

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

На правах рукописи



Гришина Алена Юрьевна

**МОДИФИКАЦИЯ МОДЕЛИ УПРАВЛЯЮЩИХ ДЕЙСТВИЙ
ЛЕТЧИКА, ОСНОВАННОЙ НА ТЕОРИИ ОПТИМАЛЬНЫХ СИСТЕМ,
И ЕЕ ПРИЛОЖЕНИЕ К ЗАДАЧАМ ДИНАМИКИ И УПРАВЛЕНИЯ
ПОЛЕТОМ**

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 2026г.

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ.....	4
ГЛАВА 1 Математическая модель управляющих действий летчика.....	20
1.1 Краткий обзор существующих подходов к моделированию характеристик управляющих действий летчика.....	20
1.2 Описание базового алгоритма модели характеристик управляющих действий летчика, базирующейся на теории оптимальных систем.....	30
1.3 Разработка модификации оптимальной модели управляющих действий летчика.....	36
ГЛАВА 2 Расширение возможностей МОСМ МАИ для решения задач многомодального управления.....	47
2.1 Учет проприоцептивной обратной связи в оптимальной модели летчика (МОСМ МАИ).....	48
2.2 Учет обратной связи по акселерационной информации в модифицированной оптимальной модели летчика (МОСМ МАИ)	58
2.2.1 Экспериментальные исследования по выявлению закономерностей системы самолет-летчик на подвижном пилотажном стенде	58
2.2.2 Модификация модели управляющих действий, основанной на теории оптимальных систем, для решения задач с учетом акселерационной информации	68
ГЛАВА 3 Решение задач динамики и управления полетом с использованием МОСМ МАИ	72
3.1 Задача Выбора характеристик и типа рычага управления с использованием МОСМ МАИ.....	72
3.2 Задача разработки выбора критериев пилотажных характеристик с использованием МОСМ МАИ.....	80
3.2.1 Модификация «Нового критерия МАИ»	80

3.2.2 Критерий оценки ПХ, нормирующий параметры системы самолет-летчик в боковом канале и учитывающий влияние акселерационной информации	83
3.3 Задача синтеза фильтра возврата подвижного пилотажного стенда с использованием МОСМ МАІ.....	88
3.3 Задача синтеза алгоритмов регулятора системы управления с использованием МОСМ МАІ.....	92
Заключение	96
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.....	101
ПРИЛОЖЕНИЕ А	109
ПРИЛОЖЕНИЕ Б.....	114
ПРИЛОЖЕНИЕ В	125

ВВЕДЕНИЕ

Актуальность и степень разработанности. Ключевым требованием на всех этапах проектирования и развития авиационной техники оставалось достижение наивысшей эффективности ее применения при обеспечении заданного уровня безопасности полета. Эти требования обеспечиваются различными способами, в частности за счет улучшения летно-технических характеристик летательных аппаратов. В прошлом столетии это достигалось увеличением мощности силовых установок и совершенствованием аэродинамических компоновок самолета. Освоение сверхзвуковых скоростей полета потребовало от инженеров совершенно новых конструкторских решений, что привело к переходу на статически неустойчивые компоновки летательного аппарата с одновременной автоматизацией контура ручного управления, обеспечивающей необходимые характеристики устойчивости и управляемости летательного аппарата.

Внедрение средств автоматизации в процесс управления самолетом привело к созданию новых высокоавтоматизированных самолетов, динамика которых в основном определяется системой управления. Существенно расширился круг выполняемых ей задач. Система улучшения характеристик устойчивости и управляемости трансформировалась в систему обеспечения этих характеристик и в целом система управления стала комплексной системой управления (КСУ) с широким набором функций, многие из которых до недавнего времени выполнял летчик. В значительной степени тенденция расширения этих функций связана с необходимостью обеспечения требования безопасности полета. Известно, что основным источником ошибок (до 80-85%), приводящим к развитию летных происшествий, являются ошибочные действия летчика [1, 2, 3]. Эти статистические данные, а также существенное повышение надежности автоматики, являются основными причинами одной из крайних точек зрения на роль летчика в

процессе пилотирования, а именно его полное исключение из этого процесса. Такой вариант повышения безопасности полета имеет ряд недостатков. В частности, в случае возникновения аварийной ситуации или ситуации, требующей перехода на ручное управление, может усугубиться процесс ее развития в связи с тем, что летчику необходимо войти в процесс пилотирования и адаптироваться в течение определенного времени. Недостатком такого способа является также сложность реализации таких автоматических систем, их высокая стоимость и недостаточная надежность на некоторых (нештатных) режимах полета.

Другой путь повышения безопасности пилотирования, а также точности выполнения целевых задач – активное участие летчика в процессе управления самолетом, путем гармонизации его действий с динамикой объекта управления (то есть системой «самолет + система управления + дисплей + рычаг»). Такой путь направлен на обеспечение наилучших пилотажных свойств самолета, что согласно работе [4] приводит к наименьшей вероятности аварийной ситуации при ошибочных действиях летчика.

Создание систем управления, обеспечивающих наилучшие характеристики устойчивости и управляемости, требует разработки новых подходов и критериев их проектирования. В настоящее время при разработке высокоавтоматизированных самолетов предъявляются повышенные требования к безопасности пилотирования и пилотажным характеристикам. Так, например, при создании истребителя F-35 предъявлялись требования, чтобы в каждой целевой задаче он обладал наилучшими пилотажными характеристиками. Одним из требований является также гарантированный уровень безопасности при возможных отказах. Определяющая роль в удовлетворении этих требований отводится системам управления, которые должны быть адаптивными при смене задач пилотирования, изменении режимов полета, а также обладать свойствами реконфигурации и самонастройки в случаях отказов. К таким регуляторам можно отнести

системы управления, построенные на принципе обратной динамики [5, 6], а также нейросетевые подходы к синтезу систем управления [7, 8].

В этой связи необходимо точно знать, какую динамику объекта управления должны обеспечить средства автоматизации. Решение этой задачи и решение задачи оптимизации пилотажных характеристик может быть получено только из комплексного рассмотрения всех элементов системы самолет-летчик, а также при учете их взаимодействия с летчиком-оператором в замкнутом контуре этой системы. Для этого необходимо проведение экспериментальных исследований на пилотажных стендах методом полунатурного моделирования всей системы самолет-летчик, анализируя и оценивая при этом ее ключевые параметры [9, 10]. Для теоретического обоснования результатов экспериментальных исследований, а также для решения прикладных задач, которые позволят существенно уменьшить количество экспериментальных исследований, необходима математическая модель системы самолет-летчик, обеспечивающая результаты близкие к результатам полунатурного моделирования. Для проведения такого математического моделирования требуются знания о характеристиках управляющих действий летчика, его математических моделях, а также о критериях оценки пилотажных характеристик. Эти знания позволяют значительно расширить круг прикладных задач динамики и управления полетом, решаемых путем математического моделирования системы самолет-летчик.

Широкое применение на борту самолета современной вычислительной техники привело к внедрению дисплеев, отображающих летчику полетную информацию. Смена электромеханических приборов и индикаторов новыми электронными дисплеями позволила сконцентрировать на небольшом экране всю необходимую для летчика информацию. Множество таких средств отображения информации построены по принципу компенсаторных дисплеев, которые показывают летчику ошибку между текущими и программными значениями фазовых координат. В настоящее время

значительный интерес проявляется к созданию дисплеев, которые отображают прогнозное развитие траекторного движения летательного аппарата, а также его программную траекторию. В исследовательских работах, выполненных в МАИ А.В. Ефремовым, М.С. Тягликом и И.Х. Иргалеевым [11, 12, 13], продемонстрирована возможность использования аппарата математического моделирования системы самолет-летчик для настройки параметров таких дисплеев.

Знания о метаматематических моделях характеристик управляющих действий летчика и о критериях оценки пилотажных характеристик необходимы также и для задачи выбора типа и характеристик рычага управления. Важным моментом развития летательных аппаратов явилась тенденция заменять традиционный штурвал или центральную ручку управления (РУС) на боковую ручку управления (БРУ). Боковой рычаг управления впервые был установлен на истребителе F-16, а затем получил широкое распространение на летательных аппаратах, создаваемых в Европе (гражданские самолеты фирмы Airbus), а также на таких российских самолетах как Sukhoi Superjet 100 (рисунок В.1) и MC-21. Значительный интерес в настоящее время представляют рычаги управления, обладающие функцией FSC (Force Sensing Control) [14], позволяющие передавать в тракт управления сигнал пропорционально усилиям, а не перемещению рычага (рычаг типа DSC-Displacement Sensing Control).



Рисунок В.1 – боковая ручка управления на Sukhoi Superjet 100

На сегодняшний день разработан ряд методик для выбора параметров рычага управления, базирующихся на требованиях к некоторым обобщенным параметрам, значения которых получены преимущественно из экспериментальных исследований. Существенный вклад в эту область науки внесли труды сотрудников ЦАГИ — в частности, Л. Е. Зайчик и В. В. Родченко и других [15, 16]. Изучению влияния типа и характеристик рычага управления на характеристики системы самолет-летчик также посвящены работы МАИ А.В. Ефремова и Е.В. Ефремова [17, 18]. В них показана эффективность боковой активной ручки, приведена методика выбора типа и параметров рычага управления, базирующаяся на структурном подходе к моделированию управляющих действий летчика, а также приведены новые критерии оценки пилотажных характеристик, позволяющие оценить влияние типа и характеристик рычага управления.

Стремление достигнуть наилучшей динамики объекта управления и высокого уровня автоматизации контура ручного пилотирования приводят к повышенным требованиям, предъявляемым к исполнительным устройствам ЛА. Привода, которые имеют достаточно малые ограничения на скорость отклонения рулевых поверхностей в условиях, когда автоматика формирует высокоскоростные сигналы, могут оказаться причиной явления раскачки самолета летчиком (так называемое явление PIO (Pilot Induced Oscillation) [19]). В связи с этим требуется решить еще одну задачу — создать специализированные средства, исключаящие раскачку самолета по вине летчика, но при этом сохраняющие положительный эффект от интеграции элементов системы управления и интерфейсов (то есть улучшение характеристик системы самолет-летчик).

В задачах ручного пилотирования главным элементом системы самолет-летчик является человек-оператор. От слаженности его работы с остальными компонентами технической части этой системы зависит и качество выполнения задачи, и безопасность полетов. В 1980-е годы прошлого столетия начались активные исследования характеристик

управляющих действий летчика в задачах, где он помимо визуальной информации получает дополнительную информацию об объекте управления посредством других информационных каналов. Такие задачи ручного пилотирования нельзя свести к схеме одноконтурного слежения или стабилизации, они требуют рассмотрения системы самолет-летчик как многоконтурной, многоканальной или многомодальной системы. Дополнительной информацией являются линейные и угловые ускорения, а также проприоцептивная информация, поступающая от нервномышечной в центральную нервную систему, а также информация об отклонении органов управления и усилиях, прикладываемых летчиком к рычагу управления. Ограниченное количество исследований [20, 21] было выполнено с целью учета влияния восприятия летчиком акселерационной информации на характеристики системы самолет-летчик в рамках оптимального подхода к моделированию управляющих действий летчика. Однако полученные при этом результаты показывают, что авторам не удалось обеспечить соответствия моделируемых и получаемых в экспериментальных исследованиях частотных характеристик летчика.

Анализ проблем, возникающих при проектировании элементов технической части системы самолет-летчик, позволяет сформулировать одну из ключевых задач, стоящих перед инженерами в этой области: создание математических моделей управляющих действий летчика. Такие модели должны обеспечивать сходимость результатов математического моделирования с данными, полученными по результатам полунатурных исследований и тем самым снижать потребность в масштабных экспериментальных работах.: создать математические модели управляющих действий лётчика. Такие модели должны обеспечивать сходимость результатов математического моделирования с данными полунатурных исследований и тем самым снижать потребность в масштабных экспериментальных исследованиях. Математические модели характеристик управляющих действий летчика также необходимы для разработки критериев

оценки пилотажных характеристик летательных аппаратов, обеспечивающие высокие прогностические свойства. Создание математических моделей управляющих действий летчика требует детального изучения и выявления закономерностей поведения летчика в процессе управления летательным аппаратом.

Значительный вклад в изучение характеристик управляющих действий летчика был сделан зарубежными учеными Д.Т. МакРуером, Р. Хессом, Д.Л. Клейнманом, Л.П. Янгом и др. На протяжении второй половины прошлого столетия они уделяли значительное внимание исследованию закономерностей поведения летчика в сложных задачах управления [22, 23, 24, 25, 26]. В настоящее время можно выделить три основных направления по моделированию управляющих действий летчика:

- классический подход [22], основанный на использовании частотных методов теории систем с обратной связью;
- структурный подход, где при моделировании задается структура модели летчика, а затем осуществляется выбор ее параметров по принятым правилам настройки. Как правило, при таком подходе учитывается проприоцептивная обратная связь, вводимая летчиком [26];
- оптимальный подход, разработанный учеными Д.Л. Клейнманом, С. Бароном и У. Левисоном в конце 60-х годов прошлого столетия на базе теории оптимальных систем и основанный на представлении летчика как оптимального регулятора с присущими человеку психофизиологическими ограничениями [27, 28].

Все эти подходы к математическому моделированию управляющих действий летчика получили развитие в работах Московского авиационного института, где был разработан ряд модификаций этих моделей [17, 29, 30, 31], которые позволили повысить достоверность получаемых при их использовании результатов моделирования системы самолет-летчик. Принципиальной новизной в модификациях классической и структурной

моделей является принцип использования параметрической оптимизации, а также учет шумов восприятия летчиком визуальной и проприоцептивной информации при выборе параметров модели. Что касается классической модели, предложенной Д.Т. МакРуером, то ее частотные характеристики довольно близки к экспериментальным в области средних частот. Модифицированная структурная модель демонстрирует совпадение с результатами эксперимента в более широком диапазоне частот. Однако обе эти модели требуют значительных временных затрат, связанных с вычислением ее параметров.

Анализ результатов, полученных при использовании оптимальной модели летчика, показывает, что вычисленные частотные характеристики летчика в области низких и средних частот демонстрируют повышенное фазовое опережение по сравнению с характеристиками, полученными в экспериментальных исследованиях при ее применении в задаче отслеживания командного сигнала. Авторами этой модели также не решена задача выбора весовых коэффициентов (параметров) целевого функционала качества. Ни один из подходов к моделированию управляющих действий летчика не позволяет учесть влияние акселерационной информации на характеристики управляющих действий оператора и получить при этом результаты близкие к результатам экспериментальных исследований. Влияние типа и характеристик рычага управления на свойства системы самолет-летчик в рамках оптимального подхода ранее не исследовалось. В настоящей диссертационной работе в Главе 1 приведен подробный анализ каждого из этих подходов. Особое внимание уделяется подходу, базирующемуся на теории оптимальных систем, проведена глубокая модернизация такого подхода, с целью достижения соответствия результатов математического моделирования и экспериментальных исследований, а также для расширения круга задач, решаемых с использованием оптимальной модели летчика.

Моделирование характеристик управляющих действий летчика получило широкое применение для ряда прикладных задач. Одной из них является разработка критериев оценки пилотажных характеристик ЛА. На сегодняшний день существует ряд методик, применяемых для разработки таких критериев. Наиболее распространенным из них является подход, в рамках которого формулируются требования к уровням пилотажных характеристик, определенный в терминах обобщенных параметров частотных или временных характеристик. В рамках другого подхода разработаны критерии в терминах требований к параметрам системы самолет-летчик. Первым таким критерием был Критерий Нила-Смита [32]. Анализ, проведенный в работе [33], показал его низкие прогностические свойства в предсказании пилотажных характеристик. Уточнение нормируемых параметров позволило повысить его прогностические свойства, однако этот критерий, называемый «Критерий МАИ», позволяет правильно предсказать ПХ с вероятностью 80%. Для повышения прогностических способностей критериев первой и второй группы в работе [34] было предложено правило по отбору наиболее достоверных конфигураций из баз данных, созданных в 70-90-х годах прошлого столетия в процессе проведения широкой серии летных экспериментов (Neal-Smith [32], LANOS [35], Have PIO [36], LATHOS [37, 38]). Это позволило повысить возможности критериев по правильному предсказанию уровней ПХ, а также создать ряд новых критериев, опираясь на «достоверные» конфигурации. К ним относятся «Модифицированный критерий МАИ» и «Новый критерий МАИ» [34]. Все эти критерии предназначены для оценивания ПХ в задачах одноконтурного слежения в продольном канале и, кроме того, они получены без учета влияния на летчика угловых ускорений.

Малочисленность исследований, посвященных закономерностям поведения летчика в сложных задачах управления, является основной причиной недостаточного знания о свойствах поведения летчика в задачах многоконтурного, многоканального и многомодального управления, что не

позволяет получить корректные решения в ряде практических задач. Полунатурное моделирование задач, в которых летчик помимо визуальной информации воспринимает акселерационную информацию, должно проводиться на специальных пилотажных стендах, оснащенных системой подвижности.

Система подвижности пилотажного стенда является с точки зрения системы самолет-летчик акселерационным дисплеем, характеристики которого, как и любого другого элемента этой системы, оказывают влияние на ее характеристики. В связи с этим при проведении исследований на подвижных пилотажных стендах необходимо правильно учитывать возможности системы подвижности по отображению акселерационной информации, чтобы исключить несоответствие результатов полунатурных исследований и летных экспериментов. При использовании оборудования со значительным запаздыванием, вносимым исполнительными устройствами, требуется введение так называемых фильтров возврата [39], параметры и алгоритмы которых выбираются, как правило, экспериментальным путем, а методики выбора параметров фильтров возврата по результатам математического моделирования в настоящее время отсутствуют.

На основании вышеизложенного в работе сформулированы следующие цели и задачи:

Цели исследования – улучшение пилотажных характеристик летательного аппарата за счет комплексного исследования элементов системы самолет-летчик на базе оптимального подхода к моделированию управляющих действий летчика.

Задачи исследования:

- Разработка алгоритмического и программного обеспечения для задачи моделирования системы самолет-летчик на базе оптимального подхода к моделированию управляющих действий летчика, в которой устранены недостатки, присущие базовому алгоритму оптимальной модели управляющих действий летчика;

- Расширение возможностей полученной модификации оптимальной модели для решения задач многомодального управления, учитывающих вводимые летчиком проприоцептивную и акселерационную обратные связи;
- Приложение разработанной модифицированной оптимальной модели управляющих действий летчика для решения прикладных задач динамики и управления полетом на этапе предварительного проектирования авиационной техники. В частности, для решения задачи выбора типа и характеристик рычага управления, задачи разработки критериев оценки пилотажных характеристик, задачи оптимизации параметров фильтра возврата механизма подвижности пилотажного стенда, а также задачи синтеза алгоритмов функционирования системы автоматического управления.

Научная новизна:

- 1) Устранено чрезмерное фазовое опережение, вносимое летчиком в области низких частот, путем замены точной модели объекта управления, содержащей звенья с астатизмом, на упрощенную модель в этой частотной области при построении оптимального регулятора.
- 2) Получена модификация модели управляющих действий летчика, базирующейся на теории оптимальных систем.
- 3) Выявлены закономерности поведения летчика в задачах, в которых он помимо визуальной воспринимает проприоцептивную и акселерационную информацию.
- 4) Учтена внутренняя проприоцептивная обратная связь, позволившая повысить точность математического моделирования системы самолет – летчик, расширить класс решаемых прикладных задач и устранить влияние динамики объекта управления на выбор весовых коэффициентов функционала качества.
- 5) Введена дополнительная обратная связь, учитывающая восприятие акселерационной информации, позволившая с высокой точностью описать

свойства системы самолет-летчик в условиях действия на лётчика угловых ускорений.

Теоретическая значимость:

1) Показано, что при синтезе регулятора – одного из элементов, описывающего поведение летчика, методом, основанном на современной теории оптимального управления, целесообразна замена точной модели объекта управления приближенным аналогом в области низких частот, обеспечивающая соответствие результатов математического и полунатурного моделирования.

2) Продемонстрирована необходимость введения проприоцептивной обратной связи при построении оптимальной модели летчика, позволяющей устранить зависимость весовых коэффициентов функционала от динамики объекта управления.

3) Введение дополнительных каналов восприятия акселерационной и проприоцептивной информации расширило возможности использования оптимальной модели летчика.

4) Получен ряд новых закономерностей при использовании различных типов рычагов управления в условиях подвижности.

5) Разработаны критерии оценки пилотажных характеристик, обеспечивающие наивысшую вероятность правильно предсказываемых характеристик средствами математического моделирования.

Объект исследования – система самолет-летчик.

Предмет исследования – пилотажные характеристики и средства их улучшения путем математического моделирования системы самолет – летчик, что соответствует паспорту специальности 2.5.16. по признакам «Разработка методов математического, полунатурного и физического моделирования процессов управления движением летательных аппаратов. Создание стендов полунатурного моделирования, обеспечивающих адекватность наземных и летных экспериментов». «Разработка алгоритмов управления высокоавтоматизированных ЛА, повышающих безопасность

полета, точность управления различных летательных аппаратов, а также обеспечивающих улучшение летно-технических характеристик средствами автоматизации».

Практическая значимость.

1) Создано алгоритмическое и программное обеспечение по моделированию системы самолет-летчик с использованием разработанной оптимальной модели летчика, позволившее:

- Осуществлять выбор характеристик и типов рычагов управления;
- Модифицировать «Новый критерий МАИ» для предсказания пилотажных свойств самолета и улучшить его прогностические свойства;
- Оптимизировать параметры фильтра возврата механизма подвижности пилотажного стенда.

2) Получен критерий оценки пилотажных характеристик, нормирующий параметры системы самолет-летчик в боковом канале управления и учитывающий влияние акселерационной информации на характеристики системы самолет-летчик.

3) Разработаны критерии оценки пилотажных характеристик, которые позволяют предсказывать оценку ПХ для широкого круга летательных аппаратов и задач пилотирования в боковом и продольном канале управления.

Методология и методы исследования. Результаты настоящей работы получены на основе методов математического моделирования и экспериментальных исследований системы самолет-летчик.

Положения, выносимые на защиту.

1) Модифицированная модель управляющих действий летчика, базирующаяся на теории оптимальных систем, позволяющая учитывать проприоцептивную и акселерационную информацию;

2) Закономерности характеристик системы самолет-летчик в задачах многомодального управления, в которых летчик активно использует проприоцептивную и акселерационную информацию;

3) Модификация критерия оценки пилотажных характеристик «Нового критерия МАИ», обладающего высокими прогностическими свойствами;

4) Критерий ПХ, нормирующий параметры системы самолет-летчик в боковом канале управления и учитывающий влияние акселерационной информации на характеристики системы самолет-летчик.

Достоверность результатов математического моделирования подтверждается результатами полунатурного моделирования на пилотажном стенде МАИ.

Апробация результатов работы. По теме диссертационной работы:

- Опубликовано 6 статей, из которых 2 опубликованы в изданиях рекомендованных ВАК, 4 в изданиях, входящих в Scopus, 2 из которых отнесены к Q2;

- Получено свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ;

- Представлено 18 докладов на международных и всероссийских научных конференциях. Результаты работы также докладывались на международных и всероссийских научных семинарах ведущих авиационных организаций и вузов.

Личный вклад автора. Предложена модификация оптимальной модели летчика, которая позволяет добиться близких результатов экспериментальных исследований и математического моделирования. Модифицированная модель дополнена обратными связями по акселерационной и проприоцептивной информации, вводимыми летчиком, что расширяет возможности ее использования для решения прикладных задач. Полученная модификация оптимальной модели летчика была применена для улучшения прогностических свойств «Нового критерия

МАИ», а также для разработки критерия оценки пилотажных характеристик, определяющего требования к параметрам системы самолет-летчик в боковом канале управления и учитывающего влияние акселерационной информации. Также в работе была рассмотрена возможность применения разработанной модификации для синтеза закона управления подвижностью пилотажного стенда, а также для синтеза алгоритмов систем управления.

Структура и содержание исследований.

В Главе 1 кратко охарактеризованы основные подходы к математическому моделированию характеристик управляющих действий летчика. Показана необходимость разработки модификации модели управляющих действий летчика, обеспечивающей соответствие результатов экспериментальных исследований и математического моделирования. Для этого в настоящей главе выполнен комплекс математического моделирования и экспериментальных исследований на пилотажном стенде МАИ. На основании полученных результатов была разработана модифицированная оптимальная модель управляющих действий летчика, позволяющая получить результаты математического моделирования, соответствующие результатам экспериментальных исследований, в условиях восприятия летчиком-оператором только визуальной информации.

Глава 2 посвящена расширению возможностей полученной модифицированной модели управляющих действий летчика, основанной на теории оптимальных систем для решения задач многомодального управления, в которых летчик помимо визуальной информации получает дополнительную информацию посредством других информационных каналов (проприоцептивного и акселерационного). Выполнены экспериментальные исследования по оценке влияния эффекта подвижности в задачах стабилизации и отслеживания командного сигнала, для двух типов управляющих сигналов, поступающих в тракт управления. Выявленные

закономерности позволили учесть в модифицированной оптимальной модели управляющих действий летчика вводимую им обратную связь по акселерационной информации, поступающей с сенсоров вестибулярного аппарата, а также дополнительную проприоцептивную обратную связь по сигналам, поступающим от мышечного веретена при отклонении рычага управления.

В **Главе 3** рассмотрен ряд прикладных задач динамики и управления полетом, для решения которого применена разработанная в настоящей работе модификация оптимальной модели управляющих действий летчика. С помощью полученного в **Главе 2** аппарата математического моделирования была решена задача выбора типа и характеристик рычага управления. Разработанная модификация оптимальной модели летчика была применена для модификации и создания новых критериев оценки пилотажных характеристик, с целью повышения их прогностических способностей до 100%. Здесь модифицирован критерий оценки пилотажных характеристик «Новый критерий МАИ», а также разработан критерий оценки пилотажных характеристик в боковом канале управления в задачах, в которых летчик активно использует акселерационную информацию. Кроме того, в **Главе 3** рассмотрена методика выбора параметров фильтра возврата механизма подвижности пилотажного стенда, произведен синтез такого фильтра и оценено его влияние на характеристики системы самолет летчик в задачах отслеживания и стабилизации угла крена. Также в главе 3 показана возможность использования оптимальной модели летчика в задачах синтеза алгоритмов функционирования системы управления.

ГЛАВА 1 Математическая модель управляющих действий летчика

Моделирование действий летчика в задачах ручного управления является важной составной частью исследований и создания человеко-машинных систем. Возможность описания характеристик управляющих действий летчика средствами математического моделирования позволяет использовать эти средства на этапе предварительного проектирования самолета и анализа результатов летных испытаний.

На сегодняшний день сложились несколько основных подходов к моделированию характеристик управляющих действий летчика. Из них можно выделить три варианта наиболее используемых математических моделей управляющих действий летчика, которые применяются при решении прикладных задач динамики и управления полетом:

- традиционная;
- структурная;
- математическая модель характеристик управляющих действий летчика, основанная на современной теории оптимальных систем или, так называемом, методе аналитического конструирования оптимального регулятора (АКОР).

1.1 Краткий обзор существующих подходов к моделированию характеристик управляющих действий летчика

Традиционный (классический или частотный) подход к моделированию управляющих действий летчика был предложен Д. МакРуером в 50-е годы прошлого столетия [22, 23]. Классический подход Д. МакРуера заключается в задании определенной, фиксированной структуры описывающей функции летчика и нахождении ее параметров по принятым правилам настройки, исходя из известных частотных методов синтеза (правила, предложенные Neal Smith [32]). Эти правила заключаются в том, чтобы обеспечить

желаемую полосу пропускания замкнутой системы самолет-летчик (определяется как частота, на которой фазовая характеристика равна -90 градусов) при ее минимальном резонансном пике и прогибе амплитудной характеристики на частотах меньше полосы пропускания не более 3 дБ. Такая математическая модель характеристик управляющих действий летчика получила довольно широкое распространение при решении широкого круга инженерных задач.

Точная структура математической модели управляющих действий Д. МакРуера, описывающая восприятие визуальной информации летчиком в одноконтурной системе имеет следующий вид:

$$Y_p = K_p \cdot e^{-j\omega\tau} \cdot \left(\frac{T_L j\omega + 1}{T_I j\omega + 1} \right) \left\{ \underbrace{\left(\frac{T_K j\omega + 1}{T'_K j\omega + 1} \right)}_{\substack{-\frac{j\alpha}{\omega} \\ e}} \cdot \underbrace{\frac{1}{(T_{N1} j\omega + 1) \left[\left(\frac{j\omega}{\omega_N} \right)^2 + \frac{2\xi_N}{\omega_N} j\omega + 1 \right]}}_{\substack{\left[\frac{1}{T_N j\omega + 1} \right] \text{ или } e^{-j\omega T_N}}} \right\} \quad (1.1)$$

Для систем, при описании которых необходимо учитывать фазовое сглаживание в области низких частот выражение (1.1) принимает вид:

$$Y_p \doteq K_p \left(\frac{T_L j\omega + 1}{T_L j\omega + 1} \right) \cdot e^{-j \left[\omega(\tau + T_N) + \frac{\alpha}{\omega} \right]} \quad (1.2)$$

В большинстве случаев для описания коррекции летчиком визуальной информации, структура (1.1) упрощается до выражения (1.3):

В отличие от модели, предложенной Д. МакРуером, здесь введены блоки, описывающие динамику нервно мышечной системы Y_{nm} и блок рычага управления Y_{fs} , а также введена обратная связь, учитывающая восприятие летчиком проприоцептивной информации Y_{pr} .

Методика выбора параметров одного из вариантов структурной модели характеристик управляющих осуществляется следующим образом:

а) параметры нервно-мышечной системы $Y_{nm} = \frac{\omega_{nm}^2}{p^2 + 2\zeta_{nm}\omega_{nm}p + \omega_{nm}^2}$ и рычага управления $Y_{fs} = \frac{K_{fs}\omega_{fs}^2}{p^2 + 2\xi_{fs}\omega_{fs}p + \omega_{fs}^2}$ являются постоянными и принимают следующие значения $\omega_{nm} = 10 \text{ c}^{-1}$, $\xi_{nm} = 0.7$, $K_{fs} = 0.125$, $\omega_{fs} = 26 \text{ c}^{-1}$, $\xi_{fs} = 0.6$; время запаздывания отработки летчиком входного сигнала $\tau_0 = 0.2 \text{ c}$, а параметр, отвечающий за вводимое им сглаживание, $\varepsilon = 0$ (что говорит о том, что летчик, корректируя получаемую визуальную информацию, не вводит сглаживающие действия).

б) характеристики обратной проприоцептивной связи $Y_{pf} = K / (p + a)^n$ выбираются исходя из следующих правил: n равен порядку астатизма объекта управления, a принимается равной 3 c^{-1} , K выбирается из условия обеспечения минимального коэффициента относительного демпфирования системы между выходом δ_m и входом E_m не менее 0.15 .

в) коэффициент усиления K_e выбирается из условия обеспечения значения частоты среза разомкнутой системы самолет-летчик 2 c^{-1} .

Основным недостатком описанных выше подходов является предположение о том, что частота среза замкнутой системы самолет-ЛА имеет фиксированное значение, то есть не зависит от динамики объекта управления. Однако экспериментальные исследования, проводимые на пилотажных стендах, показывают, что значение частоты среза изменяется в

зависимости от переменных задачи пилотирования [4]. Еще одним недостатком приведенных выше подходов является то, что в них не учитывается шумовая составляющая, вводимая летчиком в процессе управления летательным аппаратом, который может сильно сказываться на характеристиках системы самолет -летчик.

В исследовательских работах Московского авиационного института был разработан альтернативный вариант выбора параметров модели характеристик управляющих действий летчика [11, 42]. В этих работах было предложено вычислять параметры математической модели путем параметрической оптимизации по критерию минимума дисперсии сигнала ошибки σ_e^2 . Разработанная в МАИ модификация структурной модели приведена на рисунке 1.2.

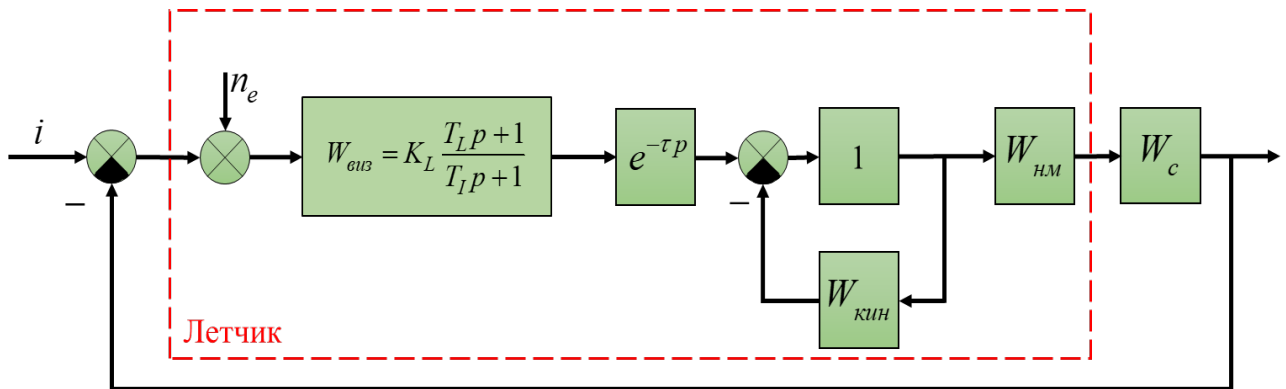


Рисунок 1.2 – Модифицированная структурная модель управляющих действий летчика, разработанная в МАИ

На рисунке 1.2 структура вида $K_L \frac{T_L p + 1}{T_I p + 1} e^{-\tau p}$ – модель коррекции визуальной информации, где параметры принимают следующие значения: $T_I = 0.01$ с, $\tau = 0.2$ с; n_e – шум восприятия визуальной информации, спектральная плотность которого рассчитывается следующим образом

$$S_{n_e n_e} = K_{n_e} \frac{\sigma_e^2 + T_L^2 \sigma_{\dot{e}}^2}{1 + T_L^2 \omega^2}; W_{кин} = \frac{K_n p^2}{T_n^2 p^2 + 2T_n p + 1} \quad - \quad \text{структура математической}$$

модели коррекции информации, получаемой от проприоцептивной обратной

связи; модель нервномышечной системы описывается следующим

выражением $-W_{nm} = \frac{\omega_{nm}^2}{p^2 + 2\xi_{nm}\omega_{nm}p + \omega_{nm}^2}$, где $\omega_{nm} = 12 \text{ с}^{-1}$, $\xi_{nm} = 0.1$.

