1/\tau_1$	$1/\tau_2$	ω_3	ω_4	2,2/0,69
∞	∞	75	∞				4A	
∞	2	63		1F		3D	4D	5D
∞	0,5	63		1G	2J	3E		5E
∞	2	16			2I			

Передаточные функции каждой конфигурации в боковом канале $W = \left(\frac{\gamma(p)}{X(p)} \right)$ можно представить моделью, вида (Б.2).

$$W = \frac{K_\gamma}{p(\tau_R p + 1)} \frac{(\tau_1 p + 1)}{(\tau_2 p + 1)} e^{-p\tau_E} \quad (\text{Б.2})$$

В таблице Б.4 приведены значения параметров передаточных функций для ряда конфигураций базы данных LATHOS, использованных в работе.

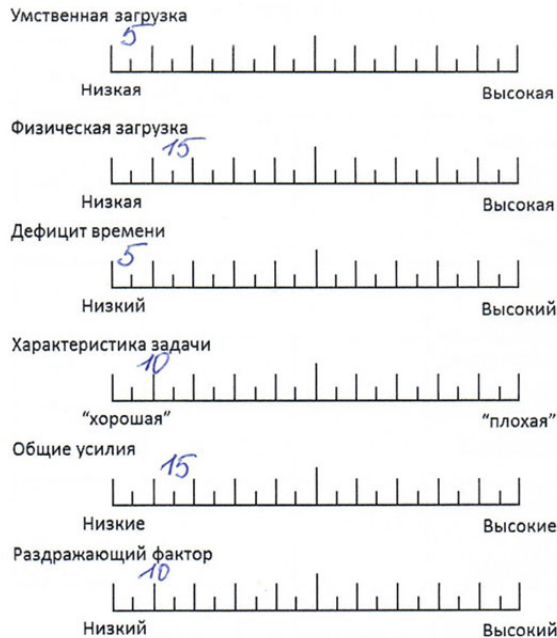
Таблица Б.4 – База данных LATHOS

Параметры фильтра			Параметры короткопериодического движения		
τ_1	τ_2	τ_E	τ_R	K_γ	Конфигурация
0	0,025	0	0,8	10	L1-2
0	0,025	0	0,45	10	L2-2
0	0,1	0	0,45	18	L2-3F1
0	0,025	0	0,45	25	L2-4
0	0,025	0	0,25	10	L3-2
0	1	0	0,25	18	L3-3F5
0	0,5	0	0,25	25	L3-4F4

По результатам выполнения экспериментов с динамическими конфигурациями тремя тренированными операторами, один из которых (оператор М) является профессиональным летчиком, заполнялись опросные листы. Примеры заполненных опросных листов приведены на рисунках Б.2-Б.4.

Оператор: ПКонфигурация: ЛН 1-1

Оценка фактора



Взвешенная оценка

Фактор	Вес (W)	Оценка фактора (R)	W x R
Умственная нагрузка	2	5	10
Физическая нагрузка	3	15	45
Дефицит времени	0	5	0
Характеристика задачи	5	10	50
Общие усилия	4	15	60
Раздражающий фактор (фрустрация)	1	10	10

$$TLX - \text{оценка} = \sum_1^6 \frac{W \cdot R}{15}$$

Вес фактора

Умственная нагрузка или Физическая нагрузка	Физическая нагрузка или Дефицит времени	Дефицит времени или Характеристика задачи
Умственная нагрузка или Дефицит времени	Физическая нагрузка или Общие усилия	Дефицит времени или Раздражающий фактор
Умственная нагрузка или Общие усилия	Физическая нагрузка или Характеристика задачи	Общие усилия или Характеристика задачи
Умственная нагрузка или Характеристика задачи	Физическая нагрузка или Раздражающий фактор	Общие усилия или Раздражающий фактор
Умственная нагрузка или Раздражающий фактор	Дефицит времени или Общие усилия	Характеристика задачи или Раздражающий фактор

Кш	σ_{ei1}^2	σ_{e1}^2	σ_{ci1}^2	σ_{c1}^2	σ_{ei2}^2	σ_{e2}^2	σ_{ci2}^2	σ_{c2}^2
0,5	0,15	0,18	23	37,7	—	—	—	—

Рисунок Б.2. – Опросный лист, заполненный оператором П.