Выбор параметров математической модели K_L, T_L, K_n, T_n осуществляется таким образом, чтобы дисперсия сигнала ошибки σ_e^2 достигала минимума.

Приведенная модификация структурной модели характеристик управляющих действий летчика позволила получить результаты моделирования близкие к результатам, полученным в ходе экспериментальных исследований системы самолет-летчик. Главным недостатком описанной математической модели летчика является то, что система «нервно-мышечная система + рычаг управления» задается единым блоком, что приводит к тому, что с ее помощью нельзя оценить влияние типа управляющего сигнала, а также влияние типа и характеристик рычага управления на характеристики системы самолет-летчик.

В работе [17] рассматривается еще одна модификация структурной модели управляющих действий летчика, разработанная в МАИ в последние годы, в которой устранен приведенный недостаток. Структурная схема такой модифицированной модели приведена на рисунке 1.3.

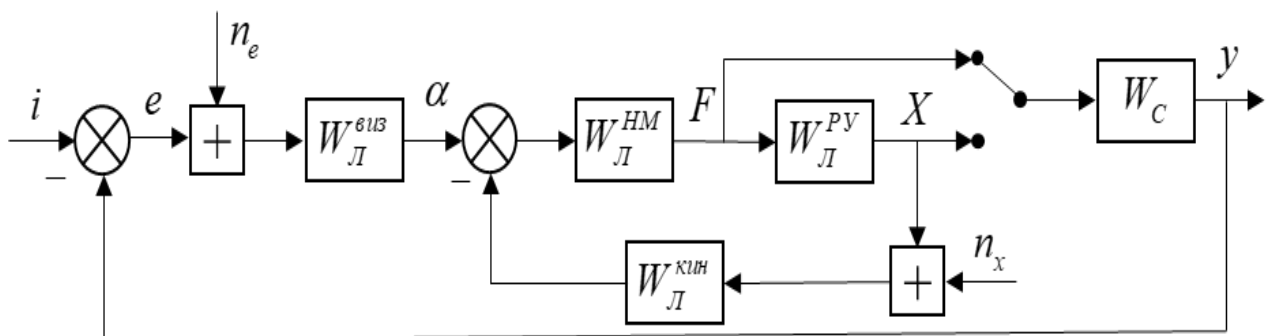


Рисунок 1.3 – Модифицированная структурная модель управляющих действий летчика, разработанная в МАИ

В такой модификации структурной модели летчика [43] блоки, описывающие коррекцию визуальной информации и шум ее восприятия,

задаются также, как и в предыдущем варианте модели. Блок нервномышечной системы представлен в следующем виде:

$$- \quad W_{\text{Л}}^{\text{HM}} = \frac{1}{T_{\text{HM}}^* + 1} \cdot \frac{1}{T_{\text{HM}}^2 p^2 + 2T_{\text{HM}}\xi_{\text{HM}}p + 1} e^{-\tau_{\text{HM}}p} \quad (1.5)$$

– $W_{\text{С}}$ – линеаризованная модель объекта управления;

$$- \quad W_{\text{Л}}^{\text{кин}} = \frac{K_n p^2}{T_n^2 p^2 + 2T_n \xi_n p + 1} \quad - \quad \text{модель, описывающая коррекцию}$$

информации, получаемой от проприоцептивной (кинестетической) обратной связи. В этой модели учитывается приближенная динамика мышечного веретена, являющаяся сенсором, воспринимающим движение мышцы. В области низких и средних частот может быть представлена в виде

дифференцирующего звена p . Выражением $\frac{K_n p}{T_n^2 p^2 + 2T_n \xi_n p + 1}$ описывается

блок адаптации летчика при восприятии проприоцептивной информации;

– n_x – шум восприятия проприоцептивной информации со спектральной плотностью

$$S_{n_x n_x} = K_{n_x} \sigma_x^2 \quad (1.6)$$

Математическая модель рычага управления в общем случае является сложной нелинейной системой [44], которая в общем виде описывается следующим упрощенным уравнением:

$$m\ddot{X} = F^{\dot{X}} \dot{X} + F^X X + \Delta F \quad (1.7)$$

откуда

$$W_{\text{Л}}^{\text{PY}} = \frac{X(p)}{F(p)} = \frac{\frac{1}{m}}{p^2 + \frac{F^{\dot{X}}}{m}p + \frac{F^X}{m}} = \frac{K}{p^2 + 2\xi_{\text{py}}\omega_{\text{py}}p + \omega_{\text{py}}^2} \quad (1.8)$$

где $W_{\text{Л}}^{\text{PY}}$ – модель рычага управления, соответствующая выражению (1.8),

параметры которой зависят от характеристик рычага следующим образом:

$$\omega_{py} = \sqrt{\frac{F^X}{m}}; 2\xi_{py}\omega_{py} = \frac{F^{\dot{X}}}{m} \quad (1.9)$$

F^X – жесткость рычага управления, m – масса рычага управления, а $\xi_{py}\omega_{py}$ – демпфирование и частота рычага управления соответственно.

Параметры описанной выше математической модели выбираются путем минимизации функционала вида (1.10)

$$J = \min_{K_L, T_L, K_n, T_n, \xi_n} \left(\sigma_e^2 + \beta \sigma_F^2 \right) \quad (1.10)$$

Элементами функционала (1.10) является дисперсия сигнала ошибки σ_e^2 , которую летчик стремится уменьшить в задаче компенсаторного слежения, а σ_F^2 – дисперсия усилий, прикладываемых летчиком к рычагу управления. Эта составляющая, введенная в функционал, позволила оценить влияние жесткости рычага F^X на характеристики системы самолет-летчик. Так как согласно выражению (1.9), увеличение F^X приводит к увеличению собственной частоты рычага управления ω_{py} , то при больших значениях F^X эквивалентное фазовое запаздывание объекта управления уменьшается, что должно приводить к уменьшению опережения, вводимого летчиком, а следовательно, к уменьшению дисперсии ошибки σ_e^2 . Однако, этого не наблюдается в экспериментальных исследованиях. Для устранения этого несоответствия в такой модификации структурной модели было предложено ввести весовой коэффициент β как функцию жесткости:

$$\beta = 3 \cdot 10^{-7} (F^X)^4 \quad (1.11)$$

Высокая степень параметра, описывающего жесткость рычага управления F^X , который входит в выражение (1.11), определена необходимостью обеспечения соответствия между оптимальным значением

рассматриваемого параметра, получаемым в ходе математического моделирования и экспериментальных исследований.

Исследования показали, что частотные характеристики, рассматриваемой структурной модели управляющих действий летчика, а также интегральные характеристики системы самолет-летчик достаточно близки к результатам экспериментов.

Все описанные варианты подходов к математическому моделированию управляющих действий (классический и структурный) широко используются при решении прикладных инженерных задач динамики и управления. Однако математическое моделирование системы самолет летчик при использовании таких моделей требует больших временных затрат.

Альтернативный подход к моделированию характеристик управляющих действий летчика, базирующийся на теории оптимальных систем [45, 46] (или так называемом методе аналитического конструирования оптимального регулятора), был предложен в конце 60 – х годов прошлого столетия учеными Клейнманом, Бароном и Левисоном [27, 28]. В литературе такая модель получила название – оптимальная модель управляющих действий летчика (ОСМ – Optimal Control Model). Они ввели предположение о том, что хорошо тренированный и мотивированный человек-оператор действует в соответствии с квадратичным функционалом качества с учетом собственных человеку психофизиологических ограничений.

Применение разработанной модели для анализа характеристик системы самолет-летчик стало достаточно распространённым. Основным преимуществом оптимальной модели летчика являются значительно меньшие временные затраты на вычисление характеристик системы самолет-летчик по сравнению с другими подходами к моделированию управляющих действий летчика. При этом результаты математического моделирования дают хорошее совпадение с результатами экспериментальных исследований по точностным и частотным характеристикам при моделировании задачи

стабилизации (см. рисунок 1.4 а) [27, 47]. Именно для этой задачи и был выполнен основной объем исследований.

Однако, как показали результаты математического моделирования, при решении задачи отслеживания командного сигнала (см. рисунок 1.4 б) модель обладает рядом недостатков, такими как, значительное фазовое опережение в вычисленной частотной характеристике летчика в области низких частот, не наблюдаемое в экспериментальных исследованиях. Недостатками оптимального подхода к моделированию являются также зависимость получаемых результатов от ряда параметров модели (в частности, весовых коэффициентов функционала), а также то, что модель не учитывает проприоцептивную обратную связь и обратную связь по акселерационной информации. Важность такого дополнительного информационного канала была показана в работах [20, 21].

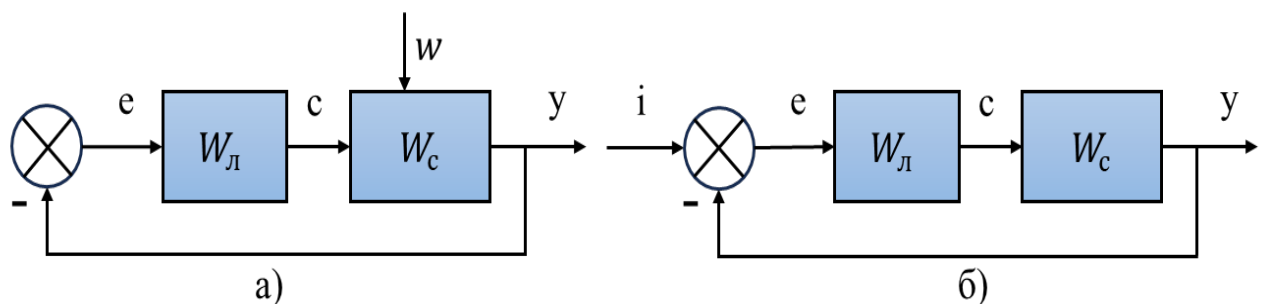


Рисунок 1.4 – Схема задачи стабилизации (а), схема задачи отслеживания командного сигнала (б)

В настоящей работе была поставлена задача разработать модификацию оптимальной модели управляющих действий летчика, в которой были бы устранены все перечисленные недостатки базового алгоритма модели. То есть получить аппарат математического моделирования системы самолет летчик, который давал бы результаты математического моделирования близкие к результатам экспериментальных исследований, а также с использованием которого можно решать широкий круг инженерных задач, в которых система самолет-летчик должна быть представлена как система многомодального управления.

1.2 Описание базового алгоритма модели характеристик управляющих действий летчика, базирующейся на теории оптимальных систем

В оптимальной модели характеристик управляющих действий летчика динамика объекта управления описывается системой дифференциальных уравнений в пространстве состояний:

$$\left. \begin{aligned} \dot{x}(t) &= Ax(t) + Bu(t) + Ew(t) \\ y(t) &= Cx(t) + Du(t) \end{aligned} \right\} \quad (1.12)$$

где $x(t)$ – вектор фазовых координат, $u(t)$ – вектор управления и $y(t)$ – вектор наблюдения. Матрица A определяется производными сил и моментов от фазовых координат, а матрица B коэффициентами, определяющими эффективность управления, матрица C является матрицей наблюдения, матрица D – матрицей прямой связи (см. рисунок 1.5), а матрица E – матрица интенсивности внешних возмущений, $w(t)$ – вектор внешнего входного воздействия, который моделируется как белый шум с интенсивностью V_w , динамика которого включена в матрицу A . При рассмотрении задачи компенсаторного слежения командного сигнала, входным сигналом является $i(t)$.

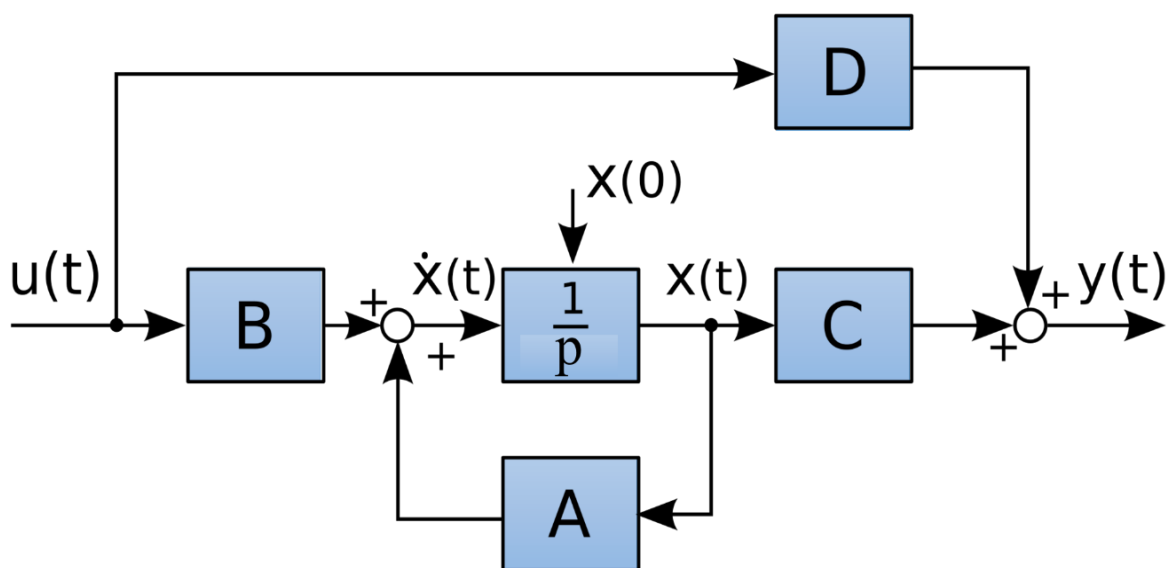


Рисунок 1.5 - Структурная схема непрерывной линейной системы, описанной в виде переменных состояния

Вводится предположение о том, что стратегия управления формируется летчиком путем минимизации квадратичного функционала качества (1.13), выражение которого имеет вид:

$$J = \lim_{T \rightarrow \infty} E \left\{ \frac{1}{T} \int_0^T (x^T Q_x x + u^T Q_u u + \dot{u}^T G \dot{u}) dt \right\} \quad (1.13)$$

Где $x(t)$ – вектор фазовых координат, $u(t)$ – вектор управления, $E \{ \}$ – матрица дисперсии, Q_x , Q_u и G – весовые матрицы.

В случае одноконтурного и одноканального управления функционал (1.13) вырождается в выражение следующего вида:

$$J = \int_0^T (\sigma_e^2 Q_x x + \sigma_c^2 Q_u u + \sigma_c^2 G \dot{u}) dt \quad (1.14)$$

Переменные состояния самолета воспринимаются пилотом с помощью дисплея. Вектор наблюдения $y_e(t)$ описывается следующим уравнением:

$$y_e(t) = Cx(t) + Du(t) \quad (1.15)$$

Модель учитывает не только способность пилота различать входной сигнал, но и его производную, что расширяет вектор наблюдения следующим образом:

$$y = (y_e(t) \dot{y}_e(t))^T \quad (1.16)$$

Психофизиологические ограничения летчика учитываются путем введения:

- Временного запаздывания $e^{-\tau s}$, которое моделируется аппроксимацией Паде 4-го порядка.
- Апериодического звена, учитывающего динамику нервномышечной системы оператора с постоянной времени T_N .
- Шума наблюдения $v_y(t)$, и моторного шума $v_u(t)$, вводимого при обработке управляющего сигнала и двигательной реакции.

Шум наблюдения v_y моделируется белым шумом, обладающим мультипликативными свойствами, с интенсивностью V_{y_i} , которая определяется дисперсией воспринимаемого сигнала (1.17):

$$V_{y_i} = \pi \frac{\rho_{y_i}}{f} \frac{\sigma_{y_i}^2}{N(\sigma_{y_i}, a_i)^2} \quad i = 1, k, \quad (1.17)$$

здесь ρ_{y_i} - коэффициент шума наблюдения (в работе [33] получено, что $\rho_{y_i} = 0.01$); σ_y^2 интенсивность (дисперсия наблюдаемой переменной), f - часть внимания уделяемого i -ой переменной ($0 \leq f \leq 1$). $N(\sigma_{y_i}, a_i) = \operatorname{erf}\left(\frac{a_i}{\sqrt{2}\sigma_{y_i}}\right)$ -

функция, которая позволяет учитывать пороги восприятия, a_i - величина зоны нечувствительности при восприятии наблюдаемой координаты.

Интенсивность шумового процесса для моторного шума $v_u(t)$ определена как:

$$V_u = \pi \rho_u \sigma_u^2 \quad (1.18)$$

где ρ_u - коэффициент моторного шума (в работе [27] получено, что $\rho_u = 0.003$).

Для осуществления оптимального управления, определенная таким образом система должна включать в себя следующие основные блоки (см. рисунок 1.6):

- фильтр Калмана [48], вырабатывающий оценку системы $\hat{x}(t-\tau)$ по вектору состояния;
- предсказатель, дающий оценку $\hat{x}(t)$ системы на текущий момент времени;
- оптимальный регулятор L^* , вырабатывающий управление, по полученной оценке, $\hat{x}(t)$ состояния системы, параметры которого определяются решением уравнения Риккати [49, 50].

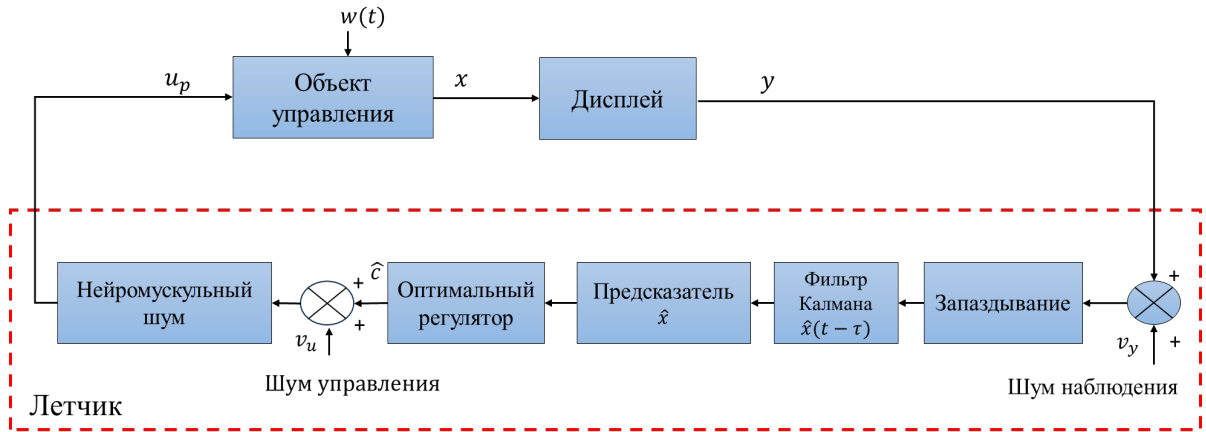


Рисунок 1.6 – Структурная схема базовой оптимальной модели управляющих действий летчика

Так как в оптимальную модель управляющих действий летчика вводится шум наблюдения, то наблюдаемые лётчиком параметры искажены шумом $v_y(t)$ с дисперсией V_y . В связи с этим вектор наблюдения принимает следующий вид (1.19):

$$y_{obs} = Cx(t) + Du(t) + V_y \quad (1.19)$$

Построение оптимального регулятора ведется путем расширения вектора x и введением нового фазового вектора x_0 :

$$x_0 = \begin{bmatrix} x \\ u \end{bmatrix} \quad (1.20)$$

Тогда расширенная система может быть выражена как:

$$\left. \begin{aligned} \frac{d}{dt} \begin{Bmatrix} x \\ u \end{Bmatrix} &= \begin{bmatrix} A & B \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} x \\ u \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} \dot{u} + \begin{bmatrix} E \\ 0 \end{bmatrix} w \\ y &= [C \quad D] \begin{Bmatrix} x \\ u \end{Bmatrix} \end{aligned} \right\} \quad (1.21)$$

ИЛИ

$$\left. \begin{aligned} \dot{x}_0 &= A_0 x_0 + B_0 \dot{u} + E_0 w \\ y &= C_0 x_0 \\ y_{obs} &= C_0 x_0 + V_y \end{aligned} \right\}. \quad (1.22)$$

Исходя из полученной выше системы, минимизируемый функционал (1.10) принимает следующий вид (1.23):

$$J = \lim_{T \rightarrow \infty} E \left\{ \frac{1}{T} \int_0^T (x_0^T Q_0 x_0 + \mu^T G \mu) dt \right\} \quad (1.23),$$

где $Q_o = \begin{bmatrix} Q & 0 \\ 0 & Q_u \end{bmatrix}$ - весовая матрица оптимального регулятора, в которой

$Q = C^T Q_x C$, а коэффициент $\mu = \dot{u}$. Тогда решением поставленной задачи является:

$$\mu = -Lx_o; \quad (1.24)$$

$$L = G^{-1} B_o^T K_o, \quad (1.25)$$

где L коэффициент обратной связи, полученный в оптимальном регуляторе. Параметры которого находятся путем решения алгебраического уравнения Рикатти:

$$A_o^T K_o + K_o A_o + Q_o - K_o B_o G^{-1} B_o^T K_o = 0, \quad (1.26)$$

в котором K_o является решением этого уравнения.

Весовые коэффициенты при управлении могут быть разделены на компоненты, соответствующие компонентам вектора x_o :

$$\mu = \begin{bmatrix} L_1 & L_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ u \end{bmatrix}. \quad (1.27)$$

Коэффициент обратной связи L_2 , является коэффициентом при управлении u . Он выбирается, исходя из соответствия динамике нервно-мышечной системы:

$$T_N \dot{u} + u = u_a + v_u, \quad (1.28)$$

$$u_a = -L^* x_o, \quad (1.29)$$

Где $L_2 = T_N^{-1}$, $L^* = [L_2^{-1}L_1 \quad 0]$, а T_N – постоянная времени апериодического звена, описывающего нервно-мышечную систему; ν_u – присоединенный к управлению моторный шум.

В оптимальном регуляторе в качестве сигналов обратных связей может быть взят только вектор оценки состояния системы, определяемый по вектору наблюдения. В этой связи в модель введен простейший фильтр Калмана [48], позволяющий получить оценку состояния системы на момент времени $\hat{x}(t - \tau)$. Для получения оценки в настоящий момент времени в структуру модели также вводится предсказатель $\hat{x}(t)$.

Задача фильтрации и введения предсказателя в структуру модели решается так же, как и задача построения оптимального регулятора, то есть путем расширения вектора x . После чего мы получаем следующую систему уравнений:

$$\left. \begin{aligned} \frac{d}{dt} \begin{Bmatrix} x_1 \\ u_a \end{Bmatrix} &= \begin{bmatrix} A & B \\ 0 & -L_2 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} x_1 \\ u_a \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ L_2 \end{bmatrix} u_a + \omega_1 \\ y_p &= [C_1] \begin{Bmatrix} x_1 \\ u_a \end{Bmatrix} + V_y \end{aligned} \right\} \quad (1.30)$$

где $C_1 = [C \quad D]$, $x_1 = \begin{bmatrix} x \\ u \end{bmatrix}$, $\omega_1 = \begin{bmatrix} \omega \\ V_u \end{bmatrix}$. Интенсивность ω_1 определяется как

$$W_1 = \begin{bmatrix} EV_\omega \omega E' & B \\ 0 & L_2 \nu_u L_2' \end{bmatrix}.$$

Шумовой процесс $\omega_1(t)$ с интенсивностью W_1 , включающий в себя моторный шум $\nu_u(t)$, который вместе с управлением u_a поступает на вход

апериодического звена $\frac{1}{T_N p + 1}$ описывающего динамику нервно-мышечной системы.

Фильтр Калмана вычисляет наилучшую оценку $p(t)$ вектора $\hat{x}(t - \tau)$ на основе вектора наблюдения y_h и описывается следующим образом:

$$\dot{p}(t) = A_1 p(t) + H_1 [y_h(t) - C_1 p(t)] + B_1 u_a(t), \quad (1.31)$$

где $H_1 = \Sigma_1 C_1^T \nu_y^{-1}$ - выражение, определяющее фильтр, а Σ_1 – решение алгебраического уравнения Рикатти [49, 50] (1.32):

$$A_1 \Sigma_1 + \Sigma_1 A_1^T + W_1 - \Sigma_1 C_1^T \nu_y^{-1} C_1 \Sigma_1 = 0 \quad (1.32)$$

Предсказатель на основе вектора $p(t)$ вычисляет оценку вектора $\xi(t)$ состояния системы $\hat{x}_1(t)$, исходя из следующих выражений:

$$\dot{\xi}(t) = A_1 \xi(t) + B_1 u_a(t) \quad (1.33)$$

$$\hat{x}_1(t) = \xi(t) + e^{A_1 \tau} [p(t) - \xi(t - \tau)]. \quad (1.34)$$

1.3 Разработка модификации оптимальной модели управляющих действий летчика

Опыт использования базовой оптимальной модели управляющих действий летчика выявил ряд ее недостатков, а именно:

- При использовании базовой модели в задачах отслеживания командного сигнала (рис. 1б) вычисленная частотная характеристика описывающей функции летчика демонстрирует значительное фазовое опережение в области низких частот, не наблюдаемое в экспериментальных исследованиях. Так при управлении объектом $W_c = K/p$ вычисленное фазовое опережение в этой частотной области достигает + 90 град по сравнению с измеренной фазовой характеристикой;

- Зависимость получаемых результатов от весовых коэффициентов квадратичного функционала;
- Необходимость дополнения фильтра Калмана-Бьюси предсказателем [27], осуществляющим устранение влияния эффекта запаздывания при визуальном восприятии информации на оценки фазовых координат, формируемых фильтром Калмана-Бьюси;
- Модель не учитывает образование летчиком проприоцептивной обратной связи, что не позволяет предсказывать влияние характеристик рычага управления на свойства системы самолет-летчик;
- Практическое отсутствие работ, направленных на оценку влияния акселерационной информации на оптимальную модель. Единичные работы в этой области [20, 21] демонстрируют существенное несоответствие результатов моделирования и эксперимента.

В этой связи в настоящей работе и работах [51, 52] была проведена глубокая модификация оптимальной модели летчика, позволяющая существенно повысить ее прогностические свойства (Глава 1) и расширить возможности модели для исследования задач многомодального управления (Глава 2).

В 1979 году Д.Б. Дэвидсон и Д.К. Шмидт (далее МОСМ Davidson-Schmidt) предложили модификацию оптимальной модели управления, которая подробно изложена в работе [47]. Основной идеей настоящей модификации был перенос звена запаздывания со входа модели к ее выходу и одновременное удаление блока предсказателя из структуры модели. Структурная схема описанной модификации приведена на рисунке 1.7.

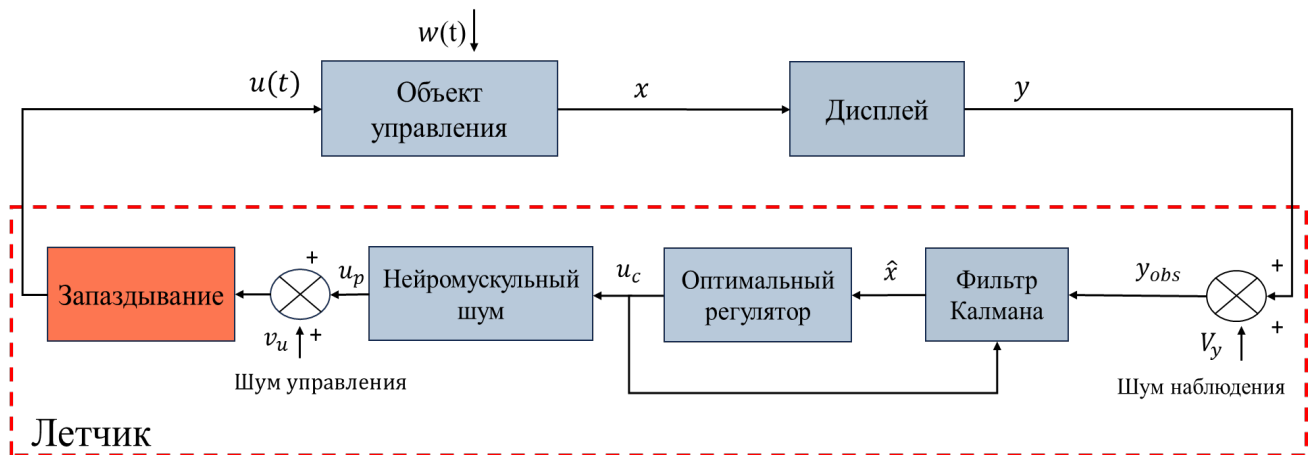


Рисунок 1.7 – Структурная схема модифицированной оптимальной модели управляющих действий летчика Д.Б. Дэвидсона и Д.К. Шмидта

Моделирование задачи стабилизации с помощью базовой оптимальной модели летчика, а также МОСМ Davidson-Schmidt показало хорошее совпадение результатов математического моделирования и результатов экспериментальных исследований. На рисунке 1.8 приведена фазовая частотная характеристика, полученная экспериментально и путем математического моделирования при помощи базового варианта оптимальной модели управляющих действий летчика и описанной выше модификации Д.Б. Дэвидсона и Д.К. Шмидта, в задаче стабилизации для объекта динамика, которого описывается интегрирующим звеном $W_c = \frac{K}{p}$.

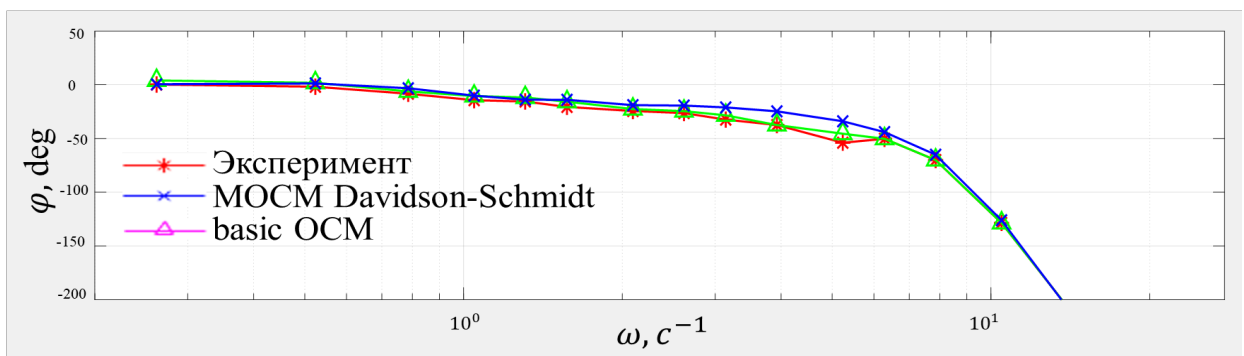


Рисунок 1.8 – Фазовая частотная характеристика летчика, полученная путем математического моделирования и экспериментально для задачи

стабилизации угла тангажа ($W_c = \frac{K}{p}$)

Однако при рассмотрении задачи, в которой входной сигнал является командным сигналом, значительное опережение в фазовой частотной характеристике летчика при математическом моделировании с использованием модификации Д.Б. Дэвидсона и Д.К. Шмидта сохранилось, также, как и при моделировании при помощи базовой оптимальной модели летчика (далее basic OCM).

Приведенная на рисунке 1.9 фазовая частотная характеристика летчика для задачи отслеживания командного сигнала, полученная с помощью математического и полунатурного моделирования, демонстрирует что модификация МОСМ Davidson-Schmidt несколько уменьшает фазовое опережение в области низких частот, однако, полностью его не устраняет. Для сравнения был взят базовый вариант модели (basic OCM) и ее модификация, предложенная Д.Б. Дэвидсоном и Д.К. Шмидтом (МОСМ Davidson-Schmidt). В качестве объекта управления была отобрана конфигурация НР 2.1 из базы данных HAVE PIO [36], относящаяся к первому уровню пилотажных характеристик.

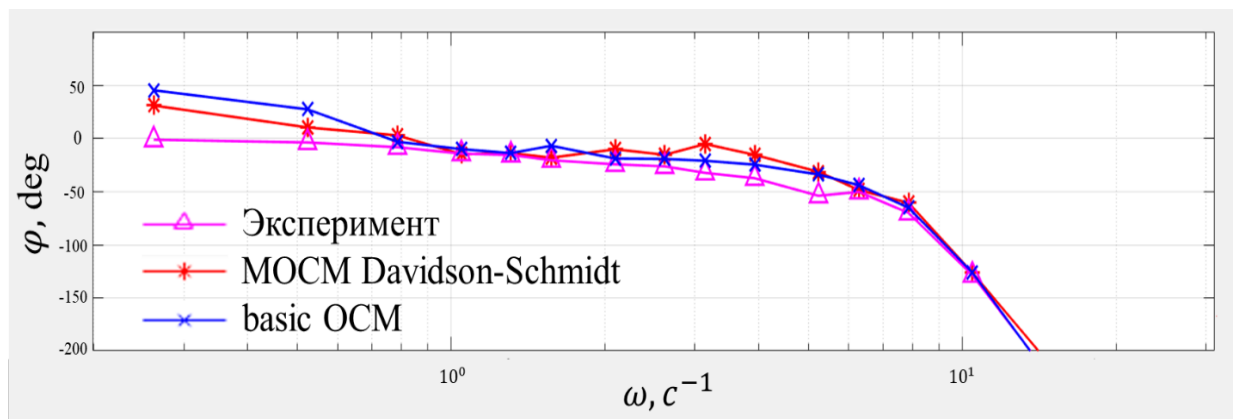


Рисунок 1.9 – Фазовая частотная характеристика летчика, полученная путем математического моделирования и экспериментально для задачи отслеживания командного сигнала

Аналогично при моделировании задачи отслеживания командного сигнала для объекта управления, динамика которого описывается двойным

интегралом ($W_c = \frac{K}{p^2}$), фазовая частотная характеристика летчика, полученная путем математического моделирования с помощью базовой оптимальной модели (basic OCM), имеет опережение в области низких частот $\approx 180^\circ$, что противоречит результатам экспериментальных исследований. При моделировании объекта, содержащего астатизм второго порядка, при помощи MOCM Davidson-Schmidt, фазовое опережение в области низких частот сохраняется, но уменьшается и составляет $\approx 100^\circ$ (рисунок 1.10).

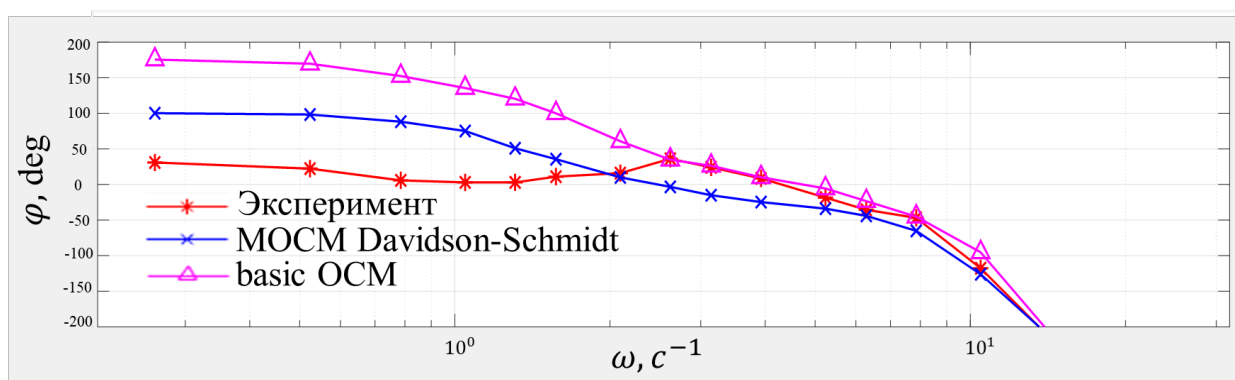


Рисунок 1.10 – Фазовая частотная характеристика летчика, полученная путем математического моделирования и экспериментально для задачи отслеживания командного сигнала ($W_c = \frac{K}{p^2}$)

В качестве входного воздействия при математическом и полунатурном моделировании использовался полигармонический входной сигнал следующего вида (см. рисунок 1.11):

$$i(t) = \sum_k A_k \cos \omega_k t, \quad (1.35)$$

где $\omega_k = k\omega_0$, спектральная плотность которого определялась выражением $S_{ii} = \frac{K^2}{(\omega^2 + \omega_i^2)^2}$, дисперсия входного сигнала $\sigma_i^2 = 4cm^2$, ширина спектра входного сигнала $\omega_i = 0.5 \text{ c}^{-1}$; k – целое число, а $\omega_k = \frac{2\pi}{T}$ (T – продолжительность эксперимента).



Рисунок 1.11. – Полигармонический входной сигнал.

Для проведения дальнейших исследований и модернизации оптимального подхода к моделированию характеристик управляющих действий летчика было предложено взять за основу именно уточненную модель Д.Б. Дэвидсона и Д.К. Шмидта.

Детальный анализ алгоритма оптимальной модели управляющих действий летчика, а также математическое моделирование системы самолет-летчик проведенное с ее использованием показали, что вычисляемая модель летчика $W_L(j\omega)$ определяется динамикой объекта управления $W_C(j\omega)$, спектральной плотностью командного сигнала $S_{ii}(\omega)$ или возмущения и параметрами психофизиологических ограничений летчика (время запаздывания τ , постоянная времени нервно-мышечной системы T_N , уровнями спектральных плотностей шума наблюдения ν_y и моторного шума ν_u , а также весовыми коэффициентами функционала.

Так, в задаче стабилизации и задаче отслеживания командного сигнала матрицы пространства состояний входного воздействия имеют следующий вид:

$$A_1 = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0.25 & 1 \end{bmatrix}, E_1 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}, C_1 = [1 \ 0], D_1 = [0] \quad (1.36)$$

Объект управления, динамика которого описывается интегрирующим звеном ($W_c = \frac{K}{p}$), для обеих задач управления в форме пространства состояний

записывается как:

$$A_2 = [0], B_2 = [1], C_2 = [1], D_2 = [0] \quad (1.37)$$

Исходя из выражений 1.36 и 1.37, в задаче отслеживания командного сигнала общая система принимает следующий вид:

$$A_i = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0.25 & -1 \end{bmatrix}, B_i = \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, E_1 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}, C = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, D_1 = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} \quad (1.38)$$

Однако при рассмотрении задачи стабилизации (входной сигнал подается на объект управления (см. рисунок 1.4), матрицы объекта имеют следующие значения:

$$A_i = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & -0.25 & 0.25 & -1 \end{bmatrix}, B_i = \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, E_1 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}, C = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}, D_1 = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} \quad (1.39)$$

Где A_i и B_i – матрицы А и В системы «входное воздействие – объект управления».

Анализ полученных результатов показал, что вычисляемая частотная характеристика $W_{\text{л}}(j\omega)$ обратна частотной характеристике объекта управления $W_c(j\omega)$ в области низких частот в задаче отслеживания сигнала $i(t)$. Именно поэтому в задаче пилотирования фаза модели $W_{\text{л}}(j\omega)$, близка к значению +90 град в случае, когда динамика объекта управления содержит в своей передаточной функции интегрирующее звено и +180 градусов если передаточная функция $W_c(j\omega)$ имеет астатизм второго порядка. Такие значения опережения не наблюдаются в экспериментах. В этой связи при моделировании было предложено заменять звенья $\frac{K}{p}$ или $\frac{K}{p^2}$, входящие в

передаточную функцию объекта управления на апериодическое звено первого или второго порядка $\frac{1}{(Tp+1)^n}$, где n соответственно равно 1 или 2.

Такую замену можно интерпретировать как следствие искажения восприятия летчиком динамики объекта управления в низкочастотной области. В задаче стабилизации не наблюдается такого эффекта (опережения в области низких частот в фазовой частотной характеристике летчика) в виду того, что входной сигнал подается на объект управления, что добавляет объекту управления дополнительные состояния.

Математическое обоснование такой замены кроется в природе оптимального регулятора [45], он плохо работает с системами, которые содержат интегрирующее звено (имеют полюс в нуле), потому что это нарушает предположение об устойчивости и делает задачу синтеза оптимального регулятора некорректной. То есть оптимальный регулятор спроектирован таким образом, чтобы сводить переменные состояния к нулю, однако, если объект управления содержит чистое интегрирующее звено, то нулевая ошибка по состоянию при ненулевой скорости – это физическое противоречие. Базовая версия оптимального регулятора не рассчитана на решение подобных задач.

Рассмотрим стандартную задачу аналитического конструирования оптимального регулятора (АКОР) для непрерывной системы:

$$\dot{x} = Ax + Bu \quad (1.40)$$

$$J = \int_0^{\infty} (x^T Qx + u^T Ru) dt \quad (1.41)$$

Оптимальный регулятор гарантирует устойчивость, если:

- Пара матриц A, B устойчивы;
- Пара $A, Q^{1/2}$ определены, что говорит об асимптотической устойчивости замкнутой системы.

Согласно выражению (1.37), матрица в пространстве состояний для интегрирующего звена $A = \begin{bmatrix} 0 \end{bmatrix}$, а матрица $B = \begin{bmatrix} 1 \end{bmatrix}$. Проверяем условия для задачи АКОР, система формально устойчива (ранг матрицы управляемости $\text{rang}=1$), однако, нет асимптотической устойчивости. Весовая матрица Q штрафует только состояние x , но не штрафует сигнал ошибки при астатизме. Оптимальный регулятор в стандартной форме всегда дает конечный коэффициент усиления по состоянию. Для интегрирующего звена $\dot{x} = u$ (выход интегрирующего звена – одно состояние) закон управления выглядит, как $u = -Kx$, из чего следует, что искомый $\dot{x} = -Kx$. То есть получаемая система стремится быть обратной состоянию объекта управления.

Экспериментальные исследования показали, что рациональное значение постоянной времени аperiodического звена, которым производится замена интеграла в системе оптимальной модели, лежит в диапазоне от 5 до 10 сек. Фазовая частотная характеристика летчика, полученная с помощью разработанной модифицированной оптимальной модели управляющих действий летчика (далее МОСМ МАИ) для объекта управления НР 2.1 показана на рис. 1.12, демонстрируя хорошее совпадение такой модификации с результатами экспериментов.

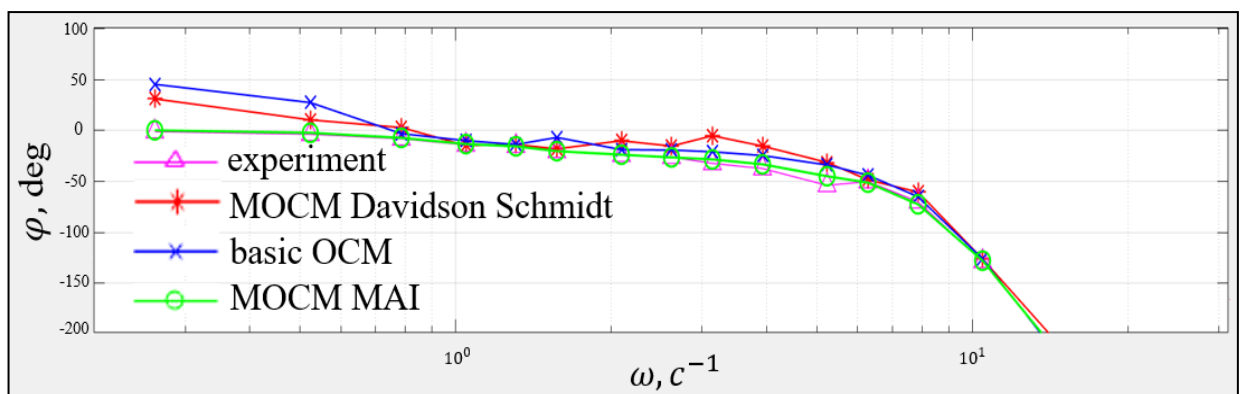


Рисунок 1.12 – Фазовая частотная характеристика летчика, полученная путем математического моделирования и экспериментально Д.Б. Дэвидсона и Д.К. Шмидта

Таким образом проведенная модификация оптимальной модели позволила получить результаты математического моделирования близкие к результатам экспериментальных исследований, как в задаче стабилизации летательного аппарата, так и в задаче отслеживания командного сигнала на всем рассматриваемом частотном диапазоне.

На рисунках 1.13 - 1.15 приведены результаты сравнения логарифмических амплитудно-фазовых частотных характеристик летчика и точностных характеристик (дисперсии ошибки отслеживания командного сигнала σ_e^2 , а также дисперсии расходов рычага управления σ_c^2), полученных экспериментально на пилотажном стенде и путем математического моделирования с использованием МОСМ МАИ. Результаты были получены для трех динамических конфигураций из базы данных HAVE PIO [36], соответствующих первому (НР 4.1), второму (НР 3.6) и третьему уровню пилотажных характеристик (НР 5.10) (вид пилотажного стенда и ПФ объектов приведены в приложении А).

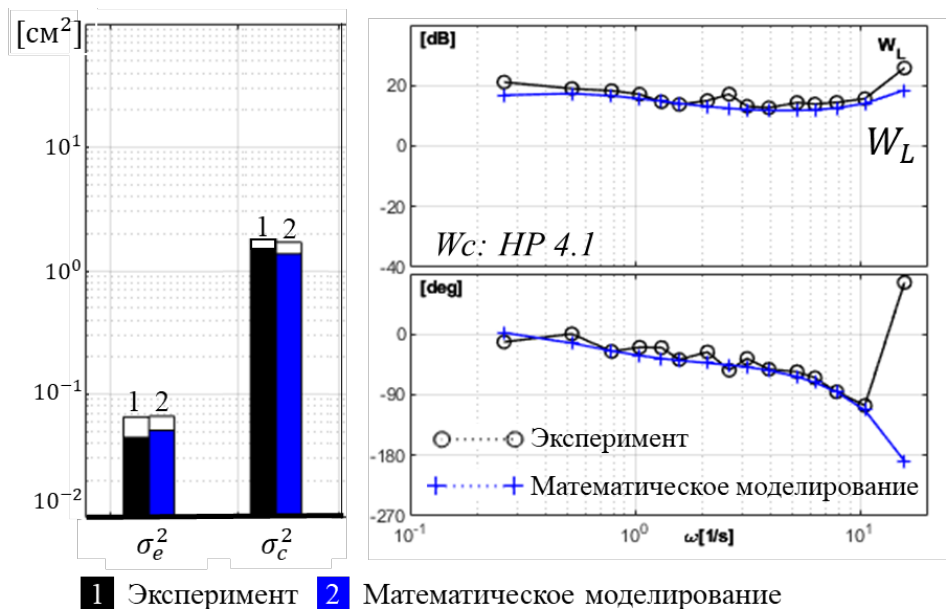


Рисунок 1.13 – Результаты сравнения экспериментальных исследований и математического моделирования (конфигурация НР 4.1)

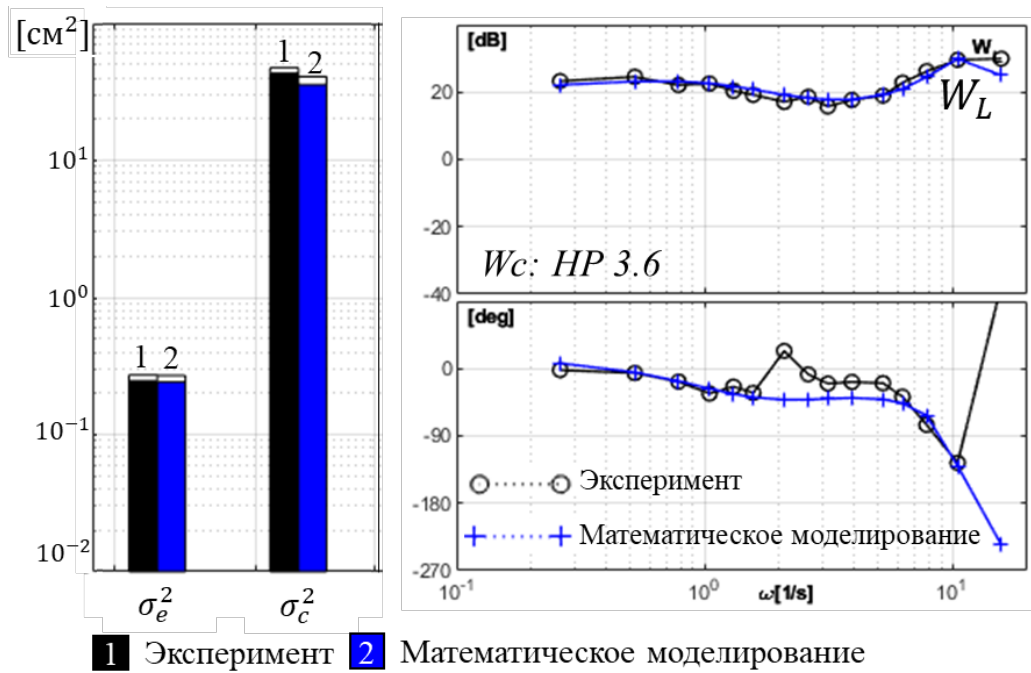


Рисунок 1.14 – Результаты сравнения экспериментальных исследований и математического моделирования (конфигурация HP 3.6)

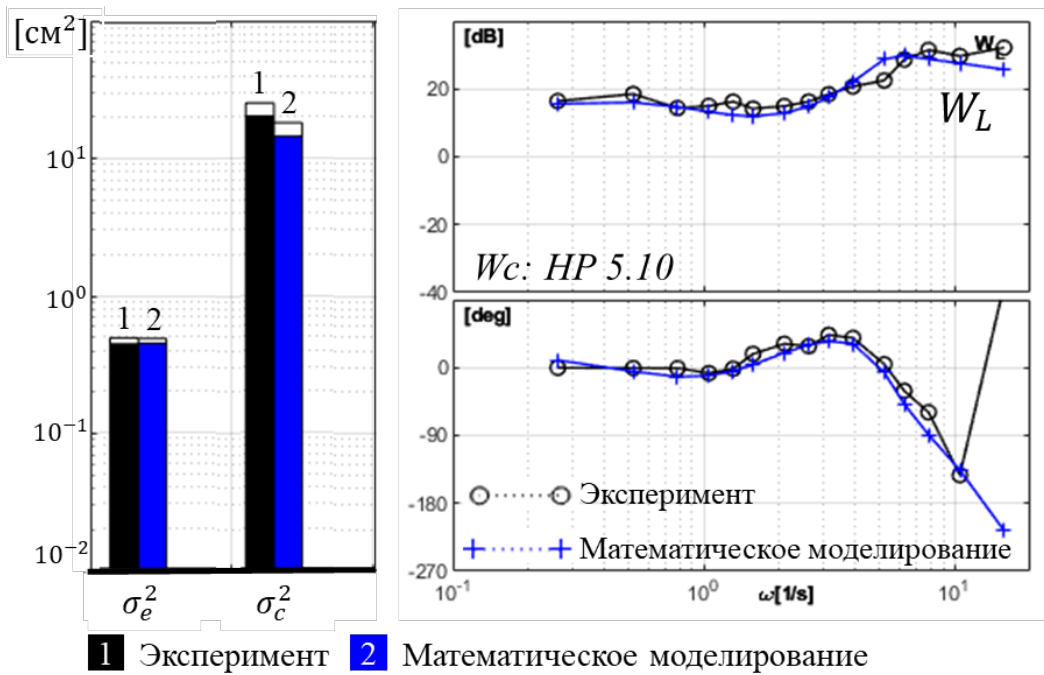


Рисунок 1.15 – Результаты сравнения экспериментальных исследований и математического моделирования (конфигурация HP 5.10)

ГЛАВА 2 Расширение возможностей МОСМ МАІ для решения задач многомодального управления

Многие задачи пилотирования не могут быть сведены к схеме одноконтурного слежения и требуют рассмотрения системы самолет-летчик как многоконтурной, многоканальной или многомодальной системы. В этом случае элементы системы самолет-летчик представляют собой матрицы описывающих функций [4]. Это существенно затрудняет исследования, поскольку их идентификация требует более сложных алгоритмов вычисления, увеличивает необходимое число экспериментов, подлежащих последующему осреднению, и, в конечном итоге, приводит к усложнению проводимых исследований. Все это предопределило то, что удельный вес таких экспериментальных исследований несоизмеримо мал по сравнению с исследованиями одноконтурной системы самолет-летчик.

Исследования характеристик управляющих действий летчика в задачах многомодального управления, в которых он помимо визуальной информации получает дополнительную информацию посредством других информационных каналов, начались в 1980-е годы прошлого столетия. Такой информацией являются линейные и угловые ускорения, проприоцептивная информация об отклонении органов управления и усилиях, прикладываемых летчиком к рычагу управления (рисунок 2.1).

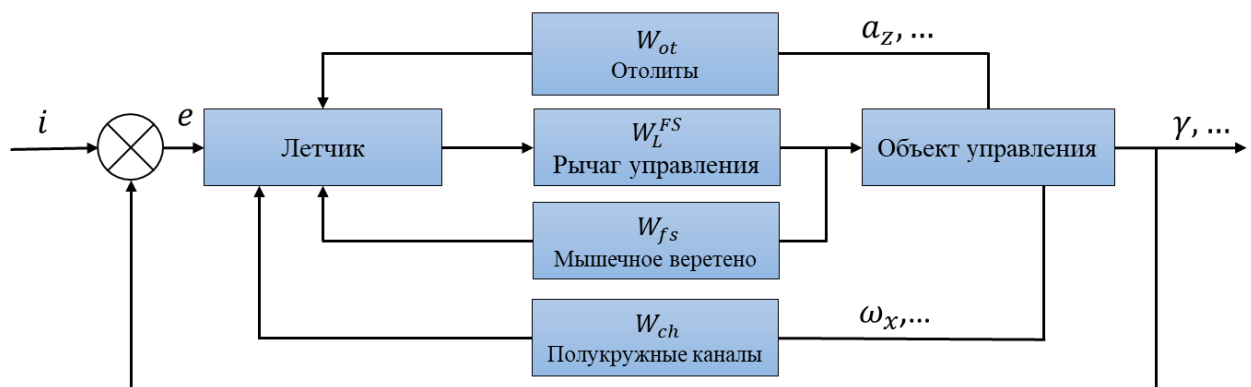


Рисунок 2.1 Схема системы самолет - летчик с проприоцептивной ОС и ОС по акселерационной информации (задача отслеживания командного сигнала)

Определяющий вклад в развитие оптимальной модели управляющих действий летчика, учитывающей восприятие летчиком акселерационной информации, внесли работы [20, 21]. Несмотря на значительный объем исследований, выполненных в настоящей области зарубежными учеными, многие факторы и аспекты поведения летчика в таких задачах остались еще недостаточно исследованы. Учет проприоцептивной обратной связи в рамках оптимального подхода к моделированию управляющих действий летчика ранее рассмотрен не был.

Помимо описанной в Главе 1 модификации модели управляющих действий летчика, базирующейся на теории оптимальных систем, была поставлена задача расширения возможностей разработанной модели с целью ее применения для решения задач многомодального управления.

2.1 Учет проприоцептивной обратной связи в оптимальной модели летчика (МОСМ МАІ)

В настоящее время существующие рычаги управления, которые используются для управления летательным аппаратом по углу тангажа и крена, конструктивно разделяются на три типа:

1) Рычаг управления типа штурвал (см. рисунок 2.2 а). Данный тип рычага получил широкое распространение в гражданской и военно-транспортной авиации, самолетах общего назначения. Передача управляющих действий по углу тангажа осуществляется отклонением штурвальной колонки «на себя» или «от себя», а в канале крена управление производится путем поворота баранки штурвала влево или вправо.

2) Центральный рычаг управления (см. рисунок 2.2 б), который получил применение в военной авиации, а также используется в малой авиации гражданского назначения. Отклонение такого рычага летчиком «на

себя» или «от себя» приводит к изменению угла тангажа, а отклонение влево или вправо приводит к изменению угла крена.

3) Боковой рычаг управления (см. рисунок 2.2 в). Его особенностью являются небольшие размеры, он устанавливается справа у военных маневренных самолетов, а также у второго пилота пассажирского самолета, либо слева у командира гражданского самолета.

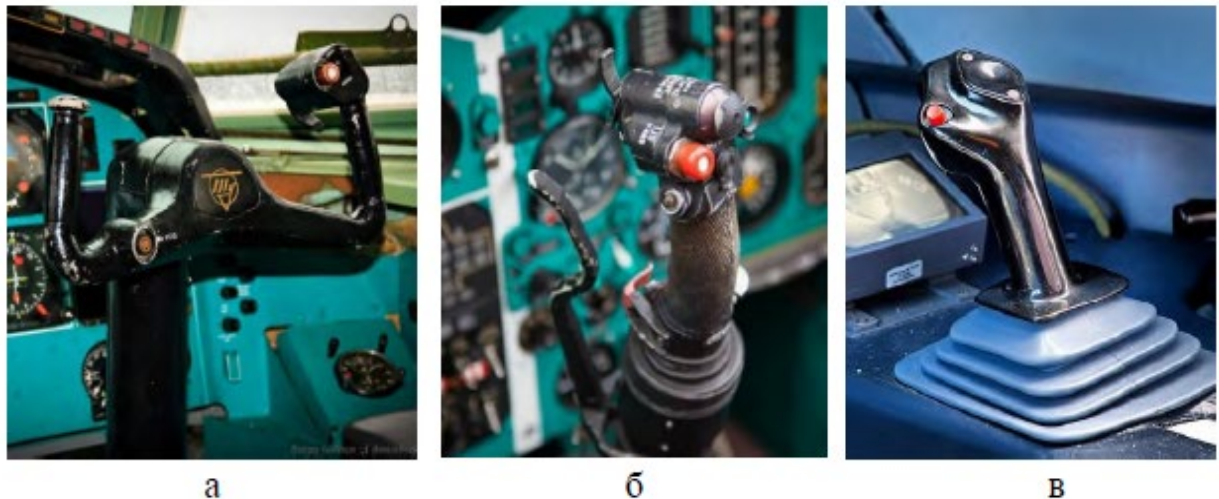


Рисунок 2.2 – Рычаги управления: а – штурвал; б – центральный; в – боковой

Кроме того, существует классификация рычагов по варианту передаваемого от рычага управляющего сигнала. Один из таких вариантов – это рычаг управления, который формирует управляющий сигнал в тракт управления пропорционально его перемещению (так называемый принцип DSC (Displacement Sensing Control)). Жесткость и демпфирование такого рычага управления могут изменяться в зависимости от режима полета. Другой вариант — это рычаг, характеризующийся передачей в тракт управления сигнала, пропорционального усилиям, прикладываемым летчиком к рычагу (так называемый принцип FSC (Force Sensing Control)). Структурная схема реализации передачи сигнала рычагом типа DSC и рычагом типа FSC приведена на рисунке 2.3.

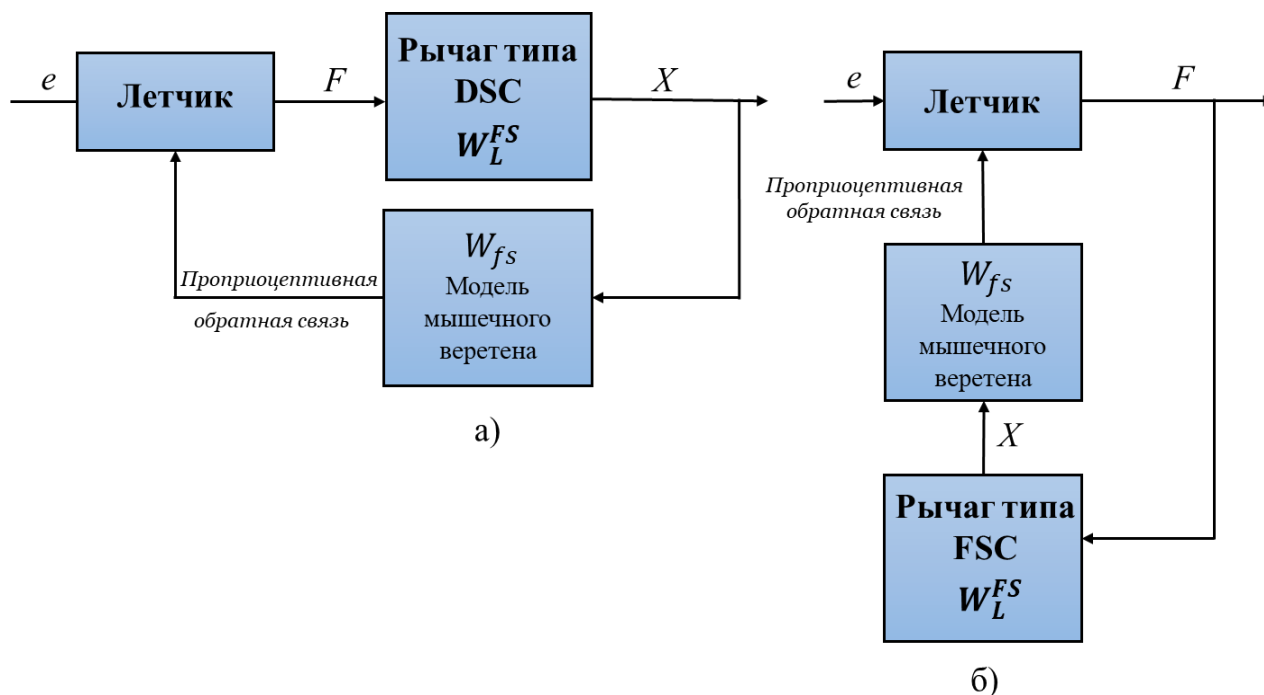


Рисунок 2.3 – Типы рычагов управления с различными вариантами формирования управляющего сигнала

Последние годы в работах [17, 18] были проведены широкие исследования с целью изучения влияния характеристик и типа рычага управления на характеристики системы самолет-летчик. В них был получен ряд закономерностей характеристик управляющих действий летчика в таких задачах [17].

Результаты экспериментальных исследований позволили получить оптимальное значение жесткости F^X , которое обеспечивает минимум среднеквадратического отклонения сигнала ошибки в задачах точного отслеживания угла тангажа и крена. При этом для центрального рычага в продольном канале это значение находится в окрестности 10 Н/см , а для бокового – 20 Н/см . Эти значения справедливы как при использовании в качестве управляющего сигнала, поступающего в систему управления, пропорционального перемещению (DSC), так и пропорционального усилиям (FSC), прикладываемых летчиком к рычагу. Экспериментальные исследования также показали, что уменьшение жесткости рычага управления

сопровождается увеличением шумовой составляющей ошибки и резонансного пика замкнутой системы.

Также было получено, что как при управлении центральным рычагом, так и при управлении боковым рычагом управления более высокая точность пилотирования была достигнута при использовании рычага типа FSC по сравнению со случаем использования рычага управления типа DSC. Точность пилотирования при управлении рычагом типа FSC в 1.5 раза выше при управлении центральным рычагом, а в случае управления боковым рычагом точность повышается в 1.6 раза. При этом использование рычага управления типа FSC привело к уменьшению эквивалентного фазового запаздывания летчика на 0.06 с в экспериментальных исследованиях с центральным рычагом управления, и на 0.26 с в экспериментах с боковой ручкой управления.

Что касается демпфирования рычага, то для всех исследуемых вариантов (объекты управления, относящиеся к первому второму и третьему уровню пилотажных характеристик) его оптимальное значение как функции σ_e^2 соответствует минимальному демпфированию рычага $F^{\dot{x}}$. При этом увеличение $F^{\dot{x}}$ сопровождается ухудшением других характеристик системы самолет-летчик, например, уменьшаются частота среза ω_c и полоса пропускания ω_{BW} . При этом имеет место уменьшение резонансного пика r замкнутой системы с увеличением $F^{\dot{x}}$.

Также было получено, что при оптимальных значениях жесткости F^X в продольном канале управление использованием бокового рычага позволяет добиться более высокой точности пилотирования по сравнению с центральным рычагом как при формировании управляющего сигнала пропорционального перемещению, так и усилиям.

При управлении боковым рычагом уменьшается дисперсия скорости перемещения рычага: в 2 и в 1.6 раза в случае использования рычагов типа DSC и FSC соответственно. В боковом канале тип рычага управления

практически не влияет на точность пилотирования при оптимальных F^X . Был сделан вывод о том, что при рациональном выборе характеристик загрузки рычага использование бокового рычага с точки зрения точности управления эффективней, чем использование центрального, так как это позволяет улучшить точность пилотирования в продольном канале, при ее сохранении в боковом.

В работе была поставлена задача выбора параметров рычага управления путем математического моделирования с использованием оптимального подхода, который позволит выбирать как характеристики центрального, так и характеристики бокового рычага при различных вариантах формирования управляющего сигнала (пропорционально перемещению рычага управления и пропорционально прикладываемым к нему усилиям), в соответствии с полученными ранее закономерностями [17].

В оптимальной модели летчика в настоящей работе учитывается вводимая летчиком дополнительная проприоцептивная связь по сигналам, поступающим от мышечного веретена при отклонении рычага управления. Приближенная модель мышечного веретена в районе частоты среза описывается дифференцирующим звеном $W_{nm} = p$ [57]. В качестве модели рычага управления используется звено второго порядка (2.1).

$$W_{\text{л}}^{PY} = \frac{\Delta X(p)}{\Delta F(p)} = \frac{\frac{1}{m}}{p^2 + \frac{F_{np}^{\dot{x}}}{m}p + \frac{F_{np}^x}{m}} = \frac{K}{p^2 + 2\xi_{PY}\omega_{PY}p + \omega_{FS}^2} \quad (2.1)$$

Учет проприоцептивной обратной связи позволяет решить задачу моделирования системы самолет-летчик при использовании летчиком различных типов рычагов управления, с разными типами управляющих сигналов (рисунок 2.3). Проприоцептивная обратная связь в оптимальной модели управляющих действий летчика МОСМ МАІ была реализована путем введения дополнительных состояний, соответствующих выходным сигналам

от мышечного веретена и рычага управления в пространство состояний объекта управления (1.12).