Оператор: ККонфигурация: HP 5.10

Взвешенная оценка			
Фактор	Вес (W)	Оценка фактора (R)	W x R
Умственная нагрузка	<u>2</u>	<u>85</u>	<u>170</u>
Физическая нагрузка	<u>4</u>	<u>95</u>	<u>380</u>
Дефицит времени	<u>2</u>	<u>55</u>	<u>110</u>
Характеристика задачи	<u>2</u>	<u>80</u>	<u>160</u>
Общие усилия	<u>5</u>	<u>90</u>	<u>450</u>
Раздражающий фактор (фрустрация)	<u>0</u>	<u>30</u>	<u>0</u>

$$TLX - \text{оценка} = \sum_{i=1}^6 \frac{W \cdot R}{15}$$

Вес фактора

Умственная нагрузка или Физическая нагрузка	Физическая нагрузка или Дефицит времени	Дефицит времени или Характеристика задачи
Умственная нагрузка или Дефицит времени	Физическая нагрузка или Общие усилия	Дефицит времени или Раздражающий фактор
Умственная нагрузка или Общие усилия	Физическая нагрузка или Характеристика задачи	Общие усилия или Характеристика задачи
Умственная нагрузка или Характеристика задачи	Физическая нагрузка или Раздражающий фактор	Общие усилия или Раздражающий фактор
Умственная нагрузка или Раздражающий фактор	Дефицит времени или Общие усилия	Характеристика задачи или Раздражающий фактор

Кш	σ_{ei1}^2	σ_{e1}^2	σ_{ci1}^2	σ_{c1}^2	σ_{ei2}^2	σ_{e2}^2	σ_{ci2}^2	σ_{c2}^2
<u>0,5</u>	<u>0,47</u>	<u>0,9</u>	<u>14,6</u>	<u>80,4</u>	—	—	—	—

Рисунок Б.3. – Опросный лист, заполненный оператором К.

Оператор: МКонфигурация: NS-2J

Взвешенная оценка			
Фактор	Вес (W)	Оценка фактора (R)	W x R
Умственная нагрузка	<u>1</u>	<u>45</u>	<u>45</u>
Физическая нагрузка	<u>5</u>	<u>80</u>	<u>400</u>
Дефицит времени	<u>0</u>	<u>20</u>	<u>0</u>
Характеристика задачи	<u>4</u>	<u>70</u>	<u>280</u>
Общие усилия	<u>2</u>	<u>50</u>	<u>100</u>
Раздражающий фактор (фрустрация)	<u>3</u>	<u>50</u>	<u>150</u>

$$TLX - \text{оценка} = \sum_{i=1}^6 \frac{W \cdot R}{15}$$

Вес фактора

Умственная нагрузка или Физическая нагрузка	Физическая нагрузка или Дефицит времени	Дефицит времени или Характеристика задачи
Умственная нагрузка или Дефицит времени	Физическая нагрузка или Общие усилия	Дефицит времени или Раздражающий фактор
Умственная нагрузка или Общие усилия	Физическая нагрузка или Характеристика задачи	Общие усилия или Характеристика задачи
Умственная нагрузка или Характеристика задачи	Физическая нагрузка или Раздражающий фактор	Общие усилия или Раздражающий фактор
Умственная нагрузка или Раздражающий фактор	Дефицит времени или Общие усилия	Характеристика задачи или Раздражающий фактор

Кш	σ_{ei1}^2	σ_{e1}^2	σ_{ci1}^2	σ_{c1}^2	σ_{ei2}^2	σ_{e2}^2	σ_{ci2}^2	σ_{c2}^2
<u>0,3</u>	<u>0,4204</u>	<u>0,439</u>	<u>57,61</u>	<u>68,37</u>	—	—	—	—

Рисунок Б.4. – Опросный лист, заполненный оператором М.