Шумы, вводимые летчиком, его запаздывание и нервномышечная система моделировались также, как и в базовом варианте оптимальной модели характеристик управляющих действий летчика [51].

Выбор параметров оптимальной модели летчика осуществлялся путем минимизации функционала (1.14). В ходе математического моделирования было выявлено, что дисперсия сигнала ошибки, коррелированная с вводимым летчиком шумом, растет при уменьшении жесткости, что не наблюдается в экспериментальных исследованиях. Для обеспечения соответствия результатов математического моделирования и экспериментальных исследований было предложено уровень моторного шума, вводимого летчиком, представить в виде выражения:

$$\rho_{h_0} = \frac{\rho_{h_{00}}}{F^x (\text{кг})}, \text{ где } \rho_{h_{00}} = 0.03 \quad (2.2)$$

Также было введено правило для выбора весового коэффициента при управлении q_u (2.3) минимизируемого функционала качества (1.14), для обеспечения соответствия значений дисперсии сигнала ошибки и расходов рычага управления, полученных экспериментально и при математическом моделировании.

$$q_u = 8 \cdot 10^{-5} (F^x)^2 \quad (2.3)$$

Введение кинестетической обратной связи в модифицированную оптимальную модель управляющих действий летчика (МОСМ МАИ), а также правило настройки весовых коэффициентов при управлении и шумовой составляющей в зависимости от жесткости рычага управления, позволило избавиться от необходимости подбора начальных значений весовых коэффициентов (рисунок 2.4), входящих в минимизируемый функционал (1.10), и от настройки начального уровня шумов для различных объектов управления.

WORK OF PILOT-VEHICLE SYSTEMS

ЗАДАНИЕ ОБЪЕКТА

new

ПАРАМЕТРЫ ОПТИМАЛЬНОЙ МОДЕЛИ

ширина спектра входного сигнала	0.5	моторный уровень шума	0.003
порядок входного сигнала	2	значение порога восприятия	0
дисперсия входного сигнала	4	значение порога восприятия по производной	0
постоянная времени нейромышечной системы	0.1	коэффициент разделения внимания	1
запаздывание летчика	0.2	коэффициент разделения внимания по производной	1
уровень шума наблюдения	0.01	ВЕСОВОЙ КОЭФ Qu	0.008
уровень шума наблюдения по производной	0.01	КШ	1
		собственная частота рычага	16.5
		коэффициент относительного демпфирования рычага	0.3

EXIT

ЧТЕНИЕ

ЗАГРУЗКА

СТАРТ ОПТИМИЗ.

Рисунок 2.4 – Информационный кадр запуска МОСМ МАІ с выбором весовых коэффициентов модели, параметров входного сигнала (1.35) и рычага управления (2.1)

Анализ результатов математического моделирования и их сравнение с результатами экспериментальных исследований показали, что при моделировании характеристик центрального рычага управления время запаздывания, вводимого летчиком составляет 0.2 с, постоянная времени нервномышечной системы $T_{нм} = 0.1$ с, при моделировании характеристик бокового рычага управления параметр $T_{нм} = 0.01$ с, запаздывание летчика составляет 0.12 с. Начальный уровень шума наблюдения и уровень шума наблюдения по производной, как при моделировании центрального, так и при моделировании бокового рычага управления принимается равными 0.01 ДБ.

Полученная модификация оптимальной модели летчика [54], с учтенной обратной связью по проприоцептивной информации, позволила

достигнуть хорошего соответствия результатов математического моделирования и экспериментальных исследований, как по точностным, так и по частотным характеристикам.

На рисунках 2.5-2.8 приведено сравнение интегральных и частотных характеристик, полученных путем математического моделирования, с использованием МОСМ МАИ и в экспериментальных исследованиях [17, 18] (процедура проведения экспериментов описана в Главе 3). В качестве объекта управления были выбраны динамические конфигурации из базы данных Have PIO [32] Одна из которых относится к первому уровню пилотажных характеристик (НР 2.1), другая к третьему (НР 5.10) (передаточные функции объектов управления приведены в Приложении А). Результаты сравнения приведены для оптимального значения жесткости рычага управления $F^x = 10 \text{ Н/см}$ для центрального рычага и $F^x = 20 \text{ Н/см}$ для боковой ручки управления, характеристики рычагов управления приведены в таблице 2.1. Разработанная модификация МОСМ МАИ показывает хорошее совпадение результатов на всем диапазоне частот по частотным характеристикам. Точностные характеристики, полученные при помощи разработанной модификации, с учтенной проприоцептивной обратной связью также показывают результаты близкие к результатам экспериментальных исследований

Таблица 2.1 – Характеристики рычагов управления

$F^x, \text{ Н/см}$	Центральный рычаг		Боковой рычаг	
	$\omega_{FS}, \text{ с}^{-1}$	ξ_{FS}	$\omega_{FS}, \text{ с}^{-1}$	ξ_{FS}
10	16.5	0.3	6.8	0.7
20	23.3	0.2	9.6	0.5

В главе 3 и Приложении А также приведены результаты сравнения математического моделирования, с использованием полученной модификации.

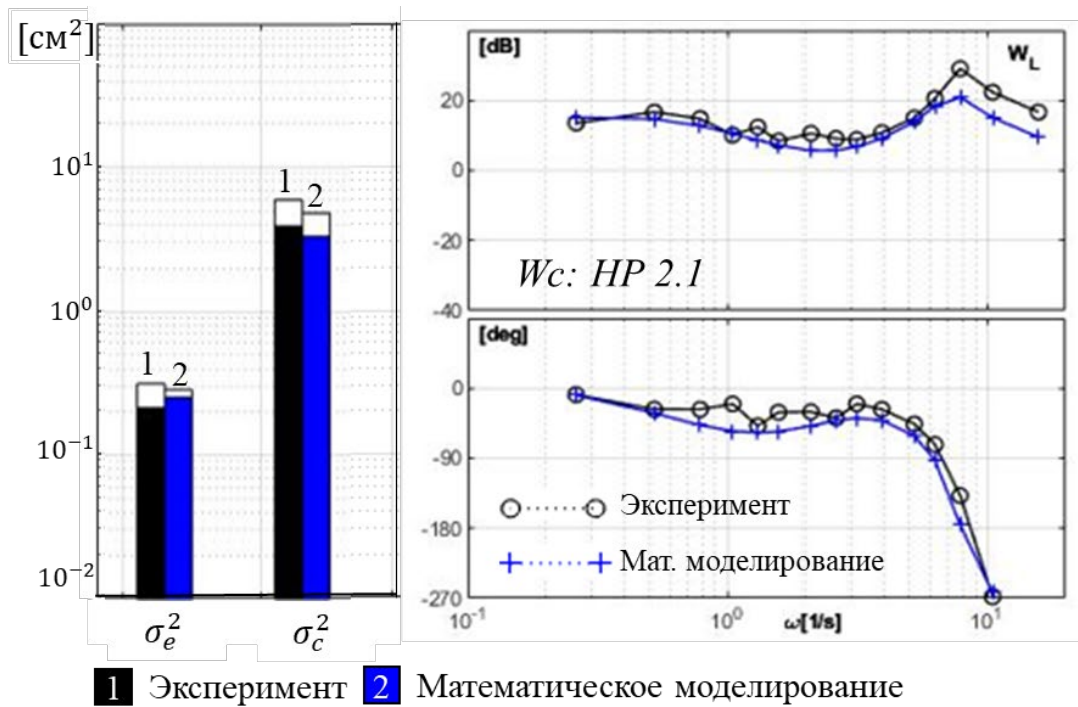


Рисунок 2.5 – Сравнение результатов математического моделирования и экспериментальных исследований для конфигурации HP 2.1, центральный рычаг управления типа DSC

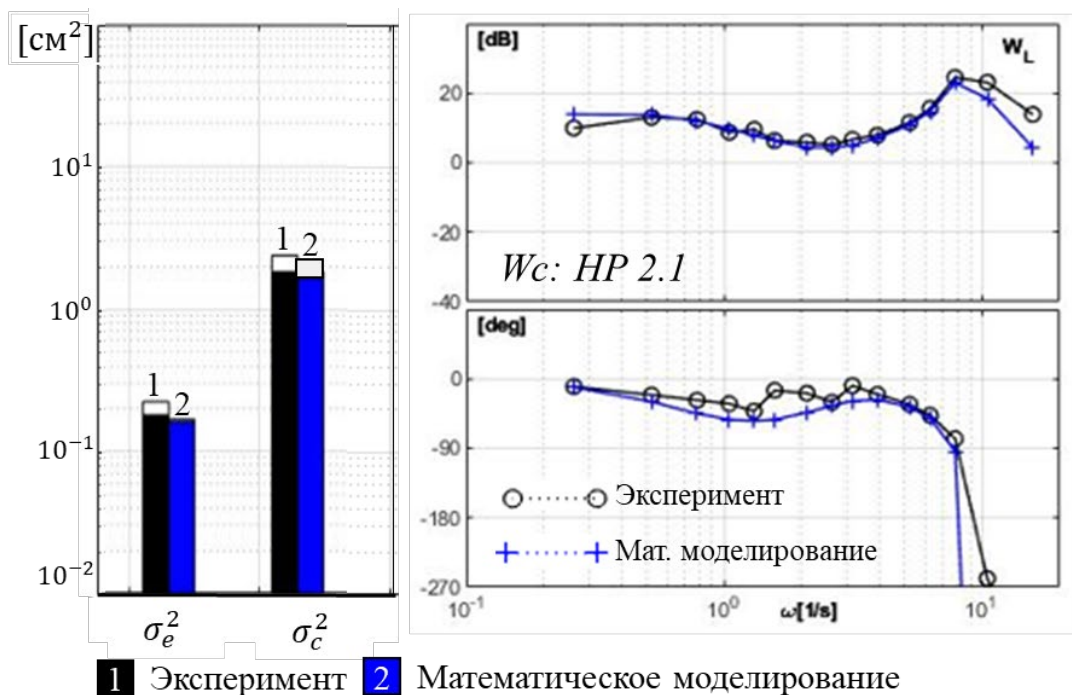


Рисунок 2.6 – Сравнение результатов математического моделирования и экспериментальных исследований для конфигурации HP 2.1, боковой рычаг управления типа DSC

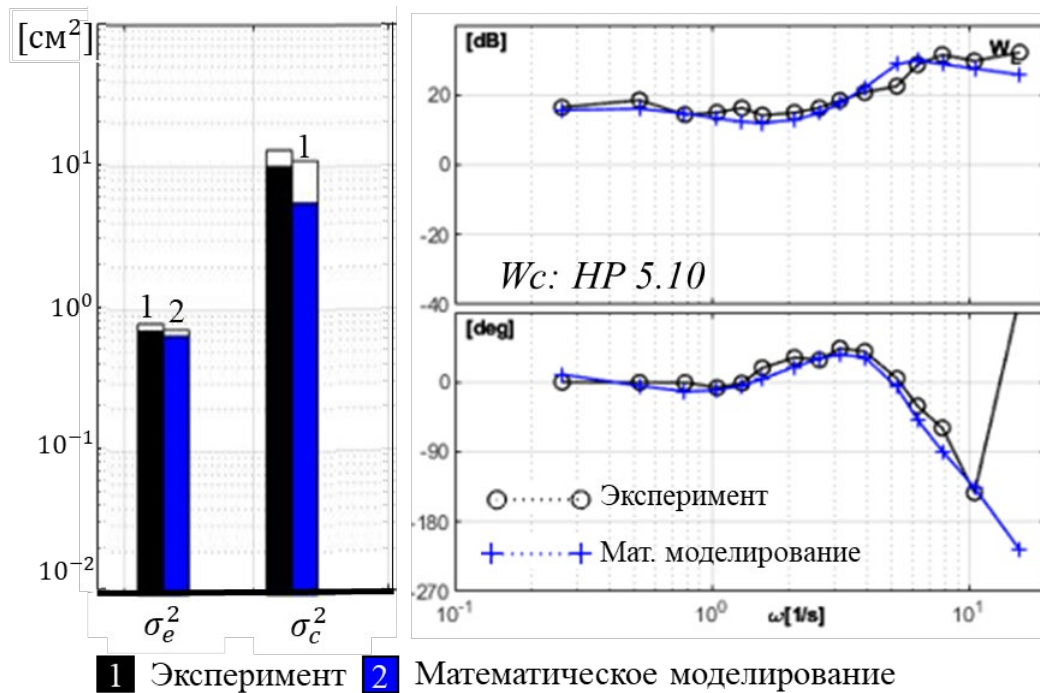


Рисунок 2.7 – Сравнение результатов математического моделирования и экспериментальных исследований для конфигурации HP 5.10, центральный рычаг управления типа DSC

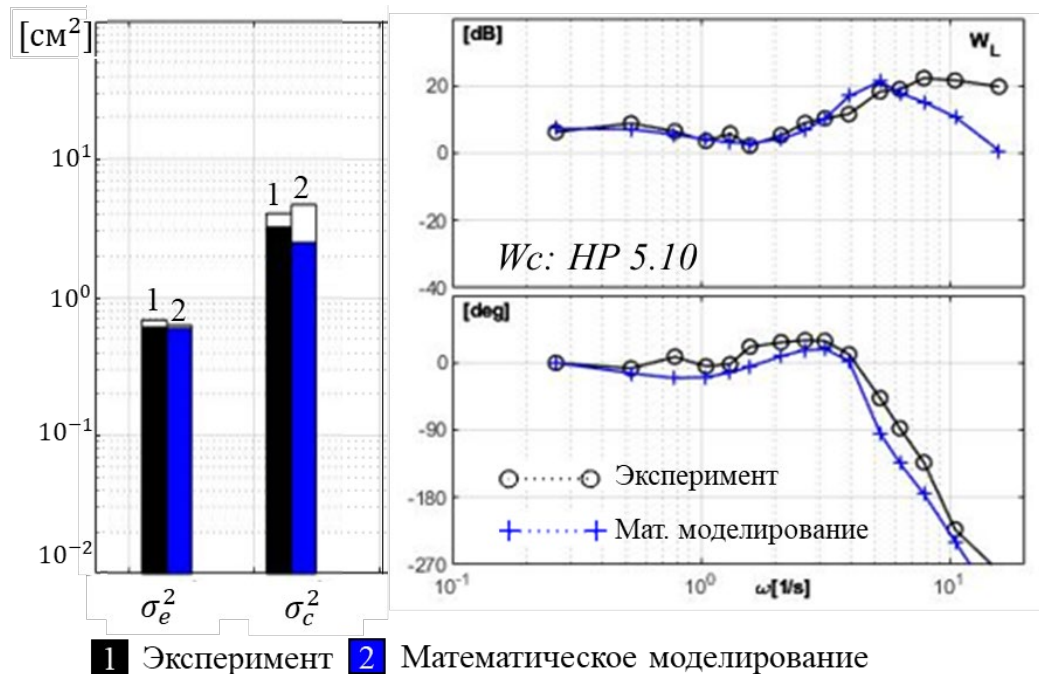


Рисунок 2.8 – Сравнение результатов математического моделирования и экспериментальных исследований для конфигурации HP 5.10, боковой рычаг управления типа DSC

2.2 Учет обратной связи по акселерационной информации в модифицированной оптимальной модели летчика (МОСМ МАІ)

Учет обратной связи, которая бы учитывала влияние акселерационной информации на характеристики управляющих действий летчика, а также на параметры системы самолет-летчик, потребовал проведения большого объема экспериментальных исследований на подвижном пилотажном стенде.

2.2.1 Экспериментальные исследования по выявлению закономерностей системы самолет-летчик на подвижном пилотажном стенде

В настоящей работе проведены экспериментальные исследования на подвижном пилотажном стенде с целью исследования влияния угловых ускорений, возникающих при вращении кабины пилотажного стенда в канале крена, при выполнении летчиком оператором задач стабилизации и отслеживания командного сигнала. Полученные результаты явились основой для модификации оптимального подхода к моделированию управляющих действий летчика для решения задач, в которых летчик помимо визуальной информации воспринимает акселерационную информацию об объекте управления.

Действующие на летчика угловые и линейные ускорения существенно и сложным образом влияют на деятельность летчика, его психофизиологическое состояние и процесс управления. Чувствительными элементами вестибулярного аппарата являются полукружные каналы и отолиты, расположенные во внутреннем отделе слухового аппарата [53]. Полукружные каналы реагируют на угловые ускорения, а отолиты – на линейные относительно инерциального пространства.

Экспериментальные исследования в настоящей работе выполнялись на подвижном пилотажном стенде МАИ (рисунок 2.9), с участием трех опытных и тренированных летчиков- операторов. Каждый из них выполнял две задачи ручного пилотирования - стабилизация угла крена и отслеживание угла крена для двух типов управляющих сигналов, поступающих в тракт управления. Один из них был пропорционален перемещению рычага управления (DSC), а второй пропорционален прикладываемым к рычагу усилиям (FSC). Для каждого набора переменных выполнялись эксперименты при неподвижной и подвижной кабине стенда.



Рисунок 2.9 – Подвижный пилотажный стенд МАИ

Для корректности настоящего исследования динамика механизма подвижности W_{mms} была учтена в моделируемой динамике объекта управления. Исходя из этого, передаточная функция объекта управления, исследуемого в настоящей работе, имеет следующий вид:

$$W_c = W'_c \cdot W_{mms} = W'_c \cdot \frac{1}{(0.07p + 1) \cdot (0.5p + 1)} \quad (2.4)$$

где $W_c = \frac{W'_c}{W_{mms}}$ – динамика объекта управления.

Схема проведения экспериментальных исследований на подвижном пилотажном стенде приведена на рисунке 2.10.

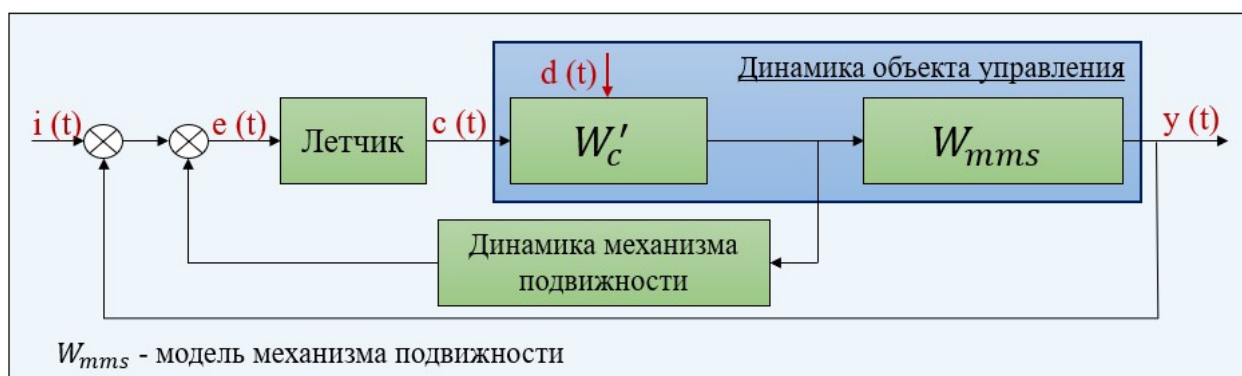


Рисунок 2.10 – Схема проведения эксперимента

Исследование влияния эффекта подвижности в задачах стабилизации и отслеживания командного сигнала проводились при действии эквивалентных по восприятию в визуальном канале спектров входного сигнала. Такая постановка задачи позволила исключить влияние характеристик входного сигнала на характеристики системы самолет-летчик и определить реакцию летчика на акселерационную информацию для этих задач в одинаковых условиях. Эквивалентность спектров входного сигнала в задачах стабилизации и слежения (по условиям восприятия их летчиком в визуальном канале) достигается соответствующим выбором характеристик командного сигнала $i(t)$ и сигнала возмущения $d(t)$, обеспечивающих одинаковые характеристики системы самолет-летчик для этих двух задач управления в неподвижном варианте. Это достигается путем выбора спектра входного сигнала следующим образом [4]:

$$S_{ii}(\omega) = S_{dd}(\omega) |W_c(j\omega)|^2 \quad (2.5).$$

В качестве объектов управления для проведения экспериментальных исследований были отобраны две динамические конфигурации из базы данных LATHOS [37]. Одна из которых L3-2 относится к первому уровню пилотажных характеристик, а вторая L2-T4 – к третьему уровню пилотажных характеристик. Их передаточные функции по углу крена описываются следующими выражениями:

$$\text{L3-2:} \quad \frac{\gamma}{X_\gamma} = \frac{1}{p^2 + 0.025p + 1} \cdot \frac{K_c}{0.25p + 1} \quad (2.6)$$

$$\text{L1-2T4: } \frac{\gamma}{X_s} = \frac{1}{p^2 + 0.025p + 1} \cdot \frac{K_C}{0.8p + 1} e^{-0.225p} \quad (2.7)$$

Результаты экспериментальных исследований были обработаны с использованием разработанного в МАИ программного обеспечения [55] основанного на универсальном методе коэффициентов Фурье, который подробно изложен в работах [56, 4]. Этот метод предполагает использование полигармонического сигнала

$$i(t) = \sum_k A_k \cos \omega_k t \quad (2.8)$$

где $\omega_k = k\omega_0$. Спектральная плотность такого сигнала определялась выражением $S_{ii} = \frac{K^2}{(\omega^2 + \omega_i^2)^2}$, дисперсия входного сигнала $\sigma_i^2 = 40 \text{ см}^2$, ширина спектра входного сигнала $\omega_i = 0.5 \text{ с}^{-1}$ для задачи отслеживания угла крена и $\omega_i = 10 \text{ с}^{-1}$ для задачи стабилизации угла крена; k – целое число, а $\omega_0 = \frac{2\pi}{T}$ (T – продолжительность эксперимента) позволяет путем предварительного измерения коэффициентов Фурье

$$\begin{aligned} a_k^{(\bullet)} &= \frac{2}{T} \int_0^T (\bullet) \cos \omega_k t dt \\ b_k^{(\bullet)} &= \frac{2}{T} \int_0^T (\bullet) \sin \omega_k t dt \end{aligned} \quad (2.9)$$

(где $(\bullet)$ – любой из измеряемых сигналов) определить с высокой точностью описывающую функцию оператора W_L , его шум $S_{n_e n_e}$ и все остальные характеристики системы самолет-летчик (см. рисунок 2.11). Информационный кадр результатов обработки экспериментальных исследований приведен на рисунке 2.12, где $|W_L|$ – логарифмическая амплитудная частотная характеристика (ЛАЧХ) летчика, φ_L – фазовая частотная характеристика (ФЧХ) летчика, $|W_{OL}|$ и φ_{OL} – ЛАЧХ и ФЧХ

разомкнутой системы, $|\Phi|$ и φ_{CL} – ЛАЧХ и ФЧХ замкнутой системы, σ_i^2 – дисперсия входного сигнала, σ_e^2 – дисперсия сигнала ошибки, σ_c^2 – дисперсия управляющего сигнала (дисперсия перемещения рычага σ_x^2 или дисперсия усилий $\bar{\sigma}_F^2$, отнесенная к жесткости рычага F^X), σ_g^2 – дисперсия угла тангажа (соответствует сигналу y на рисунке 2.8). В приложениях настоящей работы результаты экспериментов дополнены спектральными плотностями входного сигнала S_{ii} и ремнанты $S_{n_e n_e}$ и частотными характеристиками объекта управления $|W_c|$ и φ_c .

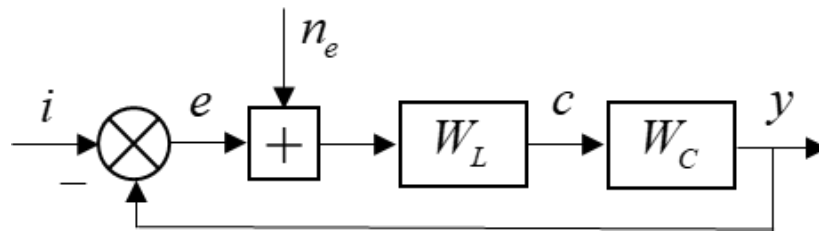


Рисунок 2.11 – Система самолет-летчик

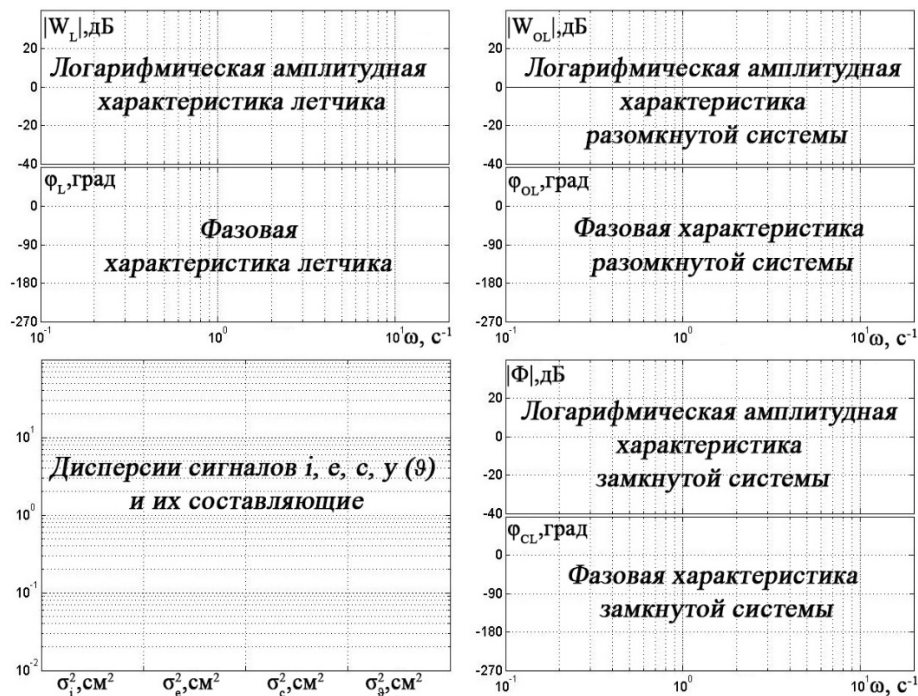


Рисунок 2.12 – информационный кадр представления обработки результатов экспериментальных исследований на пилотажном стенде

Результаты экспериментальных исследований показывают, что в задаче стабилизации угла крена восприятие летчиком-оператором угловых ускорений приводит к существенному изменению характеристик управляющих действий летчика и характеристик системы самолет-летчик по сравнению с результатами исследований, полученных на неподвижном пилотажном стенде. Из логарифмической амплитудно-фазовой частотной характеристики (ЛАФЧХ) летчика, полученной экспериментально (рисунок 2.13) видно, что в случае восприятия оператором акселерационной информации, происходит некоторое увеличение коэффициента усиления летчика в области средних частот и значительное уменьшение его фазового запаздывания. В этом случае летчик ощущает угловую скорость вращения - производную от визуально воспринимаемого сигнала, т.е. опережающую информацию. Активное использование дополнительной акселерационной информации и замыкание внутреннего контура по угловой скорости позволяет летчику реализовать значительное опережение в эквивалентной частотной характеристике в области средних и высоких частот. Также при активном использовании летчиком акселерационной информации в задаче стабилизации, дисперсия ошибки уменьшается в 2,5 раза (рисунок 2.14 а).

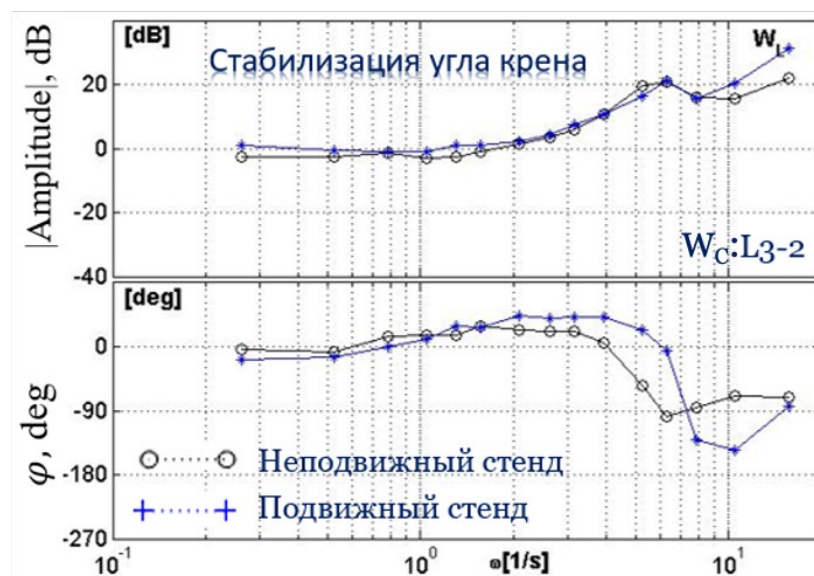


Рисунок 2.13 – ЛАФЧХ летчика, полученная экспериментально при подвижном и неподвижном пилотажном стенде в задаче стабилизации угла крена

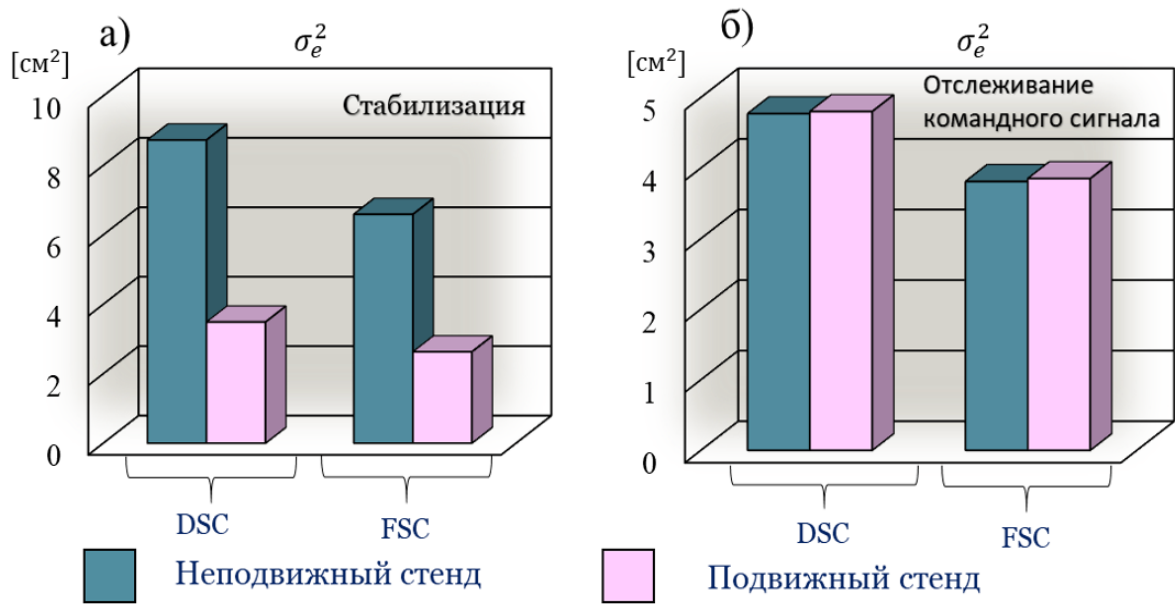


Рисунок 2.14 – Дисперсия ошибки выполнения а) задачи стабилизации угла крена б) задачи отслеживания

Иное влияние оказывает подвижность на характеристики системы самолет-летчик в процессе выполнения задачи отслеживания угла крена (рисунок 2.15). В этом случае восприятие летчиком вращения не приводит к изменению эквивалентной частотной характеристики летчика. Точность выполнения задачи отслеживания угла крена при подвижной кабине пилотажного стенда также остается практически неизменной (рисунок 2.14 б). Отсюда следует, что летчик при выполнении такой задачи не использует поступающую от полукружных каналов информацию так активно, как при выполнении задачи стабилизации угла крена.

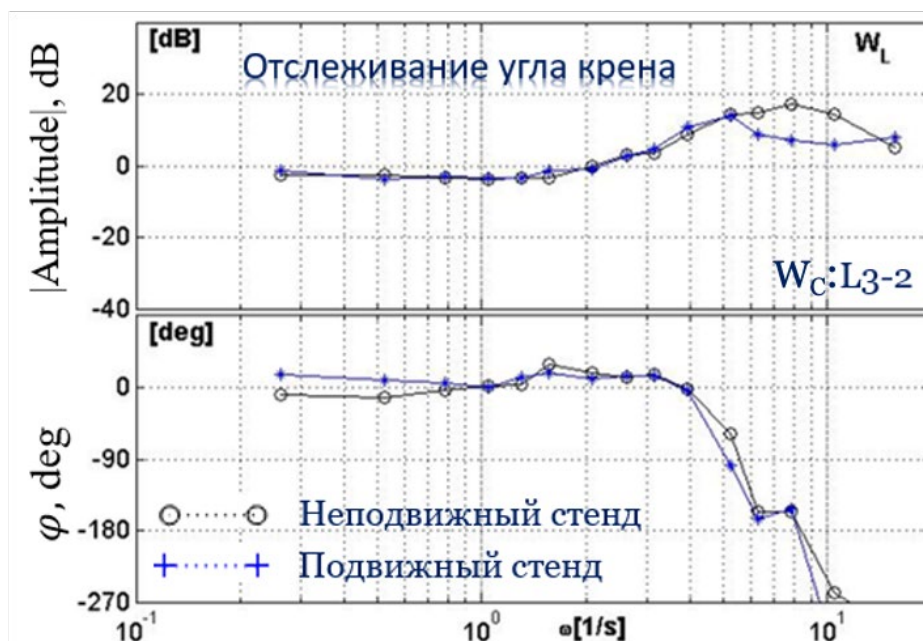


Рисунок 2.15 – ЛАФЧХ летчика, полученная экспериментально при подвижном и неподвижном пилотажном стенде в задаче отслеживания угла крена

Также в ходе исследований было получено, что при использовании рычага управления, формирующего управляющий сигнал в тракт управления пропорционально прикладываемым к нему усилиям (FSC), дисперсия ошибки слежения уменьшается примерно на 25 процентов, как в задаче стабилизации, так и в задаче компенсаторного слежения за углом крена (рисунок 2.14). Такие результаты получены как при подвижной, так и при неподвижной кабине пилотажного стенда. Результаты экспериментальных исследований в формате, представленном на рисунке 2.12 приведены в Приложении Б.

Также в работе было проведено исследование влияния акселерационной информации на характеристики системы самолет-летчик в различных условиях воспроизведения на пилотажном стенде информации. В экспериментах были рассмотрены следующие условия выполнения задачи пилотирования: первое – когда оператор воспринимал одновременно визуальную и акселерационную информацию, а также, когда летчик отслеживал только зрительную информацию или же воспринимал только

действующие на него в ходе эксперимента угловые ускорения. В ходе этих экспериментальных исследований летчик-оператор выполнял задачу стабилизации угла крена. Для проведения экспериментальных исследований использовались конфигурации, описанные в настоящем разделе выше (2.6-2.7).

Результаты исследований показали, что в экспериментах с объектом L3-2, относящимся к первому уровню пилотажных характеристик, оценка дисперсии ошибки в задаче стабилизации угла крена была минимальной в случае, когда летчик-оператор воспринимал только акселерационную информацию об объекте управления ($\sigma_e^2 = 5,4 \text{ см}^2$) или же одновременно визуальную и акселерационную информацию ($\sigma_e^2 = 5,5 \text{ см}^2$) (рисунок 2.16 а). Однако при управлении объектом L1-2Т4, принадлежащему третьему уровню пилотажных характеристик, минимум дисперсии сигнала ошибки был получен в случае одновременного восприятия оператором визуальной и акселерационной информации ($\sigma_e^2 = 12,2 \text{ см}^2$), что показано на рисунке 2.16 б.

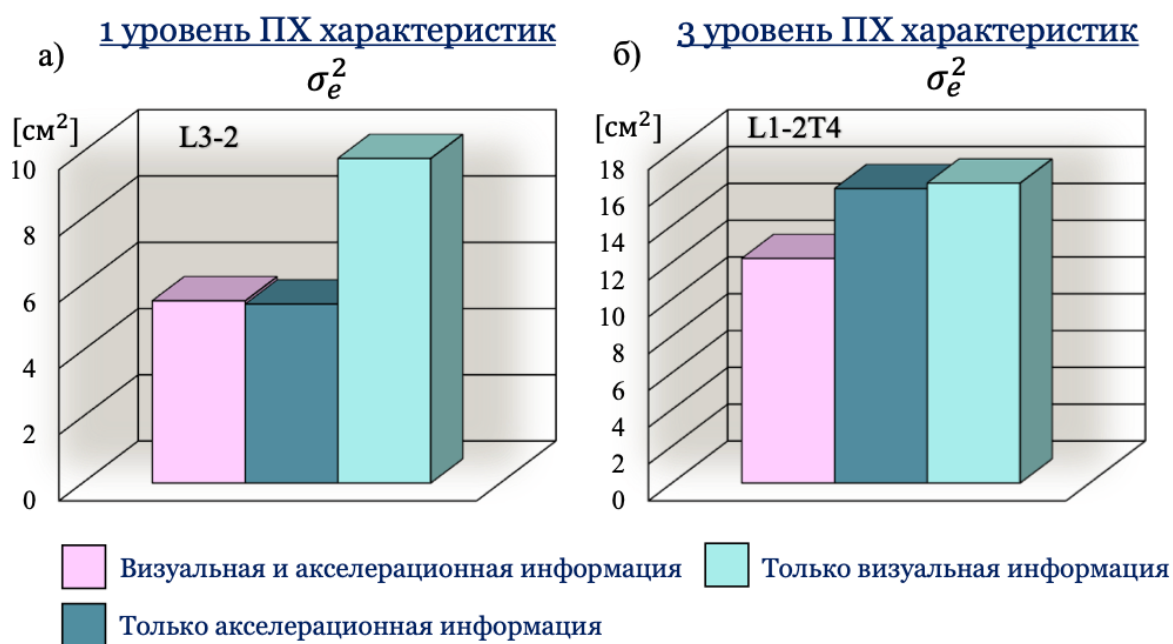


Рисунок 2.16 – Дисперсии сигнала ошибки, полученные в экспериментальных исследованиях а) объект L3-2, б) объект L1-2Т4

В случае восприятия оператором только визуальной информации, дисперсия сигнала ошибки, при выполнении задачи стабилизации угла крена, принимала максимальное значение, при рассмотрении обоих объектов управления (рисунок 2.16 а, б). При управлении конфигурацией первого уровня она больше в 1.7 раза по сравнению с одновременным восприятием от визуального и вестибулярного каналов. При управлении конфигурацией третьего уровня при аналогичном сравнении σ_e^2 больше в 1.3 раза.

На примере ЛАФЧХ летчика, полученной для объекта L1-2Т4, можно также судить о существенном уменьшении фазового запаздывания оператора при восприятии им акселерационной информации об объекте управления (рисунок 2.17).

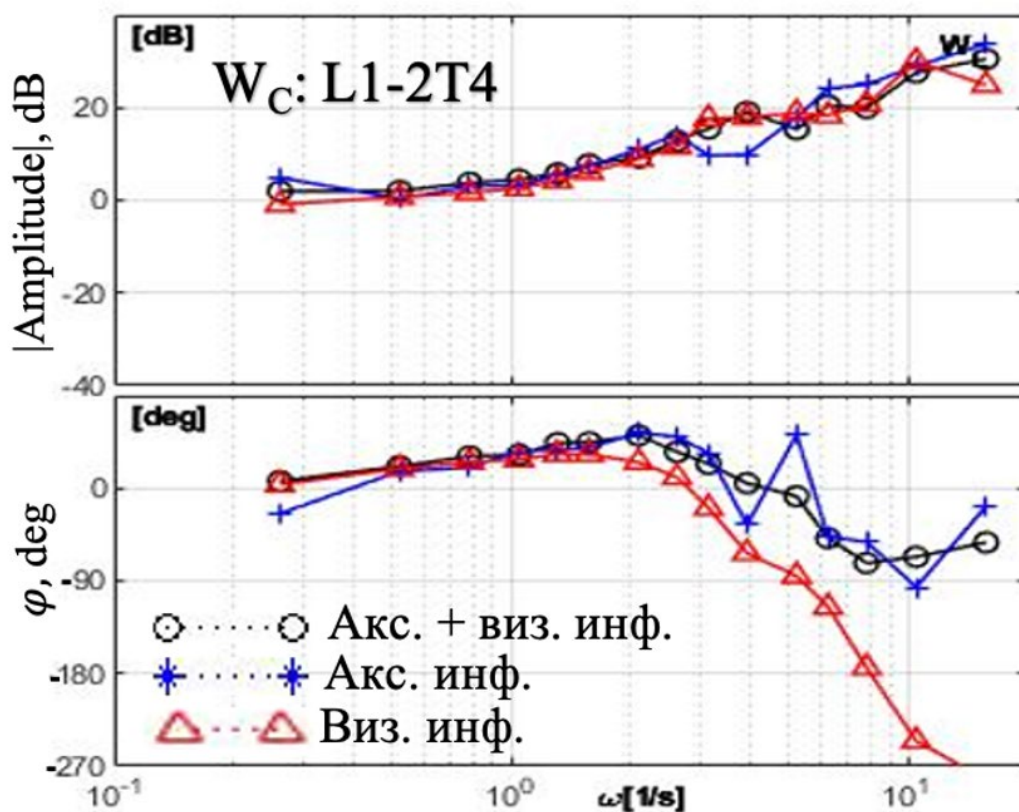


Рисунок 2.17 – ЛАФЧХ летчика в задаче стабилизации угла крена, полученная при разных условиях проведения экспериментальных исследований, конфигурация L1-2Т4

Исходя из полученных результатов экспериментальных исследований, можно сделать следующий вывод. Экспериментальные исследования задачи

стабилизации следует проводить на пилотажных стендах, оснащенных системой подвижности и учитывать влияние действующих на летчика боковых линейных и угловых ускорений. А математическое моделирование производить с использованием моделей, учитывающих обратную связь по акселерационной информации, вводимую летчиком при выполнении таких задач пилотирования.

2.2.2 Модификация модели управляющих действий, основанной на теории оптимальных систем, для решения задач с учетом акселерационной информации

Обратная связь по акселерационной информации в модифицированной модели управляющих действий летчика (МОСМ МАИ), базирующейся на теории оптимальных систем, была реализована путем введения дополнительных состояний в пространство состояний объекта управления, соответствующих выходным сигналам с полукружных каналов и отолитов воспринимающих, соответственно угловые и линейные ускорения. В экспериментальных исследованиях, выполненных в Разделе 2.2.1 настоящей работы, было исследовано влияние угловых ускорений, возникающих при вращении кабины пилотажного стенда в канале крена. Линейные ускорения, определяемые расстоянием между осью вращения и головой оператора, в силу его малости не учитывалась (рисунок 2.18). Таким образом, в дальнейшем при оценке влияния акселерационной информации на характеристики управляющих действий летчика была учтена только динамика полукружных каналов.

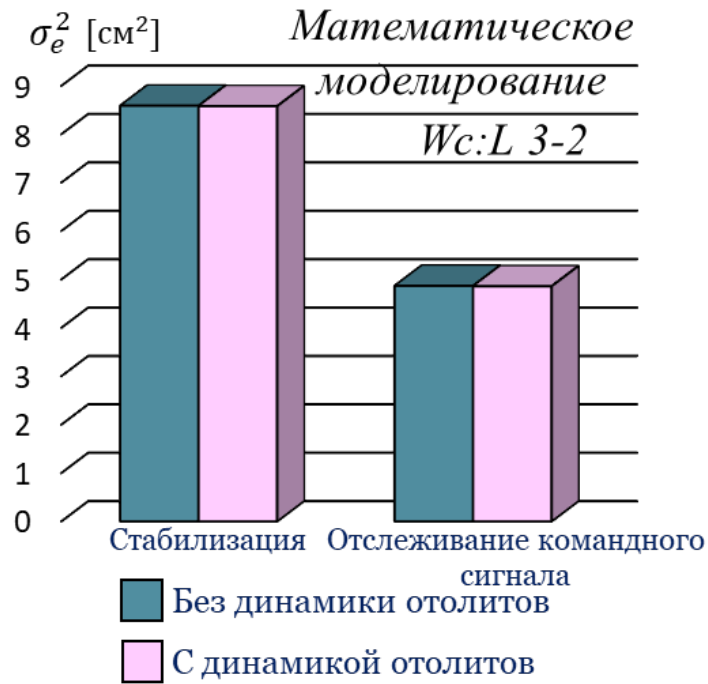


Рисунок 2.18 – Результаты математического моделирования с учетом динамики отолитов в МОСМ МАИ

На рисунке 2.19 представлена модель полукружных каналов [20, 53], включающая блок адаптации летчика к угловым ускорениям, которая была реализована в алгоритме МОСМ МАИ [52].

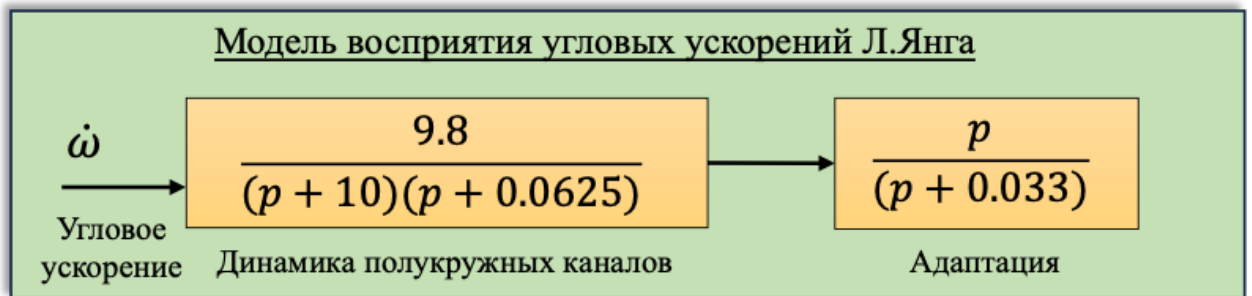


Рисунок 2.19 – Модель полукружных каналов

При проведении дальнейших исследований, выполненных путем математического моделирования системы самолет-летчик в Главе 3, по оценке влияния возникающих при вращении линейных ускорений и соответствующих перегрузок, в МОСМ МАИ также была введена модель восприятия линейных ускорений [21], представленная на рисунке 2.20.

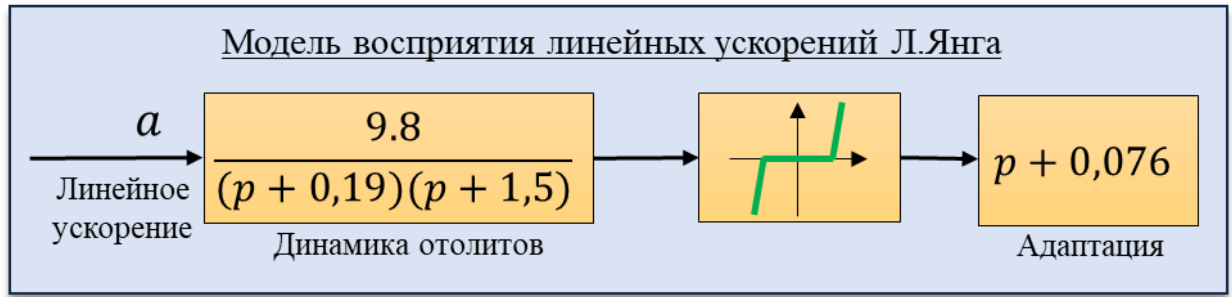


Рисунок 2.20 – Модель отолитов

Для оценки точности математического моделирования МОСМ МАИ были взяты результаты экспериментальных исследований, приведенные в Разделе 2.2.1. Сравнение показало, что полученная модификация оптимальной модели летчика с введенной обратной связью по акселерационной информации позволяет достигнуть хорошего совпадения результатов математического моделирования и экспериментальных исследований как по частотным (рисунок 2.21), так и по точностным характеристикам (рисунок 2.22).

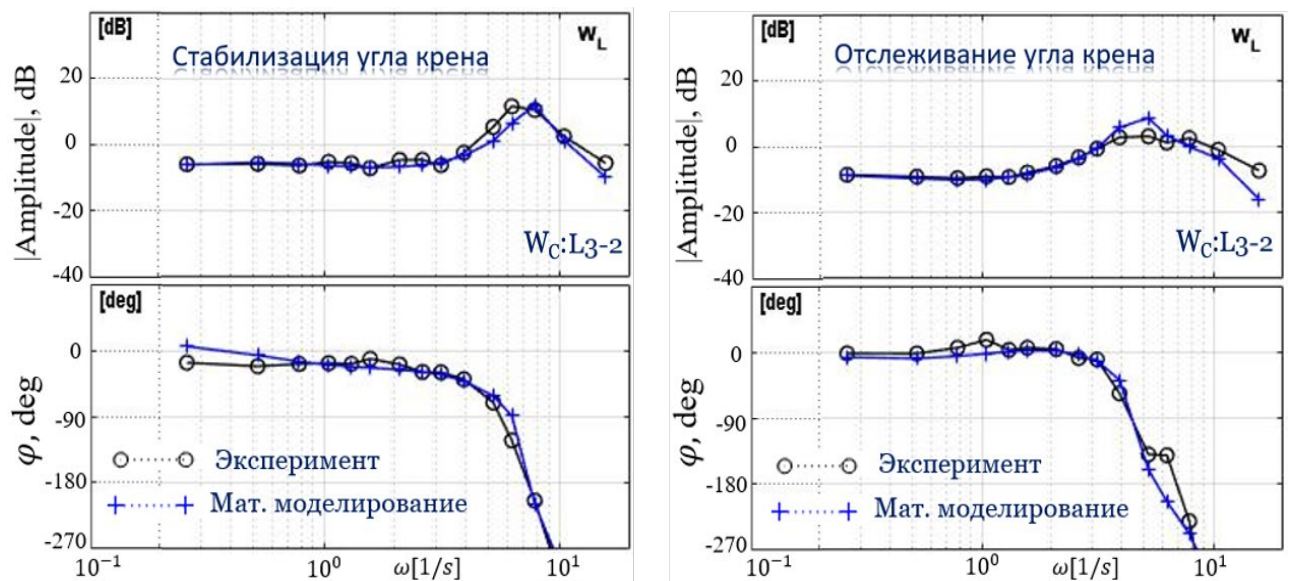


Рисунок 2.21 – Сравнение ЛАФЧХ летчика, полученных экспериментально и путем математического моделирования

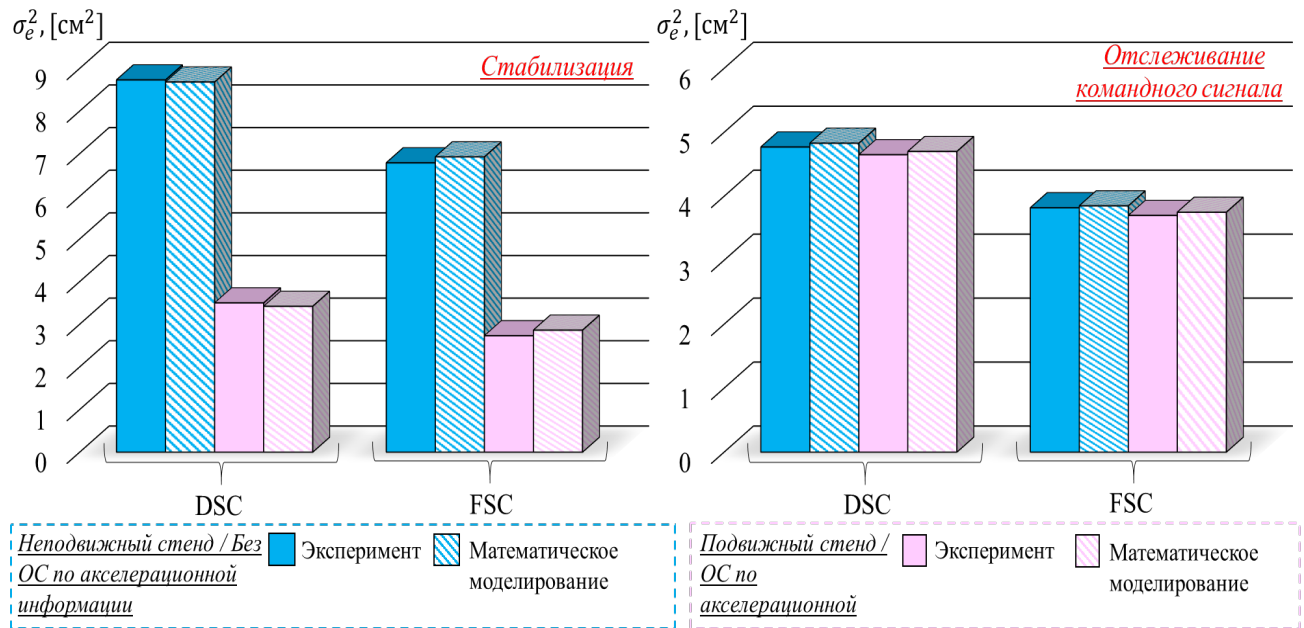


Рисунок 2.22 – Сравнение результатов математического моделирования и экспериментальных исследований по точностным характеристикам

Результаты метаматематического моделирования с использованием модели МОСМ МАІ, учитывающей акселерационную информацию, подтверждают результаты исследований, выполненных на пилотажном стенде, показав, что восприятие летчиком информации об угловых ускорениях улучшает точность выполнения задачи стабилизации угла крена в 2,5 раза, а в задаче отслеживания угла крена ошибка также остается практически неизменной. На рисунке 2.22 приведено сравнение точностных характеристик при управлении динамической конфигурацией L3-2. Результаты математического моделирования также подтверждают, что точность выполнения обеих задач улучшается, как и в экспериментальных исследованиях, на 25 процентов при использовании рычага типа FSC как при подвижной, так и при неподвижной кабине пилотажного стенда (рисунок 2.22).

ГЛАВА 3 Решение задач динамики и управления полетом с использованием МОСМ МАІ

Настоящая глава посвящена вопросу приложения разработанной в **Главе 1** и расширенной в **Главе 2** модификации оптимальной модели летчика МОСМ МАІ. Рассмотрены некоторые задачи динамики и управления полетом на этапе предварительного проектирования летательных аппаратов, которые могут быть решены с использования МОСМ МАІ [55]. Одной из поставленных задач в **настоящей Главе** была задача выбора характеристик и типа рычага управления при помощи аппарата математического моделирования на базе оптимального подхода. Также рассмотрены задачи модификации и разработки критериев оценки пилотажных характеристик. В **Главе 3** разработанная модификация была также применена для решения задачи синтеза закона управления механизмом подвижности пилотажного стенда и для задачи синтеза алгоритмов функционирования системы управления летательного аппарата.

3.1 Задача Выбора характеристик и типа рычага управления с использованием МОСМ МАІ

Рычаги управления являются элементами системы самолет-летчик, с помощью которых летчик передает командные сигналы к управляющим поверхностям. Методика выбора основных параметров рычага управления таких как жесткость и демпфирование, базирующаяся на математическом моделировании, предполагает вычисление спектральных, частотных и интегральных характеристик с использованием моделей характеристик управляющих действий летчика при различных комбинациях этих параметров и последующем выборе такого сочетания этих параметров, которое обеспечивает минимум дисперсии сигнала ошибки. При этом необходимо выполнить проверку того, чтобы выбранные значения

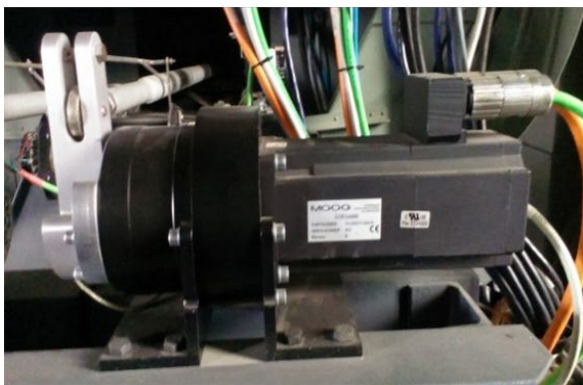
параметров рычага управления не приводили к ухудшению пилотажных характеристик.

Результаты математического моделирования в некоторых узловых точках необходимо проверить и/или уточнить путем проведения экспериментальных исследований на пилотажных стендах. Такие исследования должны проводиться при выполнении задач пилотирования, при которых в результате обработки определяется набор характеристик, соответствующий тем, которые вычисляются при математическом моделировании, а именно частотные характеристики, спектральные и интегральные характеристики. Описанные характеристики системы самолет-летчик измеряются путем использования универсального метода коэффициентов Фурье в результате обработки результатов эксперимента при выполнении задачи компенсаторного слежения (метод подробно изложен в Главе 2 настоящей работы в разделе 2.2.1).

Для рассмотрения возможности применения разработанной в настоящей работе МОСМ МАИ для решения задачи выбора характеристик и типа рычага управления были выполнены серии экспериментов на пилотажном стенде МАИ (изображен на рисунке 3.1), оснащенном системой моделирования усилий MOOG (рисунок 3.2 а), а также боковой ручкой (рисунок 3.2 б) и центральным рычагом управления (рисунок 3.2 в). Обработка результатов экспериментальных исследований, выполненных на стенде TL-39 была аналогична с процедурой, которая описана в Главе 2 в разделе 2.2.1 настоящей диссертационной работы.



Рисунок 3.1 – Пилотажный стенд TL-39, оснащенный системой MOOG



а)



б)



в)

Рисунок 3.2 – а) Система «MOOG» для моделирования усилий рычага управления б) центральный рычаг управления, б) боковой рычаг управления

В качестве объектов управления для проведения исследований были также отобраны динамические конфигурации из баз данных Have PIO [35] и LATHOS [37]. Для экспериментов в продольном канале управления (отслеживание угла тангажа) НР 2.1 (1 уровень пилотажных характеристик) и НР 5.10 (3 уровень пилотажных характеристик) (параметры передаточных функций приведены в Приложении А), и в боковом канале управления (задача отслеживания угла крена) L 3-2 (2.6) (1 уровень пилотажных характеристик) и L1-2Т4 (2.7) (3 уровень пилотажных характеристик).

Серии экспериментальных исследований были проведены при следующих значениях жёсткости рычага управления $F^X = 5 \text{ Н/см}; 10 \text{ Н/см}; 20 \text{ Н/см}; 30 \text{ Н/см}$. Параметры передаточной функции рычага управления (2.1), соответствующие этим значениям приведены в таблице 2.1. Исследования были выполнены для центрального и бокового рычага управления при формировании управляющего сигнала как пропорционально перемещению, так и пропорционально усилиям (т.е. для рычагов типа DSC и FSC).

Таблица 2.1 – Характеристики рычагов управления

$F^X, \text{Н/см}$	Центральный рычаг		Боковой рычаг	
	$\omega_{py}, \text{с}^{-1}$	ξ_{py}	$\omega_{py}, \text{с}^{-1}$	ξ_{py}
1	8.3	0.6	3.4	1.4
5	11.7	0.4	4.8	1
10	16.5	0.3	6.8	0.7
20	23.3	0.2	9.6	0.5
30	28.6	0.17	11.8	0.4

В экспериментальных исследованиях участвовали три опытных оператора, перед которыми ставилась задача точного отслеживания угла тангажа в продольном канале управления и угла крена в боковом канале управления. В экспериментах определялись частотные характеристики летчика $W_L(j\omega)$, а также оценки дисперсий сигнала ошибки σ_e^2 и ее составляющие: $\sigma_{e_i}^2$ – дисперсия сигнала e_i , коррелированная с входным сигналом $i(t)$ и дисперсией сигнала e_n коррелированного с ремнантой $n_e(t)$ [4]. Для каждого из набора переменных экспериментальных исследований было проведено математическое моделирование с использованием МОСМ МАІ, с введенной обратной связью по проприоцептивной информации.

Сравнение результатов показало соответствие частотных характеристик, получаемых при математическом моделировании с

использованием МОСМ МАІ и при проведении экспериментов на пилотажном стенде для всех вариантов конфигураций, рычагов управления и их жесткостей. Результаты, подтверждающие соответствие математического моделирования, результатам эксперимента приведены на рисунках 3.3–3.6, а также в приложении Б.

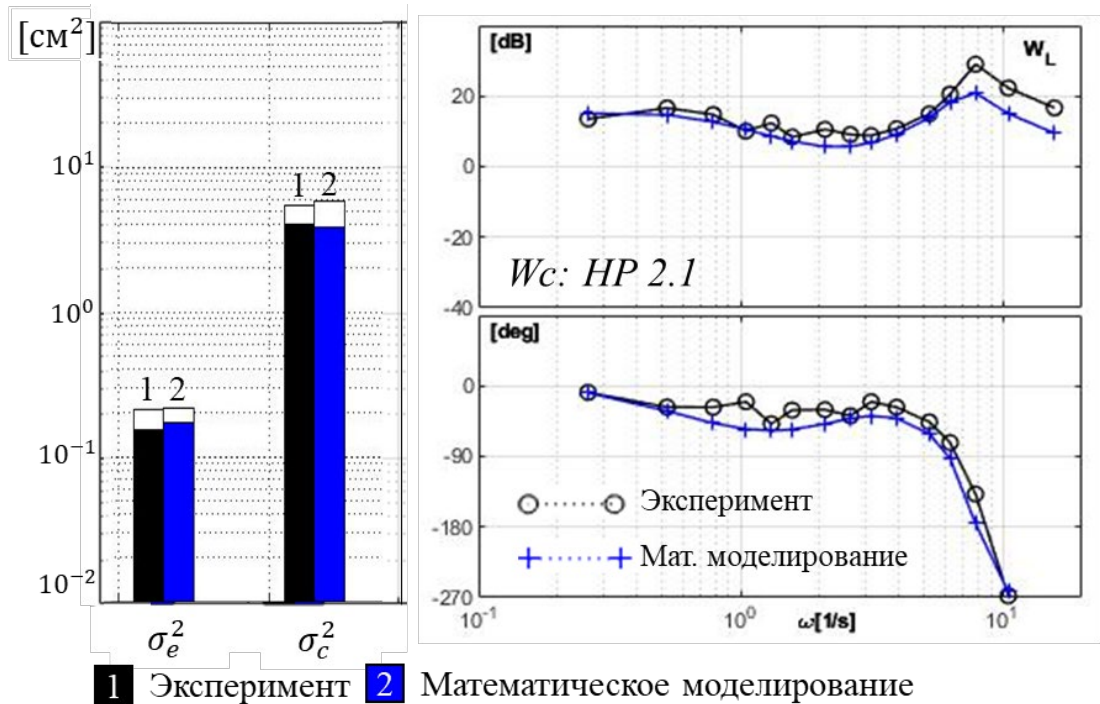


Рисунок. 3.3 Сравнение результатов математического моделирования и экспериментальных исследований при оптимальной жесткости для конфигурации НР 2.1, центральный рычаг управления типа FSC

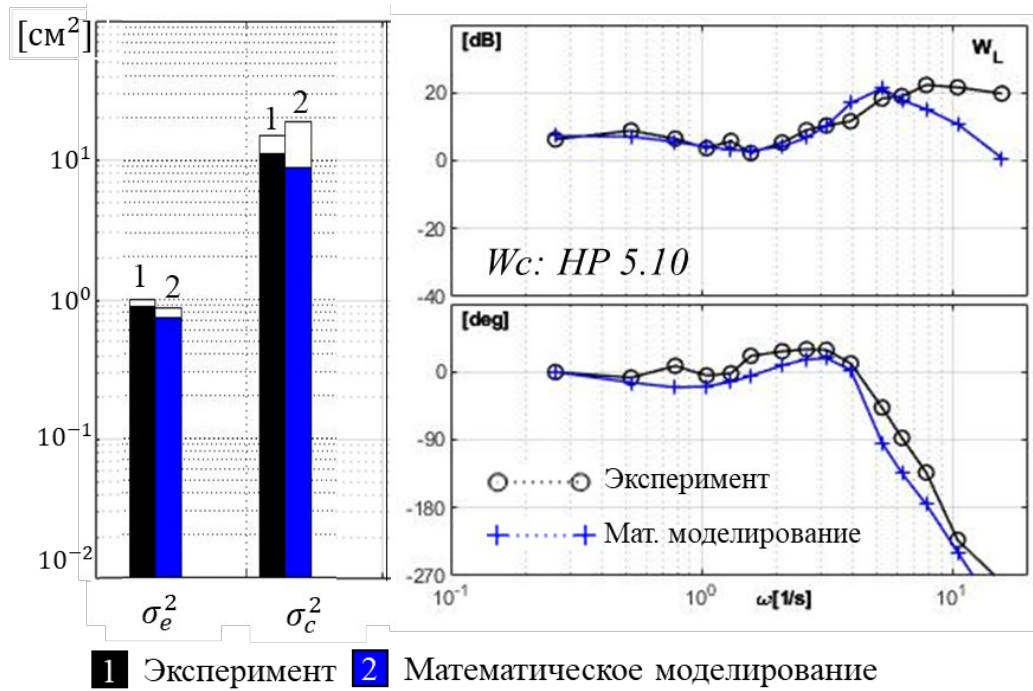


Рисунок. 3.4 Сравнение результатов математического моделирования и экспериментальных исследований при оптимальной жесткости для конфигурации HP 5.10, центральный рычаг управления типа FSC

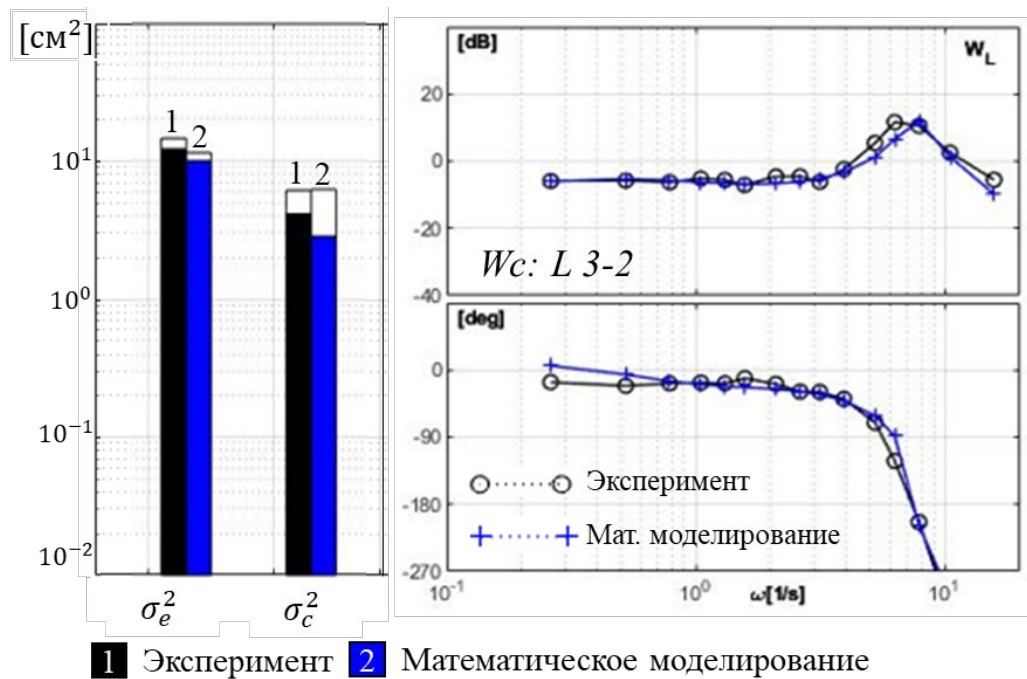


Рисунок. 3.5 Сравнение результатов математического моделирования и экспериментальных исследований при оптимальной жесткости для конфигурации L 3-2, центральный рычаг управления типа DSC

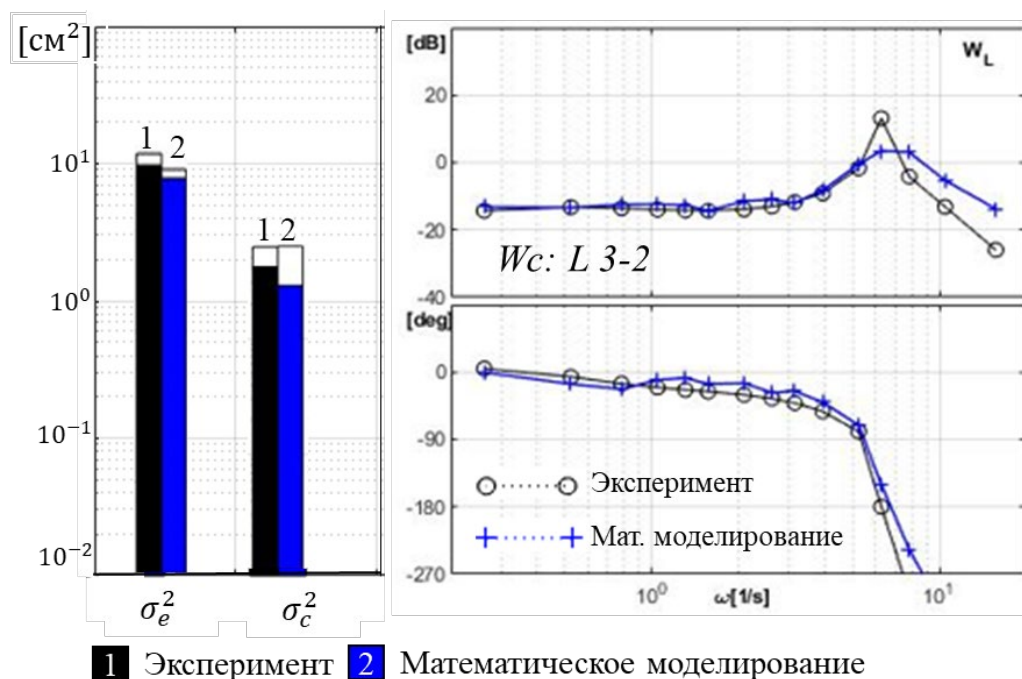


Рисунок 3.6 Сравнение результатов математического моделирования и экспериментальных исследований при оптимальной жесткости для конфигурации L 3-2, боковой рычаг управления типа DSC

Результаты сравнения также показали, что полученная модификация оптимальной модели летчика с учтенной обратной связью по проприоцептивной информации позволяет решить задачу выбора оптимальных значений жесткости и демпфирования путем математического моделирования. При математическом моделировании, как и по результатам экспериментальных исследований, наименьшее значение оценки дисперсии сигнала ошибки достигается при $F^X = 10 \text{ Н/см}$ в случае, когда моделируются характеристики центрального рычага управления и при $F^X = 20 \text{ Н/см}$ в случае моделирования характеристик бокового ручки управления как при использовании рычага типа DSC, так и FSC. Аналогично тем же результатам экспериментальных исследований наилучшая точность пилотирования достигается при минимальном демпфировании рычага. Значения σ_e^2 в окрестностях оптимальных значений F^X и $F^{\dot{X}}$, полученные

путем математического моделирования, близки к полученным значениям в сериях экспериментальных исследований.

В качестве примеров, подтверждающих эти выводы, на рисунках 3.7 и 3.8 приведены результаты влияния параметров F^X и $F^{\dot{X}}$, на дисперсию сигнала ошибки σ_e^2 для объекта НР 2.1 для бокового и центрального рычага управления.

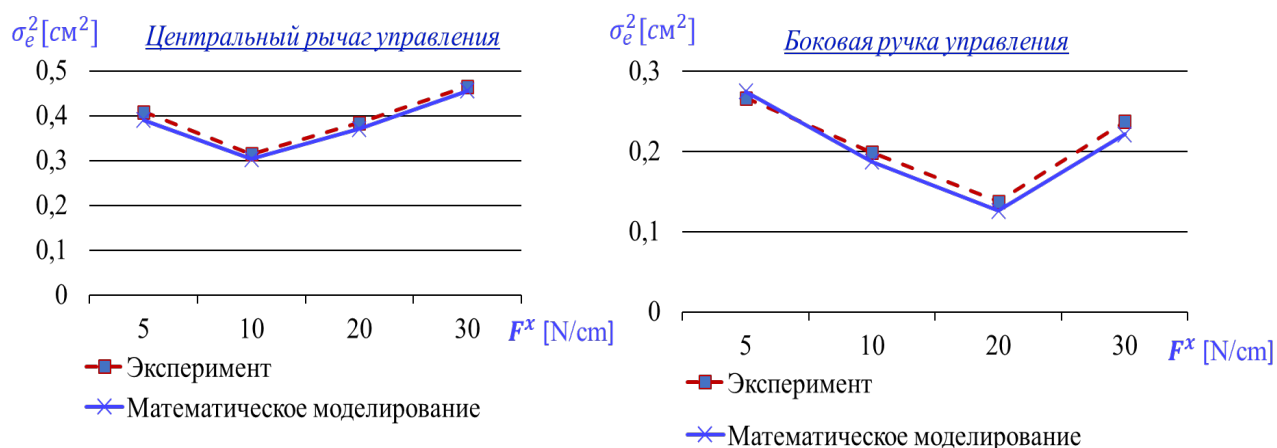


Рисунок 3.7 – Оптимальные значения жесткости, полученные экспериментально и при использовании МОСМ МАИ, объект управления НР 2.1

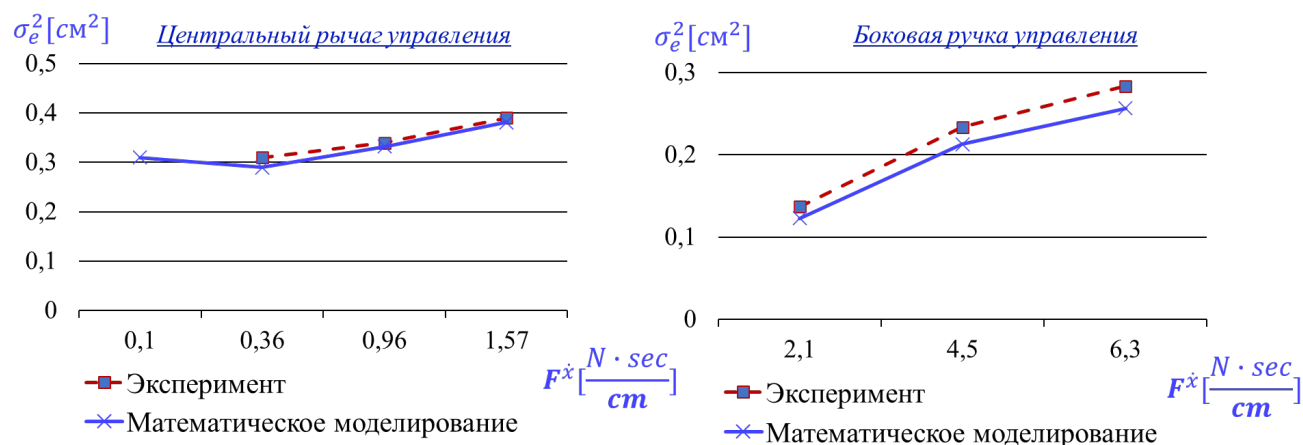


Рисунок 3.8 – Оптимальные значения демпфирования рычага, полученные экспериментально и при использовании МОСМ МАИ, объект управления НР 2.1

3.2 Задача разработки выбора критериев пилотажных характеристик с использованием МОСМ МАИ

Параметры системы управления выбираются с использованием критериев оценки пилотажных характеристик, которые нормируют параметры переходных процессов, частотных характеристик, а также параметры системы самолет-летчик. Задача разработки таких критериев является отдельной сложной задачей, решаемой как в ходе математического моделирования, так и обработки результатов летных испытаний. Чтобы решить такую задачу, необходимо выявить нормируемые параметры, которые позволят в наибольшей степени описать динамические свойства летательного аппарата, и установить к ним требования.

Во второй половине прошлого столетия были проведены серии летных экспериментов, позволившие создать базы данных динамических конфигураций (Neal-Smith [13], LANOS [13], Have PIO [13], LATHOS [19]) с опросными листами, где летчики давали субъективные оценки для каждого из объектов управления. С их помощью были получены новые альтернативные критерии, которые являются требованиями к обобщенным параметрам их эквивалентных частотных или временных характеристик [32, 4].

3.2.1 Модификация «Нового критерия МАИ»

В качестве одного из критериев, используемых для нормирования оценки пилотажных характеристик летательных аппаратов, выступает «Новый критерий МАИ» [21]. Этот критерий обладает достаточно высокими прогностическими свойствами. Во введении указывалось, что для 91,6% конфигураций, исследовавшихся путем математического моделирования с использованием модифицированной структурной модели летчика, «Новый Критерий МАИ» правильно предсказывал уровень ПХ. Кроме того, этот

критерий позволяет оценить влияние параметров рычага управления на уровень пилотажных характеристик. В настоящей работе была сделана попытка увеличить этот процент, с использованием модифицированной оптимальной модели летчика. С этой целью были отобраны те же 48 динамических конфигураций из трех баз данных динамических конфигураций (Have PIO – 11; LANOS – 11; Neal-Smith – 26), которые были исследованы при создании «Нового Критерия МАИ». Базы данных с оценками, полученными в летных экспериментах, а также с параметрами динамических конфигураций приведены в Приложении В.

Нормируемыми параметрами рассматриваемого критерия являются полоса пропускания замкнутой системы ω_{BW} , а также максимальная фазовая компенсация летчика (рисунок 3.9), которая определяется как максимальное фазовое отклонение полученной фазовой частотной характеристики летчика от фазовой характеристики полученной при управлении оптимальной динамикой [4]. «Новый критерий МАИ» предполагает вычисление нормируемых параметров экспериментально или путем математического моделирования с использованием модифицированной структурной модели характеристик управляющих действий летчика [17].

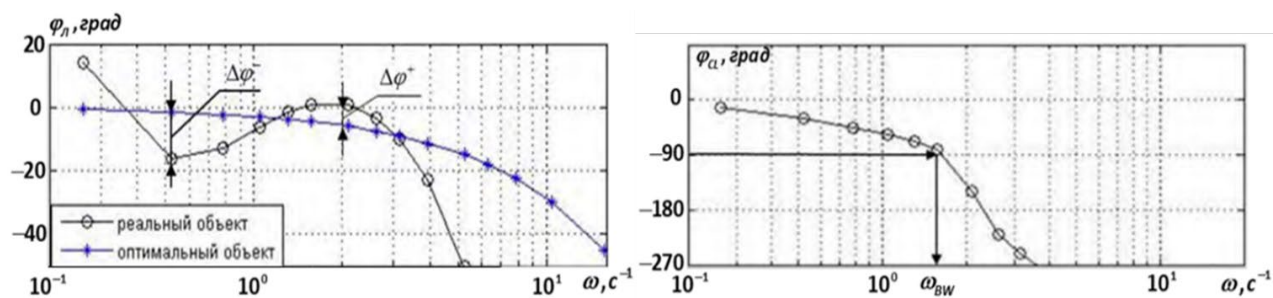


Рисунок 3.9 – Нормируемые параметры «Нового критерия МАИ»

В работе [18] для повышения корректности оценок, прогнозируемых с помощью критериев пилотажных характеристик, было предложено правило по выбору динамических конфигураций. Сводная таблица отобранных «наиболее достоверных» конфигураций приведена в Приложении В.

С помощью МОСМ МАИ были рассчитаны фигуративные точки для всех 48 отобранных конфигураций (таблица расчетных значений нормируемых

параметров приведена в Приложении В), а затем нанесены на старые границы критерия, полученные в ходе метаматематического моделирования при использовании модифицированной структурной модели управляющих действий летчика. Как видно из рисунка 3.10 процент «правильно» предсказанной оценки для исходной версии критерия от общего числа конфигураций составляет 93 процента (фигуративные точки вычислены с помощью МОСМ МАИ).



Рисунок 3.10 – Новый критерий МАИ (структурная модель)

Математическое моделирование с использованием оптимальной модели летчика позволило получить новые границы уровней ПХ для «Нового критерия МАИ». Такая модификация областей критерия, приведенная на рисунке 3.11, позволила получить «правильные» оценки пилотажных характеристик для 100% процентов отобранных конфигураций, фигуративные точки, которых были вычислены при помощи модифицированной оптимальной модели МОСМ МАИ.

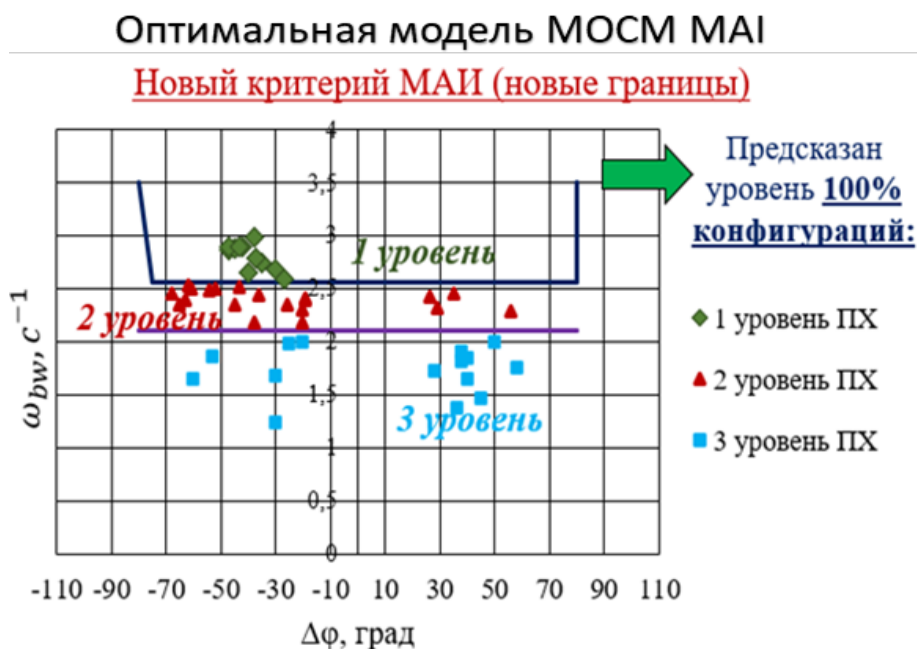


Рисунок 3.11 – Новый критерий МАИ (модифицированная оптимальная модель)

3.2.2 Критерий оценки ПХ, нормирующий параметры системы самолет-летчик в боковом канале и учитывающий влияние акселерационной информации

Несмотря на то, что в задаче отслеживания командного сигнала акселерационная информация оказывает слабое воздействие на характеристики управляющих действий летчика, ее влияние на оценку пилотажных свойств оказывается значительным. Это связано с тем, что в процессе компенсации сигнала ошибки слежения на летчика действует перегрузка, воспринимаемая отолитами. В боковом канале управления возникает боковая перегрузка $n_z = \frac{L}{g} \dot{\omega}_x$, где L – это вынос кабины летчика относительно центра масс, $\dot{\omega}_x$ – угловое ускорение кабины. То есть в структуре системы самолет-летчик образуется дополнительный к визуальному информационный вестибулярный контур, который можно рассмотреть, как обратную связь по акселерационной информации.

В настоящее время отсутствуют критерии оценок ПХ, где фигуративные точки рассчитываются путем математического моделирования, в задачах, когда летчик активно использует информацию об угловых ускорениях. В этой связи в настоящей работе была поставлена задача разработки критерия, который позволит предсказывать уровень ПХ (оценку ПХ) в боковом канале управления и будет учитывать влияние акселерационной информации на характеристики системы самолет-летчик.

На первом этапе решения было отобрано 22 динамических конфигурации из базы данных LATHOS [37] по правилу, предложенному ранее в МАИ [18] (перечень динамических конфигураций приведен в Приложении В). Из которых 4 конфигурации отнесены к первому уровню ПХ, 10 конфигураций отнесены ко второму уровню и 8 конфигураций – к третьему уровню ПХ.

Первым вариантом нормируемых параметров были выбраны эквивалентная постоянная времени крена $T_{\gamma \text{ экв}}$ и оценка среднеквадратического отклонения по боковой перегрузке σ_{n_z} . Было получено, что при таких выбранных нормирующих параметрах уровень ПХ сложно предсказать, используя показатель $T_{\gamma \text{ экв}}$ (рисунок 3.12), определяющий передаточную функцию объекта управления по углу крена $W_c = \frac{\gamma(p)}{\delta_\alpha(p)} = \frac{K_c}{p(T_{\gamma}p+1)}$, потому что корреляция между этими параметрами слабо прослеживается (рисунок 3.11). Однако, параметр σ_{n_z} вычисленный путем математического моделирования с использованием МОСМ МАИ демонстрирует хорошую корреляцию между уровнями ПХ, что указывает на важность учета акселерационной информации при прогнозе оценки в боковом канале управления.

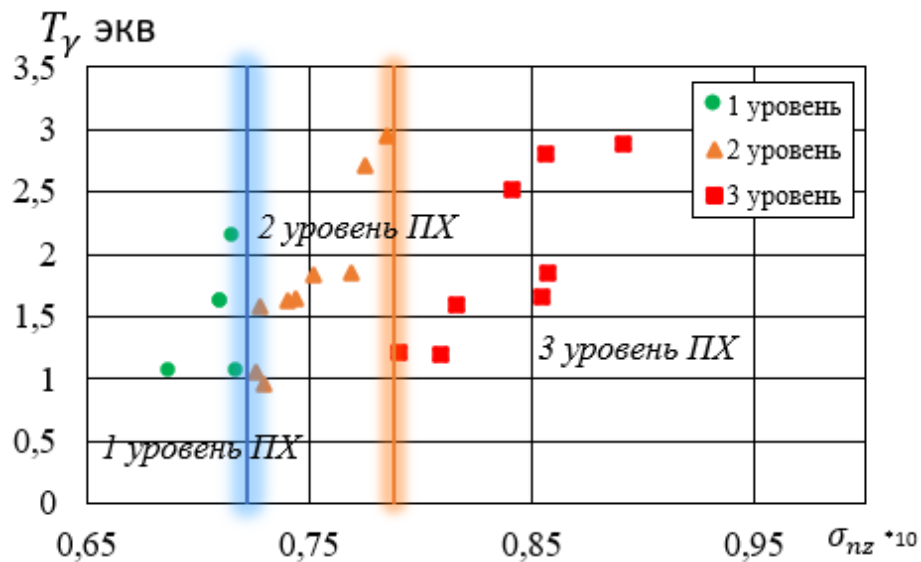


Рисунок 3.12 – Разрабатываемый критерий с первым набором нормируемых параметров

В связи с этим было предложено найти зависимость между оценкой летчика, полученной в летном эксперименте $PR_{\text{эксп}}$ и среднеквадратическим отклонением по боковой перегрузке σ_{nz} (рисунок 3.13), а также зависимость $PR_{\text{эксп}}$ от оценки среднеквадратического отклонения ошибки слежения σ_e (рисунок 3.14) (значения оценок дисперсий σ_{nz} и σ_e рассчитанные с использованием МОСМ МАІ приведены в Приложении В).

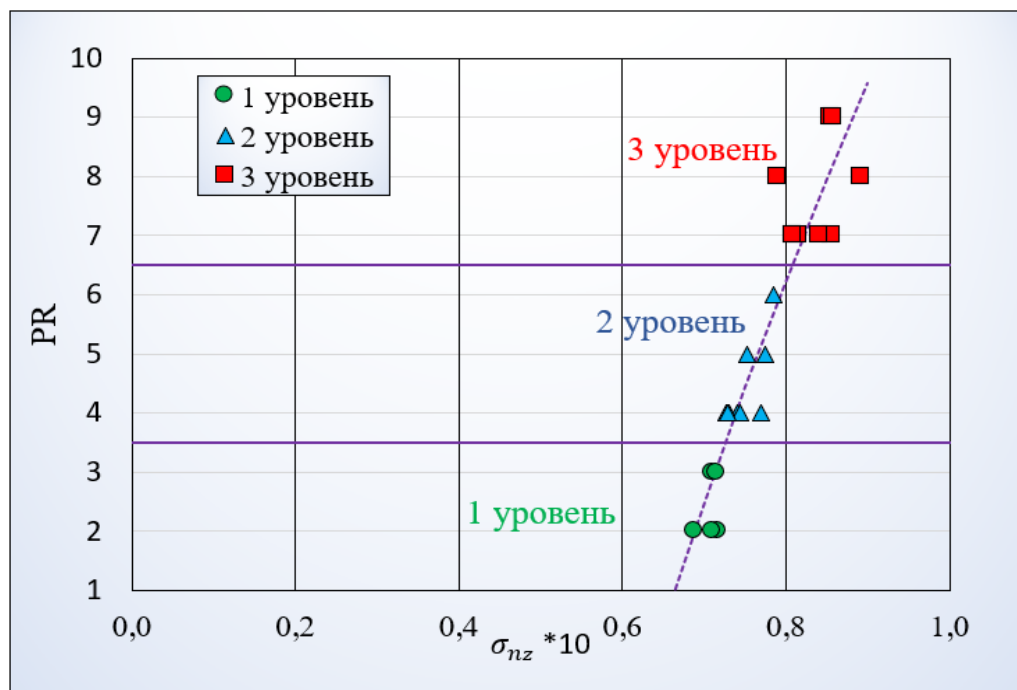


Рисунок 3.13 – Зависимость $PR_{\text{эксп}}$ от σ_{nz}

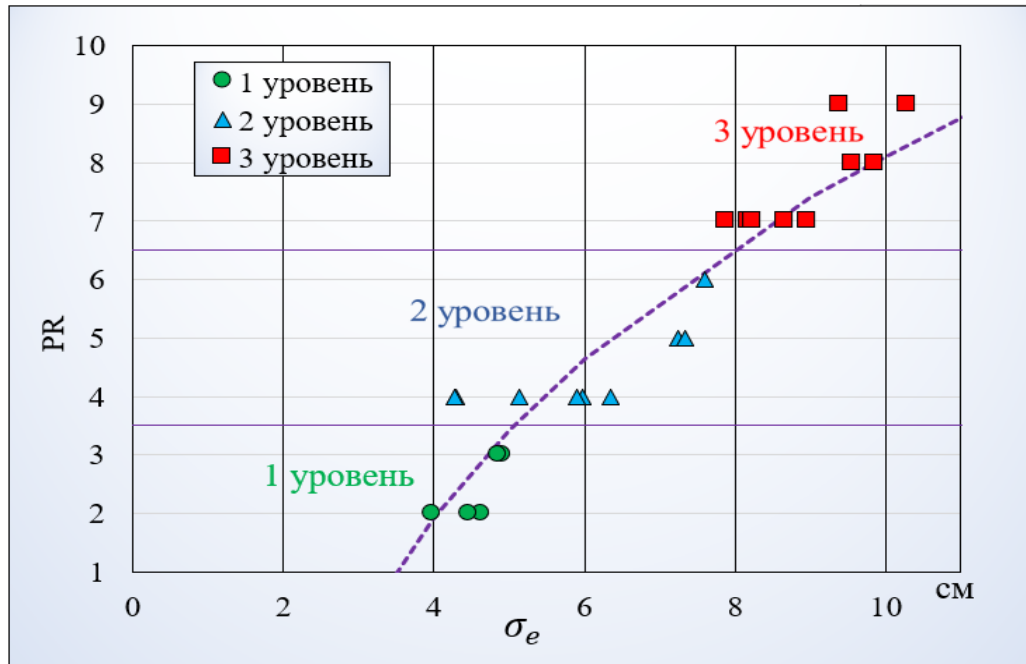


Рисунок 3.14 – Зависимость $PR_{\text{эксп}}$ от σ_e

Для прогнозирования значений оценки летчика PR необходимо располагать расчетными зависимостями, которые связывают оценку с выбранным параметром пилотажных характеристик летательного аппарата. Аппроксимируя полученные зависимости, были найдены выражения для нахождения оценки, связанной с восприятием вестибулярной информации (вестибулярная оценка) $PR_{\text{ВЕСТ}}$ (6.1), а также для нахождения оценки летчика, при выполнении задачи слежения, в которой летчик визуально воспринимает сигнал ошибки (визуальная оценка) $PR_{\text{ВИЗ}}$ (6.2).

Расчетную оценку пилотажных характеристик $PR_{\text{расч}}$ было предложено находить, как максимальную из визуальной и вестибулярной расчетных оценок (6.3). Такое правило было взято из исследований, проводившихся в МАИ на подвижном пилотажном стенде [4]. Участвующие в работе летчики–испытатели отдельно оценивали пилотажные характеристики по каналам восприятия ими визуальной и вестибулярной информации. Оценка летчика воздействия перегрузки $PR_{\text{ВЕСТ}}$ с уменьшением инерционности самолета (при уменьшении T_γ) возрастает, т.е. имеет место обратная зависимость между $PR_{\text{ВЕСТ}}$ и T_γ по сравнению с зависимостью $PR_{\text{ВИЗ}}$

от T_γ . Летчиками выбирались значения суммарной оценки PR , как максимальное значение из оценок $PR_{\text{ВИЗ}}$ и $PR_{\text{ВЕСТ}}$.

$$PR_{\text{ВЕСТ}} = 12,539 + 28,181 \ln(\sigma_{nz}); \quad R^2 = 0.8718 \quad (6.1)$$

$$PR_{\text{ВИЗ}} = -7,529 + 6,7566 \ln(\sigma_e); \quad R^2 = 0.8792 \quad (6.2)$$

$$PR_{\text{РАСЧ}} = \max(PR_{\text{ВЕСТ}}, PR_{\text{ВИЗ}}) \quad (6.3)$$

где R^2 - коэффициент достоверности полученных зависимостей.

Следующим этапом был произведен расчет оценок ПХ по полученным выражениям для всех 22 отобранных конфигураций (см. таблицу 3.2). Также была построена зависимость всех найденных расчетных оценок от оценок, предоставленных в летных экспериментах $PR_{\text{ЭКСП}}$, которая представлена на рисунке 3.15.

Таблица 3.2 –Оценки, рассчитанные по предложенным выражениям.

Конфигурация	$PR_{\text{ЭКСП}}$	Уровень ПХ	$PR_{\text{ВИЗ}}$	$PR_{\text{ВЕСТ}}$	$PR_{\text{РАСЧ}}$
L3-2	2	1	1.9	3.2	3.2
L2-4	2	1	2.9	2.9	2.9
L2-4F2	3	1	3.2	3.1	3.2
L3-3	2	1	2.6	2.0	2.6
L2-2	4	2	2.4	4.1	4.1
L2-3F1	5	2	5.9	4.5	5.9
L2-4F1	4	2	3.6	5.1	5.1
L3-4	4	2	4.6	3.5	4.6
L5-3	4	2	2.4	3.7	3.7
L1-3T0F7	5	2	6.0	5.4	6
L2-3T2	4	2	4.5	4.2	4.5
L2-3F3	6	2	6.2	5.7	6.2
L2-3T2F7	4	2	5.0	3.6	5
L1-2	7	3	6.7	8.2	8.2
L2-2T4	9	3	8.3	8.1	8.3
L2-4T2	7	3	7.1	6.6	7.1
L2-4T2F1	9	3	7.7	8.2	8.2
L3-3F3	7	3	6.5	6.8	6.8
L3-4F4	8	3	7.8	9.3	9.3
L3-4T2F1	8	3	8.0	5.9	8
L5-2T1F1	7	3	7.4	6.6	7.4
L3-3F5	7	3	6.8	7.7	7.7

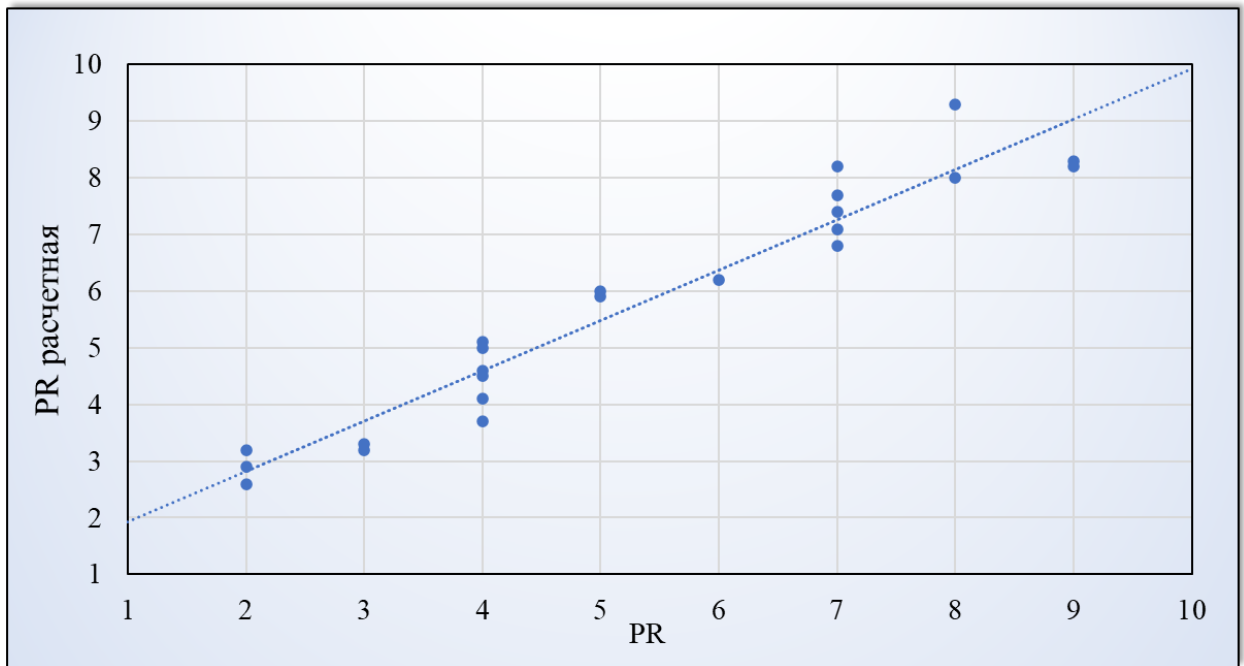


Рисунок 3.15 – Зависимость $PR_{\text{расч}}$ от $PR_{\text{эксп}}$

Результаты сравнения демонстрируют, что все расчетные оценки ПХ ($PR_{\text{расч}}$) соответствуют уровням конфигураций и оценкам, полученным в летном эксперименте ($PR_{\text{эксп}}$). Коэффициент достоверности полученной зависимости равен $R^2 = 0,93$, а искомая расчетная оценка следующим образом зависит от $PR_{\text{эксп}}$, полученной в летном эксперименте:

$$PR_{\text{расч}} = 0,89PR + 1,0331 \quad (6.4)$$

Таким образом предложенный критерий позволяет с максимальной вероятностью предсказывать уровень ПХ исследуемых конфигураций в боковом канале управления при учете действующих на летчика угловых ускорений.

3.3 Задача синтеза фильтра возврата подвижного пилотажного стенда с использованием МОСМ МАІ

Система подвижности пилотажного стенда является с точки зрения системы самолет-летчик акселерационным дисплеем, характеристики которого, как и любого другого элемента этой системы, оказывают влияние

на ее характеристики. В связи с этим при проведении исследований и моделирования на подвижных пилотажных стендах необходимо правильно учитывать возможности системы подвижности по отображению акселерационной информации, чтобы исключить ее некорректное влияние на получаемые в экспериментальных исследованиях характеристики.

Исполнительные устройства, перемещающие кабину пилотажного стенда, обладают определенной инерционностью, что приводит к рассогласованию между зрительной и акселерационной информацией, которую воспринимает и корректирует летчик-оператор, а следовательно, к искажению как субъективных ощущений, так и измеряемых характеристик системы самолет-летчик. Поэтому к приводам таких пилотажных стендов предъявляются достаточно жесткие требования, а именно, инерционное запаздывание механизма подвижности не должно превышать 0.1 с.

При использовании оборудования с худшими характеристиками приводов исследование должно проводиться путем компенсации динамического запаздывания механизма подвижности как это показано в разделе 2.2.1. Кроме того, ввиду ограниченности ходов цилиндров системы подвижности, как правило вводят дополнительные фильтры возврата. Один из вариантов таких фильтров имеет вид:

$$W_f = \frac{T_p}{(T_p + 1)}.$$

Результаты экспериментальных исследований задач точного управления в канале крена на подвижном стенде «TL-21 МАИ» с ограниченным числом степеней свободы (отсутствует боковое перемещение), приведенные в разделе. 2.2.2, показали, что в задаче отслеживания командного сигнала наблюдается неправильная реакция летчика в области низких частот (рисунок 2.12). Смещение фазовой характеристики летчика в положительную область (опережение в области низких частот) определяется его реакцией на угловое положение кабины через ощущение боковой

проекции силы тяжести, что отсутствует в реальном полете. В задаче стабилизации такого явления не наблюдается. В этой связи необходимо введение фильтра возврата, который бы устранил реакцию летчика на угловое отклонение кабины в области низких частот в задаче отслеживания и не искажал бы его действия при выполнении задачи стабилизации.

Основная задача фильтра возврата удерживать кабину пилотажного стенда в пределах ее рабочих ходов, создавая при этом у летчика оператора реалистичные ощущения. Применение фильтра позволяет вырезать низкочастотные составляющие в спектре сигнала управляющего подвижностью и изменить реакцию летчика в области низких частот. Синтез таких фильтров сводится к выбору постоянной времени T таким образом, чтобы нужное изменение характеристик летчика в задаче слежения не приводило бы к изменениям его характеристик в задаче стабилизации.

В настоящей работе выбор постоянной времени осуществлялся путем математического моделирования системы самолет-летчик с использованием модифицированной оптимальной модели (МОСМ МАИ), учитывающей образованную летчиком обратную связь по акселерационной информации. В ходе настоящего исследования сравнивались вычисленные оценки дисперсий ошибок угла крена, а также эквивалентные частотные характеристики летчика.

Исходя из результатов математического моделирования и анализа точностных и частотных характеристик системы самолет-летчик, было получено, что наилучшее значение постоянной времени фильтра возврата $T = 1$ с (рисунок 3.16). Выбранное значение постоянной времени фильтра возврата устраняет реакцию летчика на угловое положение кабины (рисунок 3.17) в задаче слежения, при этом не сказываясь на изменении частотных и интегральных характеристик в задаче стабилизации, что подтверждается рисунком 3.18. Результаты математического моделирования подтверждаются результатами экспериментальных исследований.

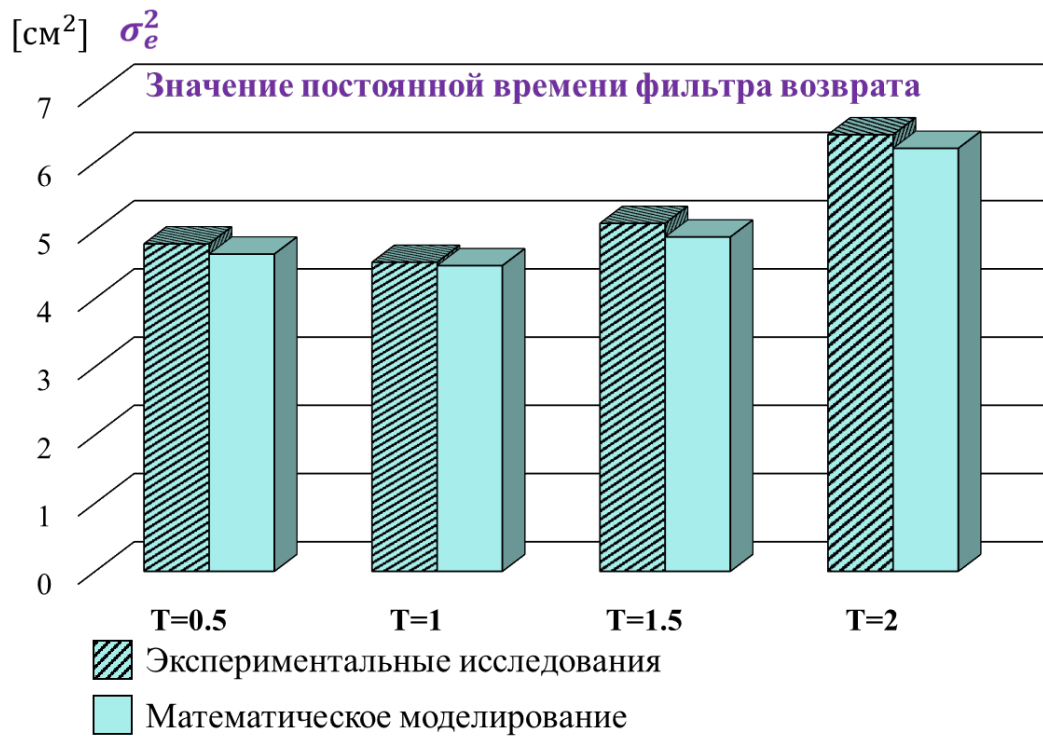


Рисунок 3.16 – Сравнение результатов математического моделирования и экспериментальных исследований по точностным характеристикам при различных значениях параметра T

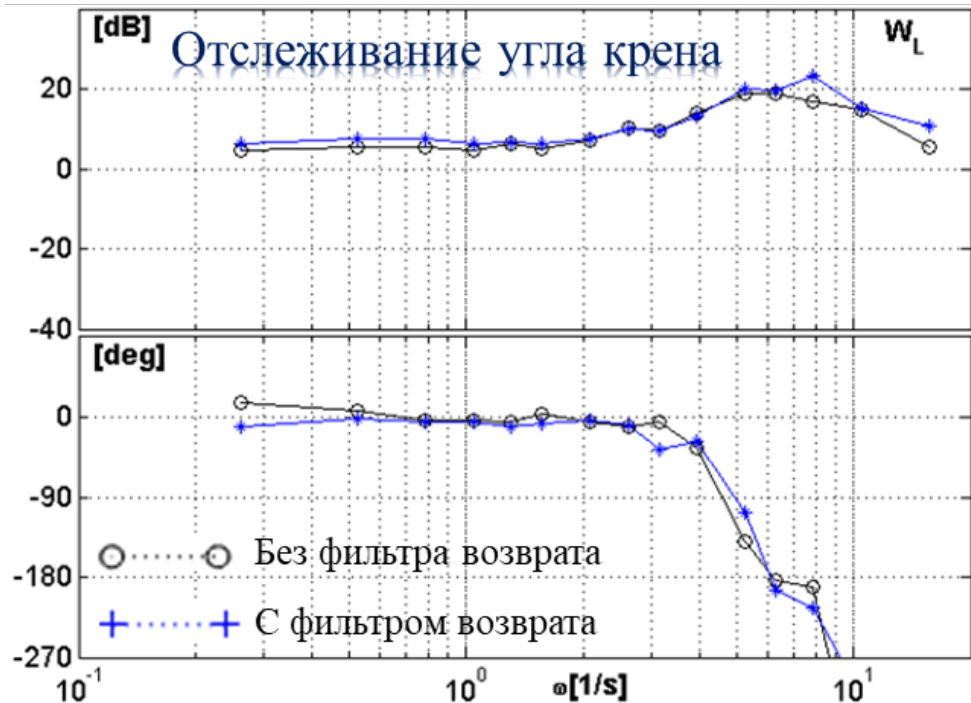


Рисунок 3.17 Логарифмическая амплитудно-фазовая частотная характеристика летчика в задаче отслеживания угла крена, полученная с введенным фильтром возврата и без него

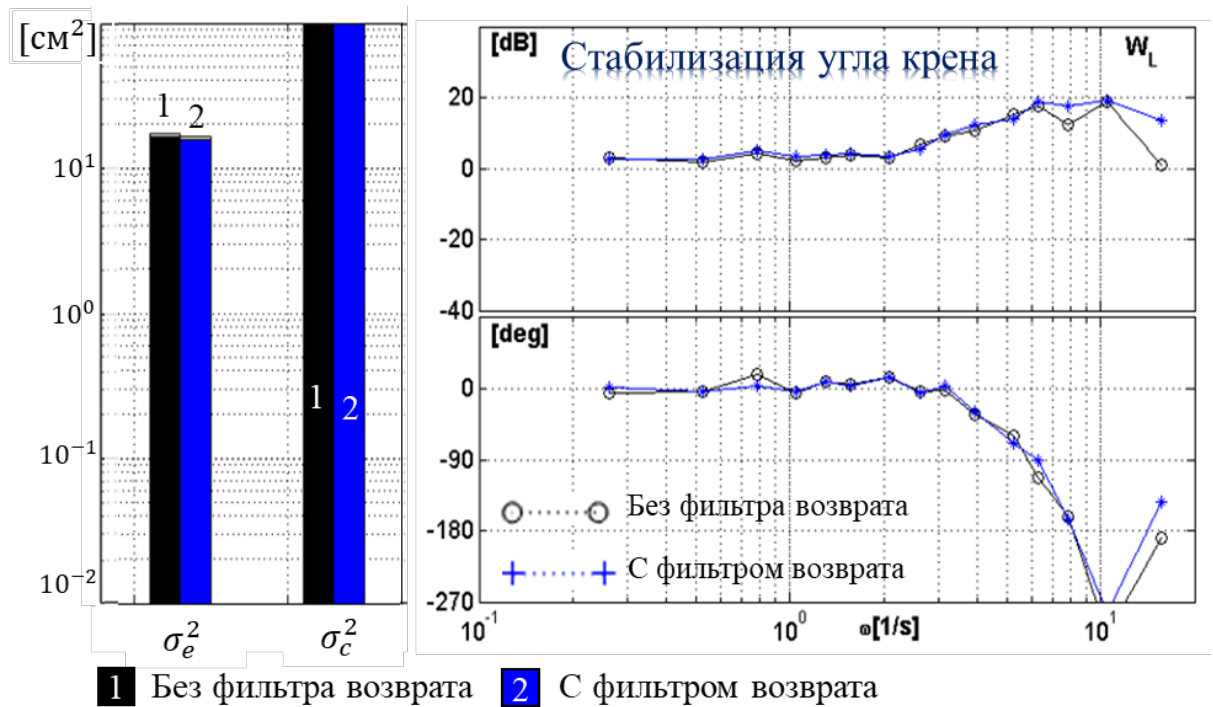


Рисунок 3.18 Логарифмическая амплитудно-фазовая частотная характеристика летчика в задаче стабилизации угла крена, полученная с введенным фильтром возврата и без него

3.3 Задача синтеза алгоритмов регулятора системы управления с использованием МОСМ МАІ

В настоящее время существует ряд разработанных методик синтеза алгоритмов систем управления (СУ), позволяющих существенно трансформировать динамику объекта управления и тем самым обеспечить наилучшие пилотажные характеристики для конкретной целевой задачи пилотирования [57]. Такие методики алгоритмов получили практическое применение при создании зарубежных образцов летательных аппаратов. К ним относится, в частности, принцип «обратной динамики», который в общем случае подразумевает подавление собственной динамики объекта управления и обеспечение его желаемой динамики [37, 38, 58]. Это может быть обеспечено различными способами. Один из них – введение передаточной функции или матрицы передаточных функций G^{-1} обратной передаточной функции или матрице передаточных функций объекта

управления G , а также выравнивающего фильтра F , позволяющего добиться равенства порядка числителя порядку знаменателя (рисунок 3.19).

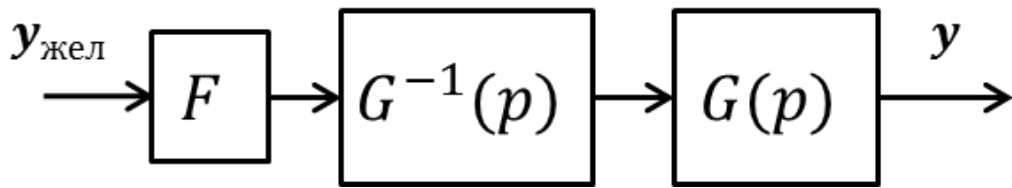


Рисунок 3.19 – Структурная схема системы с регулятором на базе обратной динамики.

Частным случаем метода обратной динамики является метод нелинейной динамической инверсии, известный в зарубежной литературе как NDI (nonlinear dynamic inversion) [58, 59, 60, 61, 62, 63]. Преимуществом этого метода является возможность его использования с нелинейными системами. Собственная динамика объекта подавляется за счет замыкания отрицательной обратной связи, в контуре которой суммируются произведения коэффициентов дифференциальных уравнений движения и соответствующих им приращений фазовых координат. Желаемая динамика обеспечивается за счет обратной связи по одной (или нескольким) из фазовых координат и фильтра F , в качестве которого может выступать как коэффициент усиления, так и, например, интегральный закон. Структурная схема системы с регулятором NDI представлена на рисунке 3.20.

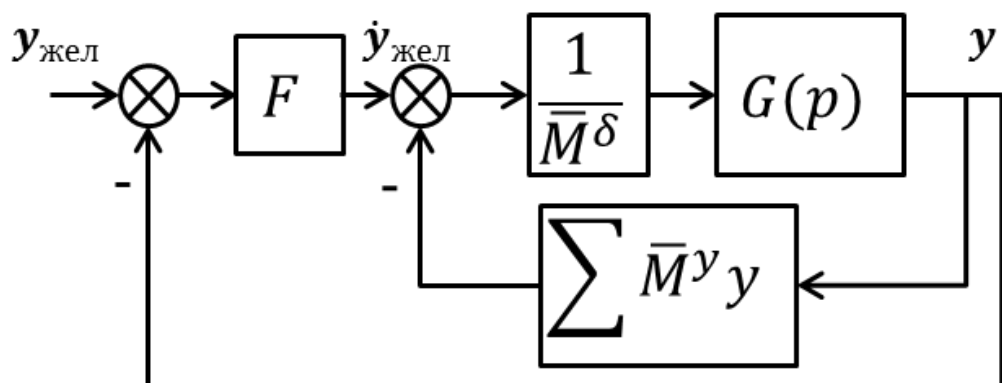


Рисунок 3.20 – Структурная схема системы с регулятором NDI

В настоящей работе исследовалась возможность применения модифицированной оптимальной модели характеристик управляющих действий летчика для синтеза алгоритмов функционирования системы управления. Для этого были проведены экспериментальные исследования для оценки нескольких вариантов реализации системы управления в модели движения сверхзвукового пассажирского самолета второго поколения (СПС) [64, 65], в которых были определены частотные характеристики летчика, а также точности выполнения задач слежения за углом тангажа [57].

В работе рассмотрен классический вариант синтеза СУ, основанный на использовании обратных связей [66] и вариант с использованием регулятора, реализованного на принципе обратной динамики (NDI). Частотные характеристики исследуемых объектов управления приведены на рисунке 3.21.

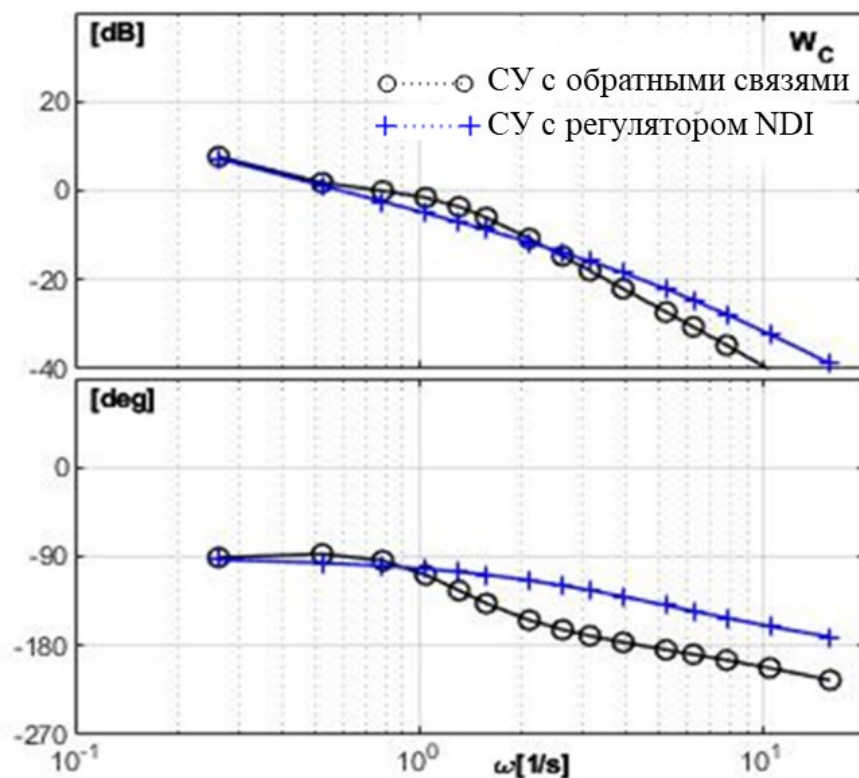


Рисунок 3.21 – Логарифмическая амплитудно-фазовая частотная характеристики объекта управления с различными вариантами системы управления

При проведении полунатурного и математического моделирования использовался входной сигнал, описанный в Главе 2 (1.5). Выполненное, с использованием МОСМ МАІ математическое моделирование показало, что использование системы управления, построенной на базе принципа обратной динамики [67], позволяет добиться улучшения точности пилотирования в 1,7 раза по сравнению со случаем, когда система управления строится путем введения обратных связей (рисунок 3.21). Этот результат подтверждается результатами экспериментальных исследований на пилотажном стенде: при переходе от системы управления с обратными связями к системе управления, построенной на базе обратной динамики, дисперсия ошибки отслеживания угла тангажа σ_e^2 уменьшается в 1,7 раза (рисунок 3.22). Описанные результаты подтверждают возможность использования МОСМ МАІ для решения задачи синтеза алгоритмов систем управления.

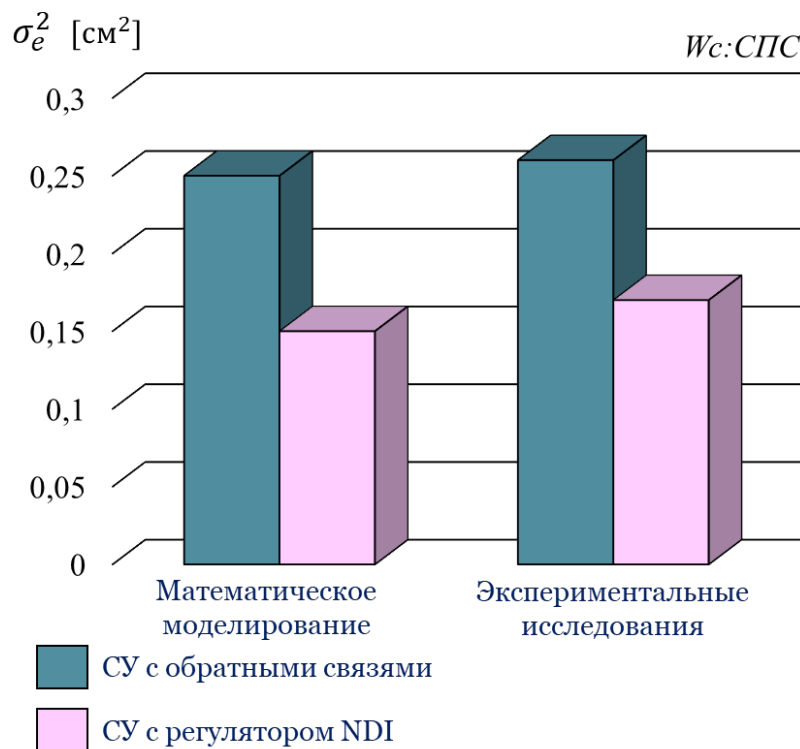


Рисунок 3.22 – Дисперсии отслеживания угла тангажа, полученные с помощью МОСМ МАІ и экспериментально

Заключение

Настоящая диссертационная работа посвящена созданию методики алгоритмического и программного обеспечения для моделирования системы самолет-летчик на базе оптимального подхода к моделированию характеристик управляющих действий летчика, а также ее приложению для решения широкого круга задач динамики и управления полетом. Основными результатами работы являются:

– Модификация оптимальной модели характеристик управляющих действий летчика, устраняющая существенные недостатки вариантов модели, разработанных другими авторами. Полученная модификация позволяет получить результаты математического моделирования близкие к результатам экспериментальных исследований как по частотным, так и по точностным характеристикам и в задаче стабилизации, и в задаче отслеживания командного сигнала.

– Результаты экспериментальных исследований по оценке влияния эффекта подвижности в задачах стабилизации и отслеживания командного сигнала, для двух типов управляющих сигналов, поступающих в тракт управления, которые позволили выявить следующие закономерности:

- В задаче стабилизации угла крена восприятие летчиком-оператором угловых ускорений приводит к существенному изменению характеристик управляющих действий летчика и характеристик системы самолет-летчик по сравнению с результатами исследований, полученными на неподвижном пилотажном стенде. Активное использование дополнительной акселерационной информации и замыкание внутреннего контура по угловой скорости позволяет летчику реализовать значительное опережение в эквивалентной частотной характеристике в области средних и высоких частот. Также при активном использовании летчиком акселерационной

информации в задаче стабилизации, оценка дисперсии ошибки уменьшается в 2,5 раза.

- В задаче отслеживания угла крена восприятие летчиком вращения кабины пилотажного стенда не приводит к существенному изменению эквивалентной частотной характеристики летчика. Точность выполнения задачи отслеживания угла крена при подвижной кабине пилотажного стенда также остается практически неизменной.

- При использовании рычага управления, формирующего управляющий сигнал в тракт управления пропорционально прикладываемым к нему усилиям (FSC), оценка дисперсии ошибки слежения уменьшается примерно на 25 процентов, как в задаче стабилизации, так и в задаче компенсаторного слежения за углом крена. Такие результаты получены как при подвижной, так и при неподвижной кабине пилотажного стенда.

- Экспериментальные исследования задачи стабилизации следует проводить на пилотажных стендах, оснащенных системой подвижности и учитывать влияние действующих на летчика боковых линейных и угловых ускорений, а математическое моделирование осуществлять с использованием моделей, учитывающих обратную связь по акселерационной информации, вводимую летчиком при выполнении этой задачи пилотирования.

Выявленные закономерности позволили учесть в модифицированной оптимальной модели управляющих действий летчика (МОСМ МАІ) вводимую им обратную связь по сигналам, поступающим от сенсоров вестибулярного аппарата, а также дополнительную обратную проприоцептивную связь по сигналам, поступающим с мышечного веретена при отклонении рычага управления. Сравнение результатов экспериментальных исследований и математического моделирования, при использовании полученной расширенной модификации оптимальной модели, показали хорошее совпадение, как по частотным, так и по точностным характеристикам.

Разработанный аппарат математического моделирования был применен для решения:

- Задачи выбора типа и характеристик рычага управления. При математическом моделировании, выполненном для двух объектов управления, как и по результатам экспериментальных исследований, наименьшее значение оценки дисперсии сигнала ошибки достигается при $F^X = 10 \text{ Н/см}$ в случае, когда моделируются характеристики центрального рычага управления и при $F^X = 20 \text{ Н/см}$ в случае моделирования характеристик бокового рычага как при использовании рычага типа DSC, так и FSC. Аналогично тем же результатам экспериментальных исследований наилучшая точность пилотирования достигается при минимальном демпфировании рычага. Значения σ_e^2 в окрестностях оптимальных значений F^X и $F^{\dot{X}}$, полученные путем математического моделирования, близки к полученным значениям в сериях экспериментальных исследований.

- Задачи модификации и создания новых критериев оценки пилотажных характеристик с целью повышения их прогностических способностей.

В работе МОСМ МАИ была применена для модификации критерия пилотажных характеристик «Новый критерий МАИ». Путем математического моделирования были вычислены нормируемые параметры рассмотренного критерия, которые позволили получить новые границы уровней пилотажных характеристик. Такая модификация повысила прогностические свойства «Нового критерия МАИ» до 100%.

Также в настоящей диссертационной работе был разработан критерий оценки пилотажных характеристик в боковом канале управления, в задачах, в которых летчик активно использует акселерационную информацию. Были найдены выражения для вычисления оценки, связанной с восприятием вестибулярной информации (вестибулярная оценка) $PR_{\text{вест}}$, а также для

вычисления оценки летчика пилотажных свойств летательного аппарата $PR_{\text{виз}}$, при визуальном восприятии им сигнала ошибки в задаче отслеживания угла крена (визуальная оценка). Расчетную оценку пилотажных характеристик $PR_{\text{расч}}$, учитывающую оба фактора (визуальный и вестибулярный), было предложено находить, как максимальную из визуальной и вестибулярной расчетных оценок. Показано, что предложенный подход позволяет предсказывать уровень пилотажных характеристик с вероятностью 100%.

– Задачи разработки методики выбора параметров фильтра возврата механизма подвижности пилотажного стенда. В работе средствами математического моделирования определены требования к параметрам такого фильтра и оценено его влияние на характеристики системы самолет-летчик в задачах отслеживания и стабилизации угла крена. Было получено, что для подвижного стенда «TL-21 МАИ» с ограниченным числом степеней свободы, наилучшее значение постоянной времени фильтра возврата $T = 1$ с. Такое значение параметра T фильтра возврата устраняет реакцию летчика на угловое положение кабины в задаче отслеживания угла крена, при этом не оказывает влияния на изменения частотных и интегральных характеристик в задаче стабилизации.

– Задачи синтеза алгоритмов системы управления. В работе исследовалась возможность применения модифицированной оптимальной модели характеристик управляющих действий летчика для синтеза алгоритмов функционирования системы управления. Для этого были проведены экспериментальные исследования по оценке нескольких вариантов реализации системы управления в модели движения сверхзвукового пассажирского самолета второго поколения. Рассматривался классический вариант синтеза СУ, основанный на использовании обратных связей и вариант с использованием регулятора, реализованного на принципе обратной динамики (NDI). Выполненное, с использованием МОСМ МАИ математическое моделирование показало, что использование системы

управления, построенной на базе принципа обратной динамики, позволяет добиться улучшения точности пилотирования в 1,7 раза по сравнению со случаем, когда система управления строится путем введения обратных связей. Полученные результаты подтверждаются результатами экспериментальных исследований.

Таким образом, разработанная методика алгоритмического и программного обеспечения для моделирования характеристик системы самолет-летчик, основанная на оптимальном подходе к моделированию управляющих действий летчика, позволяет:

- Разрабатывать критерии выбора пилотажных характеристик, основанные на параметрах системы самолет-летчик (моделирование оценки пилотажных характеристик).
- Формировать требования к характеристикам рычагов управления.
- Решать задачу синтеза алгоритмов функционирования систем управления.
- Определять требования к закону управления подвижностью пилотажного стенда.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- 1 “Safety Report”, 2018, International Air Transport Association
- 2 “Global Fatal Accident Review 1997–2006”, Civil Aviation Authority, 2008, CAP 776
- 3 “Global Fatal Accident Review 2002 to 2011”, Civil Aviation Authority, 2013, CAP 1036
- 4 Ефремов, А.В. Система самолет-летчик. Закономерности и математические модели поведения летчика / Ефремов, А.В. – Москва: МАИ, 2017. –194 с.
- 5 Miller C. Nonlinear Dynamic Inversion Baseline Control Law: Architecture and Performance Predictions // Proc. of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, Aug. 8–11, 2011, Portland, USA. AIAA Paper № 2011-6467.
- 6 Ефремов А.В., Щербаков А.И. Влияние порядка системы уравнений движения летательного аппарата при реализации адаптивной системы управления с онлайн-идентификацией параметров объекта управления // Изв. вузов. Авиационная техника. 2023. № 3. С. 33–40.
- 7 Живов Ю.Г., Поединок А.М. Адаптивная система управления продольным движением самолета // Учен. зап. ЦАГИ. 2012. № 5. С. 91–100.
- 8 Ke Lu and Chunsheng Liu1 A L1 Adaptive Control Scheme for UAV Carrier Landing Using Nonlinear Dynamic Inversion // International Journal of Aerospace Engineering Volume 2019, Article ID 6917393, 8 pages
- 9 Архангельский Ю.А., Зайчик Л.Е., Кузьмин П.В., Сорокин С.А., Широких В.П. Необходимый объем акселерационной информации для моделирования на пилотажном стенде случаев сваливания пассажирского самолета, Вестник МАИ, Т. 30, № 2, С. 169-178.

10 Тихонов В.Н. Анализ точностных, вероятностных характеристик и экспертных оценок летчиками управляемости самолета при дозаправке в полете, Вестник МАИ, Т. 28. № 4, С. 219-231, 2021

11 Efremov, A.V. The development of perspective displays for highly precise tracking tasks / Efremov A.V., Tjaglik M.S. // Aerospace Guidance, Navigation and Control (Springer, Germany). – 2011. – p. 163 – 174.

12 Ефремов, А.В. Интеграция системы управления и прогнозного дисплея для повышения безопасности пилотирования современного высокоавтоматизированного самолета / Ефремов А.В., Тяглик М.С., Иргалеев И.Х., Ефремов Е.В., // Общероссийский научно-технический журнал «ПОЛЕТ». – 2017. – № 9 – 10. – с. 49 – 55.

13 Efremov, A.V. Predictive display design for the vehicles with time delay in dynamic response / A.V. Efremov, M.S. Tiaglik, I.Kh. Irgaleev, E.V. Efremov // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. – 2018. – Vol. 312, No. 1. – p. 1 – 4.

14 Gibson J.S. Stick and Feel System Design: AGARD-AG-332 / J.C. Gibson, R.A. Hess. – Quebec, Canada: Canada Communication Group. – 1997. – p. 165.

15 Rodchenko, V.V. Similarity criteria for manipulator loading and control sensitivity characteristics / Rodchenko, V.V., Zaichik, L.E., Yashin Y.P // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. – 1998. – vol. 21, no.2. – p. 307-314.

16 Zaychik, L.E. Effect of Feel System Characteristics on Pilot Model Parameters / Zaychik L.E., Grinev K.N., Yashin Y.P. // Proceedings of the 1st IFAC Conference on Cyber-Physical & Human-Systems, Florionapolis, Brazil. – 2016. – p. 165-170.

17 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. –24с.

18 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, Maimi, Florida, USA. – 2018. – Vol. 51, No. 34. – p. 372 – 377.

19 Aviation Safety and Pilot Control: On the Effects of Aircraft Pilot Coupling on Flight Safety / D.T. McRuer [et al.] – Washington D.C.: National Academy Press, 1997. – p. 220.

20 Curry, R.E., Hoffman, W.C.; Young, L.R. (1975). Pilot modeling for manned simulation. Final report, Air Force Flight Dynamics, Laboratory Wright-Patterson air force base, Ohio, p. 186

21 Shirley, R. S. (1968). Motion Cues in Man-Vehicle Control. Massachusetts Institute of Technology, Dept. of Aeronautics and Astronautics. Ph.D Thesis, pp. 291-293

22 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.

23 McRuer, D.T. Mathematical models of human pilot: AGARD AGD-188 / McRuer D.T., Krendel E.S.– London: Technical Editing and Reproduction Ltd, 1974. – p. 72.

24 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.

25 McRuer, D., Graham, D., Krendel, E., and Reisener, W. (1965). Human pilot dynamics in compensatory systems: Theory, models, and experiments with controlled element and forcing function variations. Technical Report AFFDL–TR–65–15, Air force flight dynamics laboratory, Wright-Patterson AFB, Ohio.

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

- 27 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.
- 28 Baron, S. Application of optimal control theory to prediction 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.
- 29 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.
- 30 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.
- 31 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.
- 32 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. – p. 803–809.
- 33 MIL-STD-1797A. Flying qualities of piloted aircraft. – Dayton, Ohio: Wright Paterson Air Force Base, 2004. – p. 723.
- 34 Efremov, A.V. Advancements in Predictions of Flying Qualities, Pilot-Induced Oscillation Tendencies, and Flight Safety / A. V. Efremov, M. S. Tiaglik, E. V. Efremov // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. – 2020. – Vol. 43, No. 1. – p. 4–14.
- 35 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. – p. 215

36 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. – p. 165.

37 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. – p. 283

38 MIL-STD-1797A. Flying qualities of piloted aircraft. – Dayton, Ohio: Wright Paterson Air Force Base, 2004. – p. 723.

39 Гришина А.Ю. Модификация оптимальной модели управляющих действий летчика и ее приложение к синтезу законов управления механизмом подвижности пилотажного стенда / Гришина, А.Ю., Ефремов, А.В., Ефремов, Е.В. // Вестник РУДН. Серия: Инженерные исследования 2026.–Т.27, №3. 13– 13с.

40 Efremov, A.V. Advancements in Predictions of Flying Qualities, Pilot-Induced Oscillation Tendencies, and Flight Safety / A. V. Efremov, M. S. Tiaglik, E. V. Efremov // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. – 2020. – Vol. 43, No. 1. – p. 4–14.

41 Ефремов, А.В. Система самолет-летчик. Закономерности и математические модели поведения летчика / Ефремов, А.В. – Москва: МАИ, 2017. –194 с.

42 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. – p. 1 – 8.

43 Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ №2022681333 Программный комплекс для математического моделирования характеристик системы самолет-летчик с варьируемыми характеристиками рычага управления / Ефремов Е.В., Ефремов А.В., Александров В.В. (RU); правообладатель ФГБОУ ВО МАИ (НИУ) (RU). – Заявка №2022680964 03.11.2022 зарегистрировано 11.11.2022.

- 44 Оболенский, Ю.Г. Управление полетом маневренных самолетов / Оболенский Ю.Г. – Москва: Воениздат, 2007. – 480 с.
- 45 Pontryagin, L.S., Boltyanskii, V.G., Gamkrelidze, R.V., et al. The mathematical theory of optimal processes. Moscow: Nauka, 1976.
- 46 Летов А.М. Динамика полета и управление / Летов А.М. – Главная редакция физико-математической литературы изд-ва «Наука», М., 1969, 360 стр.
- 47 Schmidt, D.K. Optimal Flight Control Synthesis via Pilot Modeling. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, vol. 2, issue 4, pp. 308–312.
- 48 Kalman, R.E. A new approach to linear filtering and prediction theory. Trans ASME J Basic Eng Ser D 1960; 82: 35–45.
- 49 Егоров А.И. Уравнение Рикатти / Егоров А.И. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2001. – 320 с.
- 50 Reid, W.T. Riccati Differential equations / Academic Press, Inc, 1972. – 227 p.
- 51 Efremov A.V., Efremov E.V., Grishina A.Yu., Modification of the Optimal Control Model of the Pilot and Its Application to the Selection of Inceptor Characteristics. // IFAC PapersOnLine. – Vol. 58, Issue 30. – 2024, pp. 192–196.
- 52 Ефремов А.В. Модификация оптимальной модели управляющих действий летчика и ее приложение к разработке критериев оценки пилотажных характеристик/ Ефремов А.В., Ефремов Е.В., Гришина А.Ю.// Вестник Московского авиационного института. 2026.–Т.33, №1. – 13с.
- 53 Charles C. Ormsby, Model of human dynamic orientation, Massachuserts institute of technology, January, 1974 254 p.
- 54 Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ №2024665034 Программный комплекс для математического моделирования характеристик системы самолет-летчик, основанный на теории оптимальных систем с возможностью оценки влияния типа рычага управления и его основных характеристик / Гришина А.Ю., Ефремов Е.В.,

Ефремов А.В., Александров В.В. (RU); правообладатель ФГБОУ ВО МАИ (НИУ) (RU). – Заявка №2024663903 17.06.2024 зарегистрировано 26.06.2024.

55 Свидетельство о регистрации программы для ЭВМ № 2012617939. Программный комплекс для полунатурного моделирования системы самолет-летчик (ССЛ), вычисления интегральных частотных и спектральных характеристик ССЛ «SSL» / Александров В.В., Ефремов А. В., Кошеленко А.В. (RU); правообладатель ФГБОУ ВО МАИ (НИУ) (RU). – Заявка № 2012615694 10.07.2012; зарегистрировано 3.09.2012 г

56 Летчик как динамическая система / А. В. Ефремов [и др.] – Москва: Машиностроение, 1992. – 343 с.

57 A.V. Efremov, A.Yu. Grishina, E.V. Efremov, I.Kh. Irgaleev (2024). Optimal Control Model as an Approach to the Synthesis of a Supersonic Transport Control System, Springer, Aerospace Systems, Shanghai Jiao Tong University, pp.1-8

58 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.

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

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

61 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. – p. 64–71.

62 57Wu, 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. – p. 734–743.

63 Efremov, A.V. Integration of the inverse dynamics with a reference model technique, and its application for the improvement of the helicopter flying qualities / Efremov A.V., Efremov E.V., MbiKayi Z. // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. – 2020. – Vol. 868, No. 1. – p. 1 – 9.

64 Развернутый промежуточный отчет о реализации программы создания и развития центра НЦМУ «Сверхзвук» за 2021 год, Направление «Искусственный интеллект и безопасность полетов», рук. Ефремов А.В. – Москва, 2021. – 195 с. – соглашение №75-15-2020-924 от 16.11.2020 г.

65 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. – p. 734–743.

66 Ким Д.П., Теория автоматического управления Т.1. Линейные системы: Учеб. пособие. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2004. 464 с. ISBN 5-9221-0534-

67 Smeur, E.J. Gust Disturbance Alleviation with Incremental Nonlinear Dynamic Inversion / E.J. Smeur, G.C. de Croon, Q. Chu // 2016 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS). – 2016. – p. 5626–5631.

ПРИЛОЖЕНИЕ А

Экспериментальные исследования характеристик системы самолет-летчик в Главе 1 настоящей работы выполнялись на пилотажном стенде «рабочая станция» (рисунок А.1) лаборатории МАИ НИЛ ПССЛ (Научная исследовательская лаборатория пилотажные стенды и система самолет-летчик).



Рисунок А.1 – Выполнение экспериментов на рабочей станции.

К исследованиям было привлечено три оператора, которые имеют большой опыт проведения экспериментальных исследований на пилотажных стендах. Для каждого варианта операторами было выполнено не менее трех экспериментов, где они выполняли задачу точного отслеживания угла тангажа. Описание метода идентификации характеристик системы самолет-летчик и входного сигнала приведено в Главе 1 и Главе 2.

Передаточные функции объектов управления НР 2.1 (первый уровень пилотажных характеристик), НР 3.6 (2 уровень пилотажных характеристик) и НР 5.10 (третий уровень пилотажных характеристик), исследовавшихся в настоящей работе, приведены ниже:

$$\text{НР 2.1: } W_c = \frac{1.4p + 1}{0.1736p^3 + 0.53p^2 + p} \quad (\text{А.1})$$

$$\text{HP 4.1: } \mathcal{W}_c = \frac{0.6584p + 0.4703}{p^3 + 4.565p^2 + 9.556p + 1.125} \quad (\text{A.2})$$

$$\text{HP 3.6: } \mathcal{W}_c = \frac{1.4p + 1}{0.000232p^5 + 0.007109p^4 + 0.1061p^3 + 0.5753p^2 + p} \quad (\text{A.3})$$

$$\text{HP 5.10: } \mathcal{W}_c = \frac{1.4p + 1}{0.025p^5 + 0.1711p^4 + 0.6885p^3 + 1.15p^2 + p} \quad (\text{A.4})$$

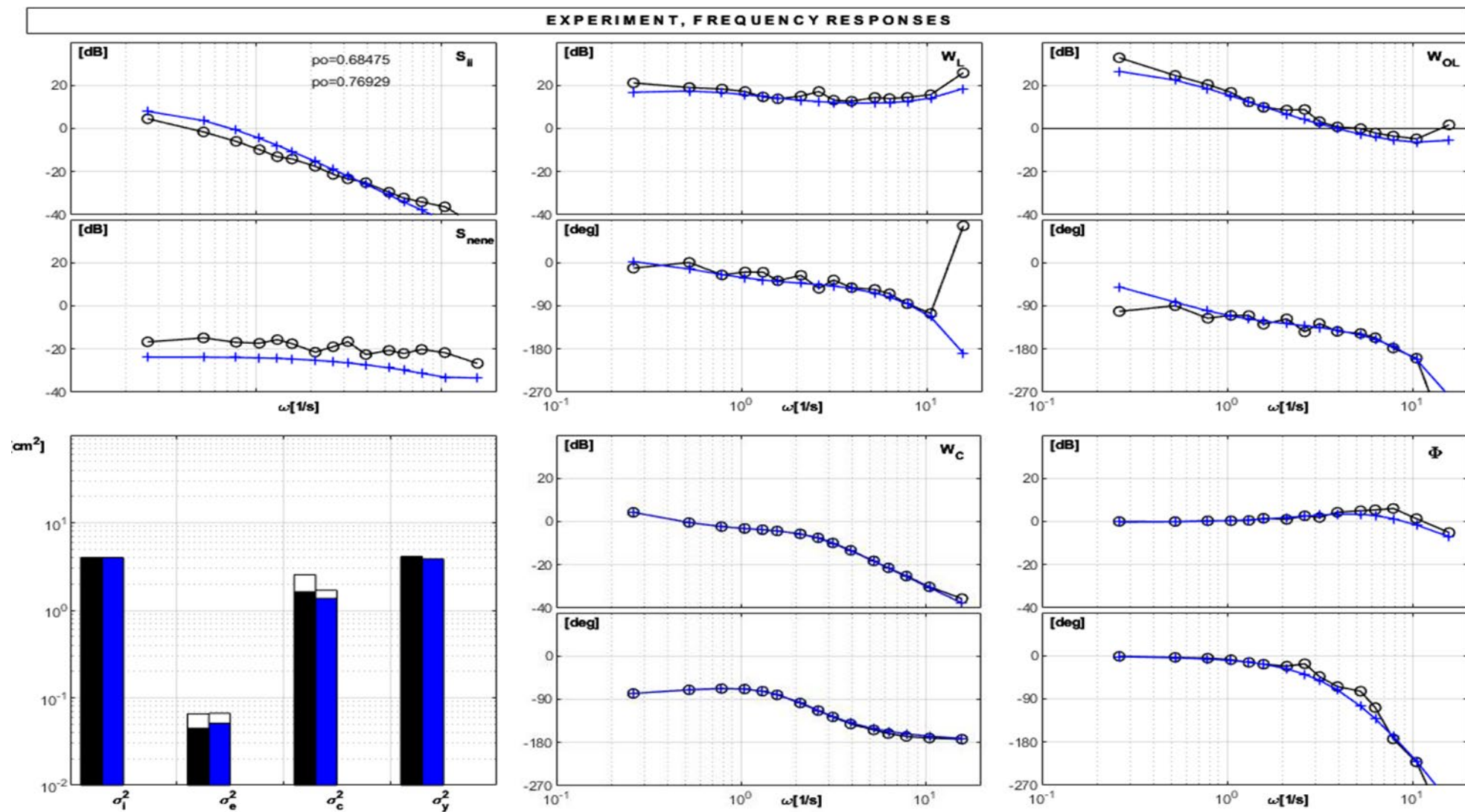


Рисунок А.2 – Сравнение результатов экспериментальных исследований ($\ast \cdots \ast$) на пилотажном стенде и математического моделирования ($\circ \cdots \circ$), динамическая конфигурация НР 2.1

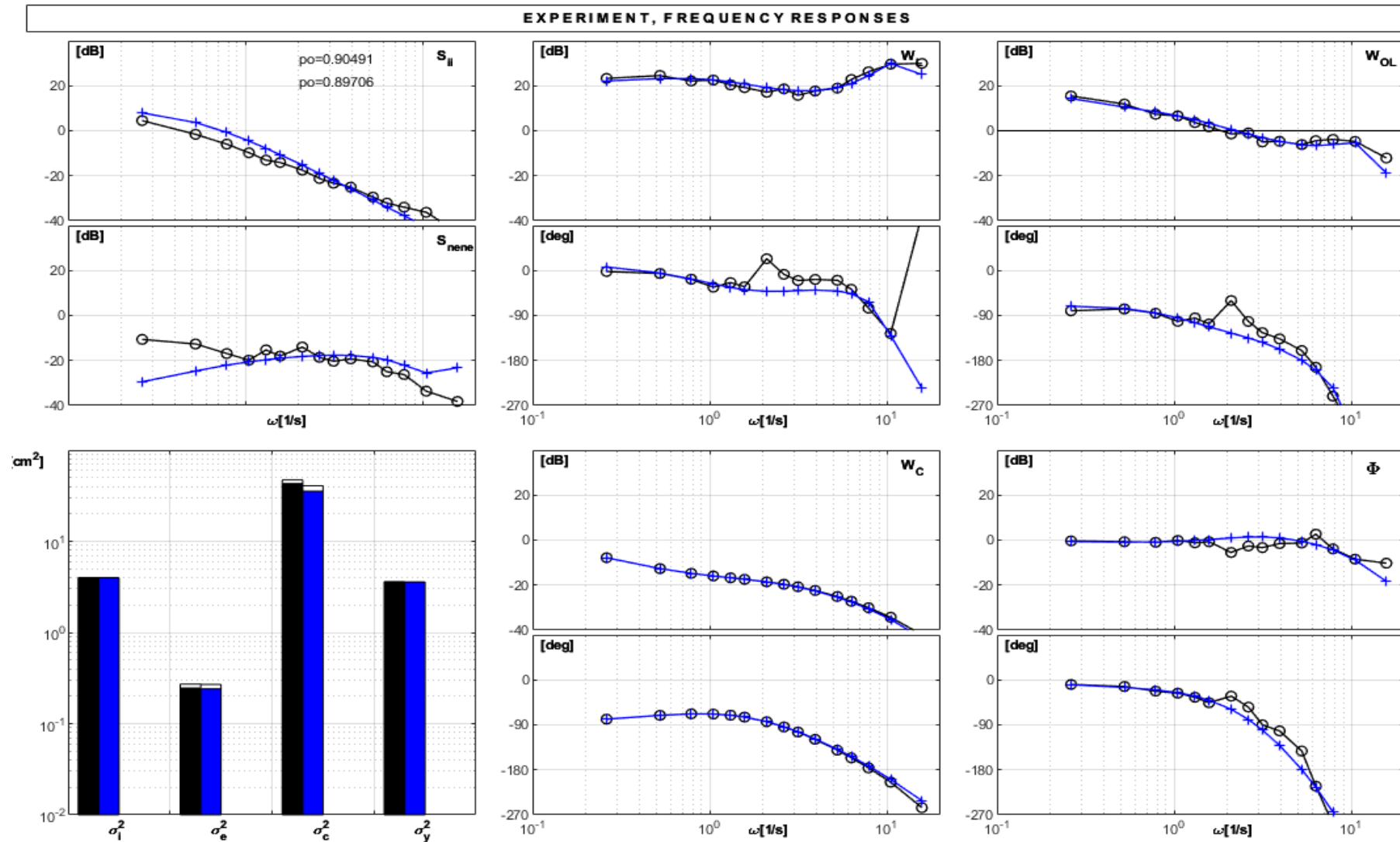


Рисунок А.3 – Сравнение результатов экспериментальных исследований (*.....*) на пилотажном стенде и математического моделирования (○.....○), динамическая конфигурация НР 3.6

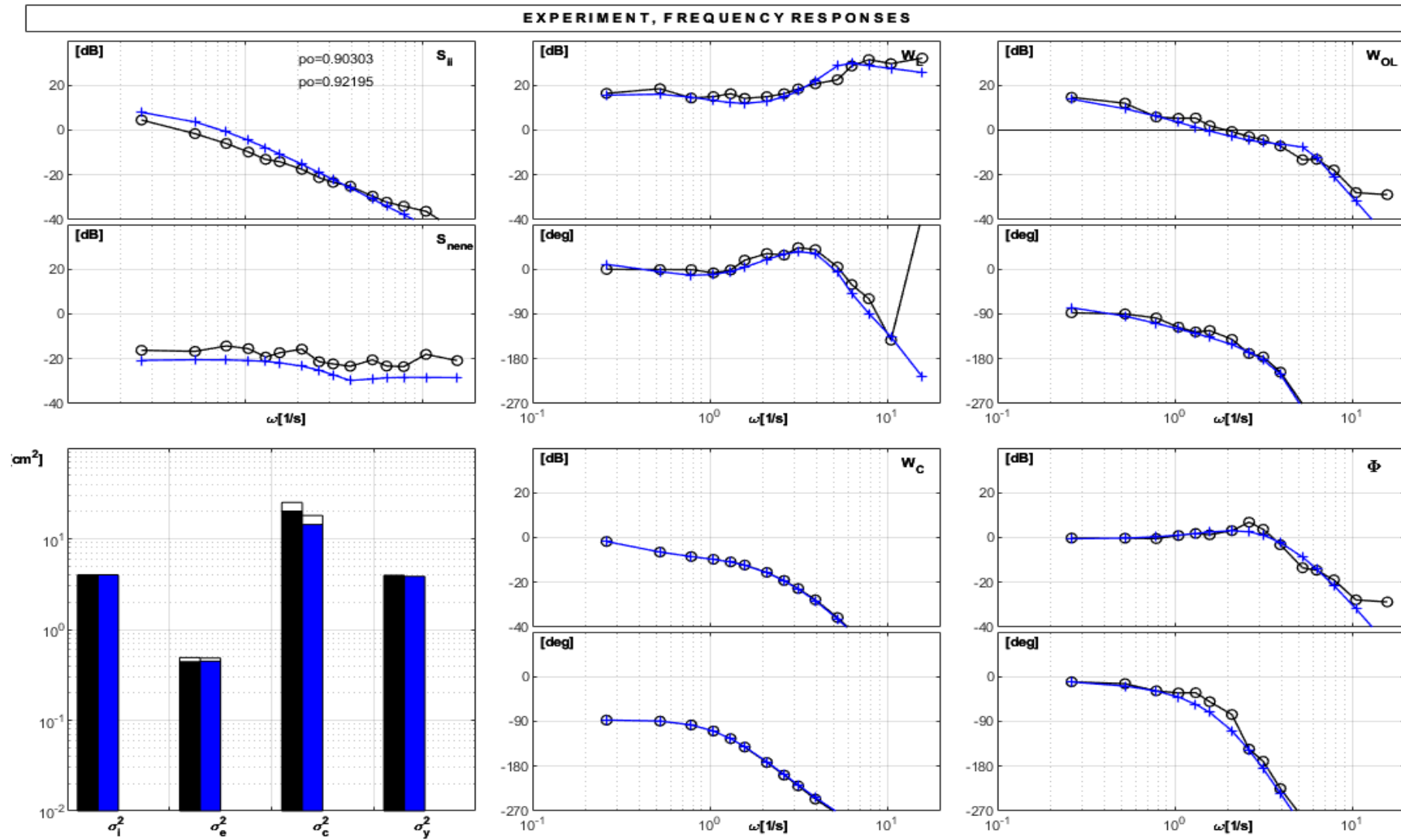


Рисунок А.4 – Сравнение результатов экспериментальных исследований ($\ast \cdots \ast$) на пилотажном стенде и математического моделирования ($\circ \cdots \circ$), динамическая конфигурация HP 5.10

ПРИЛОЖЕНИЕ Б

На рисунках **Б1-Б10** приведены результаты экспериментальных исследований по влиянию акселерационной информации в задачах стабилизации и отслеживания угла крена на подвижном пилотажном стенде.

EXPERIMENT, FREQUENCY RESPONSES

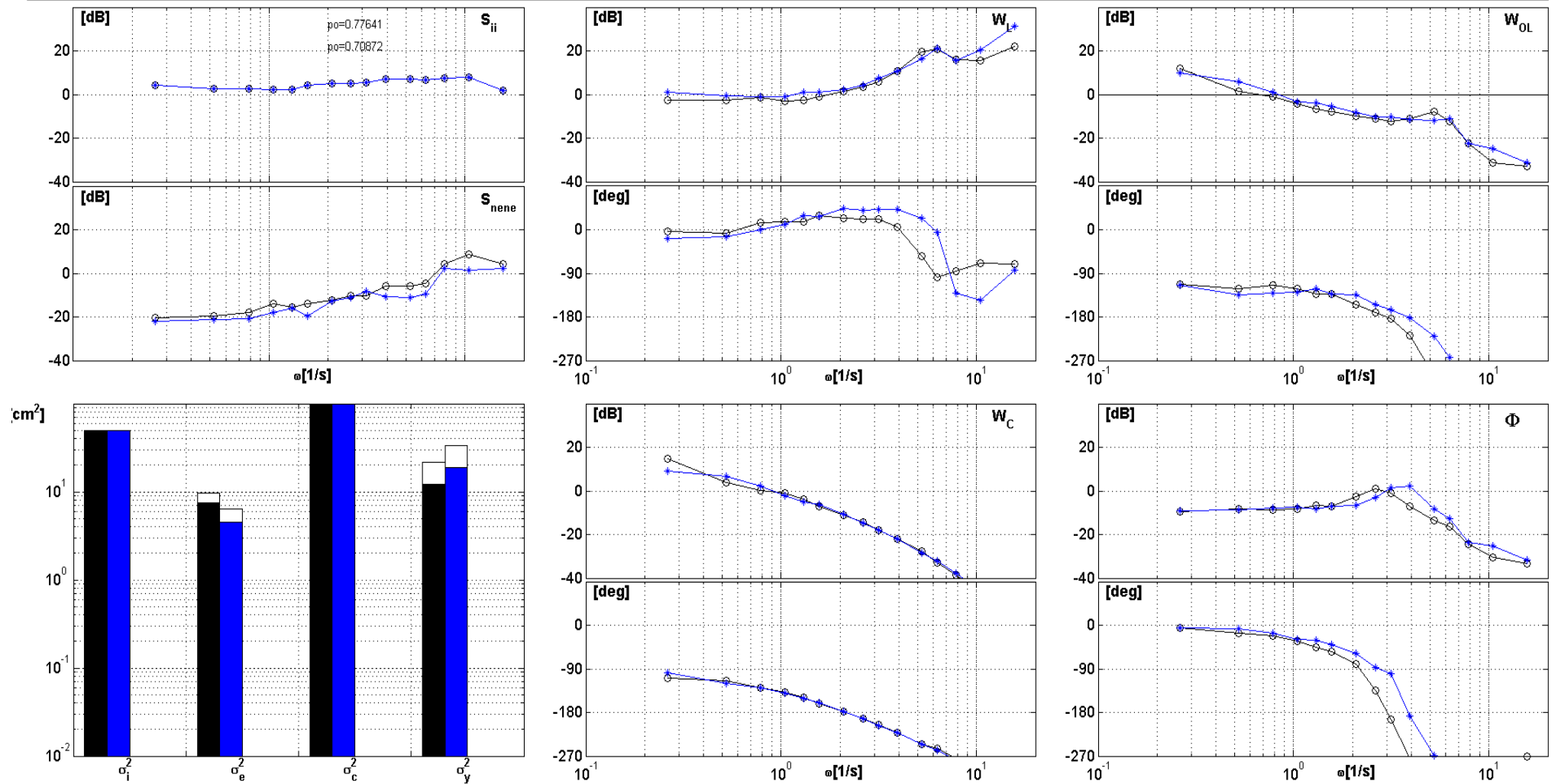


Рисунок Б.1 – Результаты экспериментальных исследований на пилотажном стенде в задаче стабилизации угла крена, динамическая конфигурация L3-2, рычаг управления типа DSC, неподвижный стенд ($\circ \cdots \circ$), подвижный стенд ($\ast \cdots \ast$)

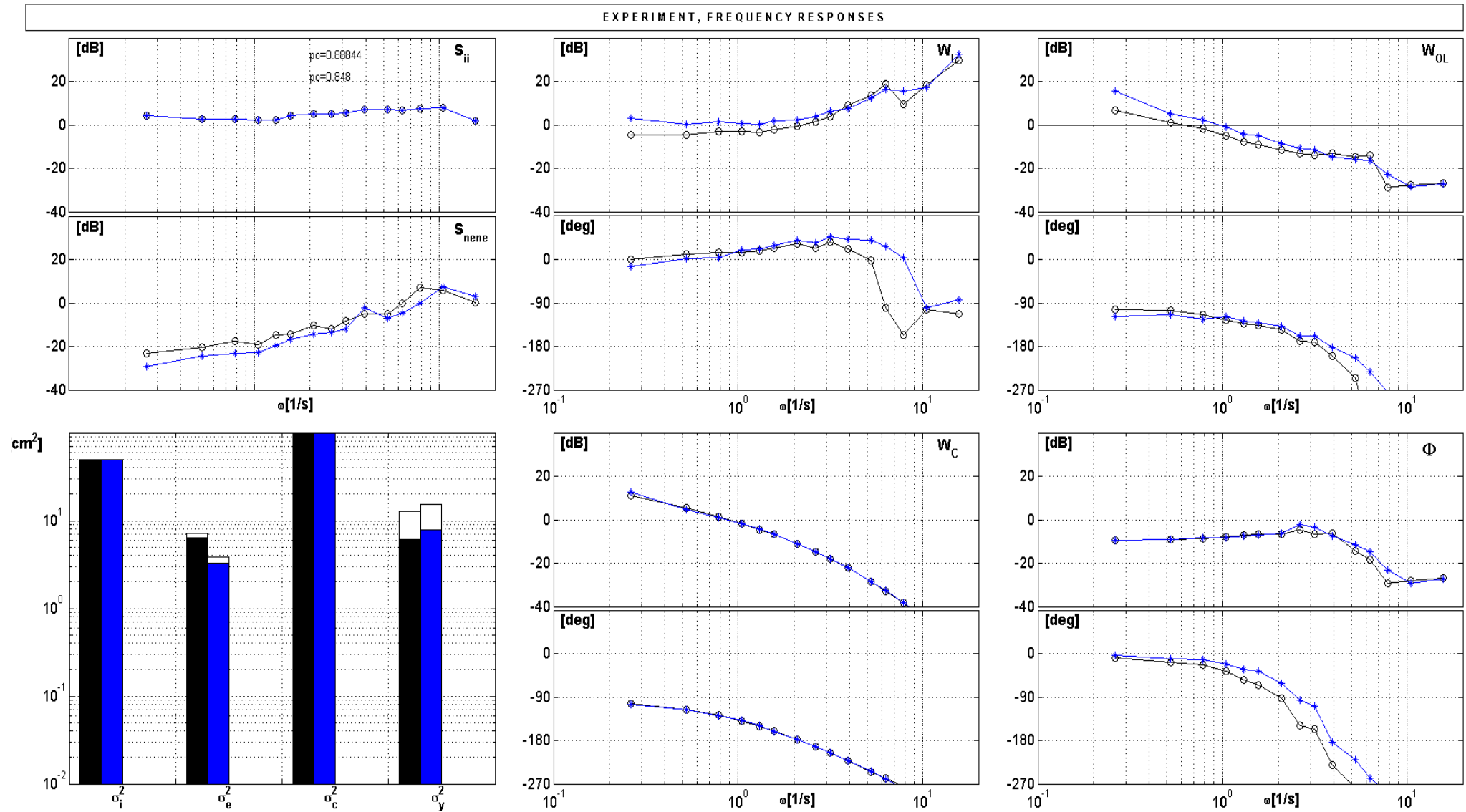


Рисунок Б.2 – Результаты экспериментальных исследований на пилотажном стенде в задаче стабилизации угла крена, динамическая конфигурация L3-2, рычаг управления типа FSC, неподвижный стенд ($\circ \cdots \circ$), подвижный стенд ($\ast \cdots \ast$)

EXPERIMENT, FREQUENCY RESPONSES

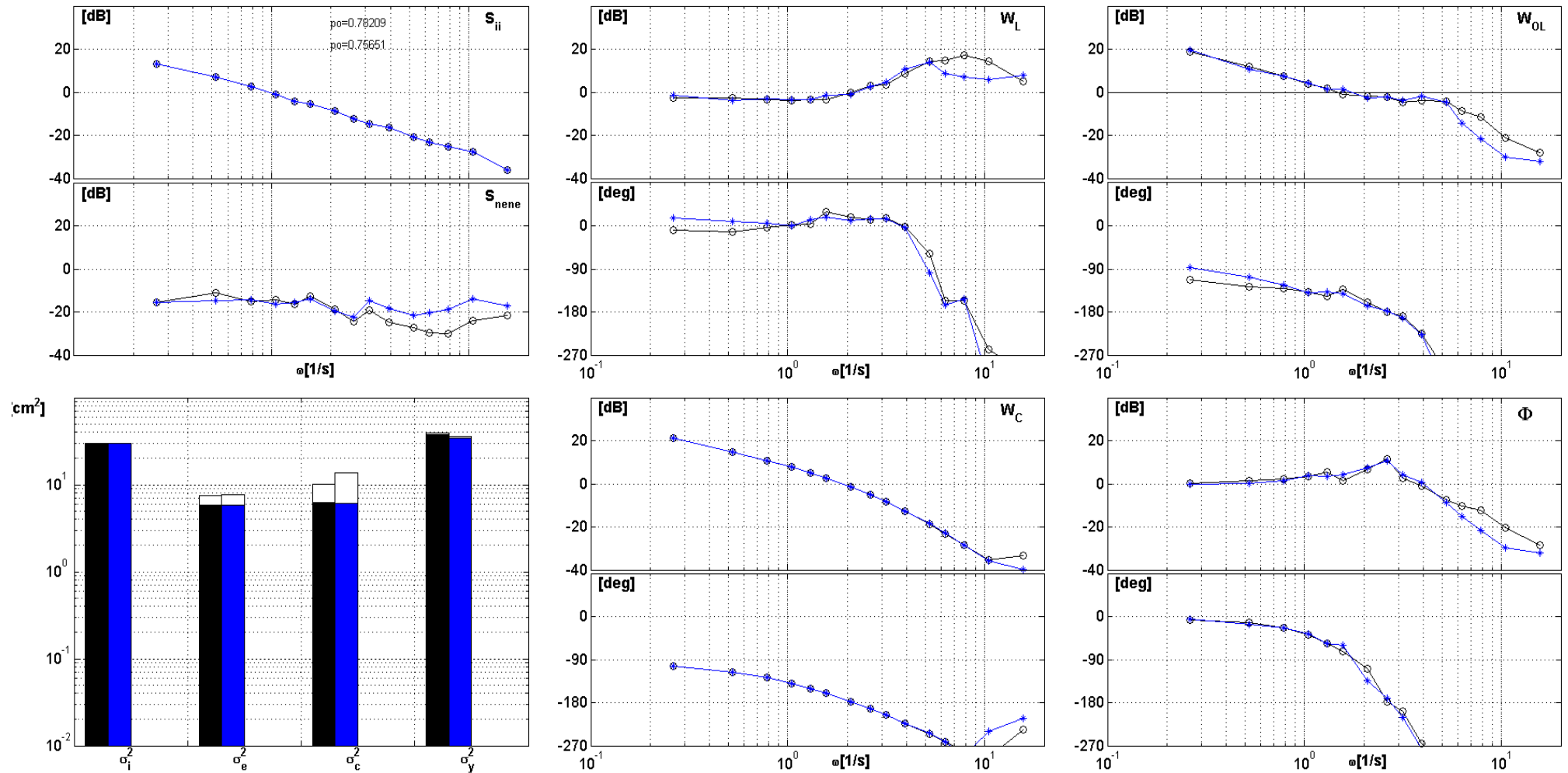


Рисунок Б.3 – Результаты экспериментальных исследований на пилотажном стенде в задаче отслеживания угла крена, динамическая конфигурация L3-2, рычаг управления типа DSC, неподвижный стенд ($\circ \cdots \circ$), подвижный стенд ($\ast \cdots \ast$)

EXPERIMENT, FREQUENCY RESPONSES

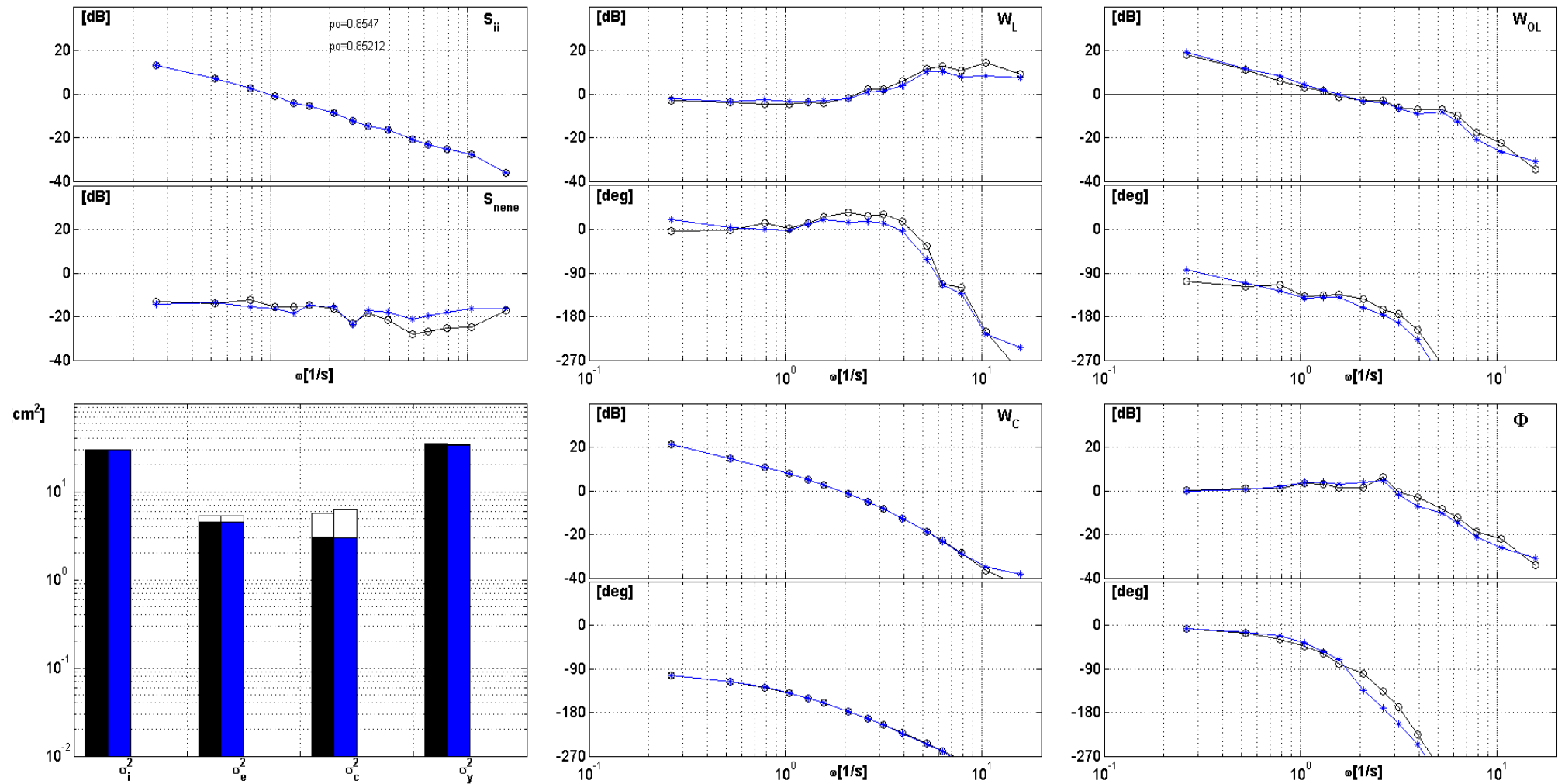


Рисунок Б.4 – Результаты экспериментальных исследований на пилотажном стенде в задаче отслеживания угла крена, динамическая конфигурация L3-2, рычаг управления типа FSC, неподвижный стенд (○····○), подвижный стенд (*····*)

EXPERIMENT, FREQUENCY RESPONSES

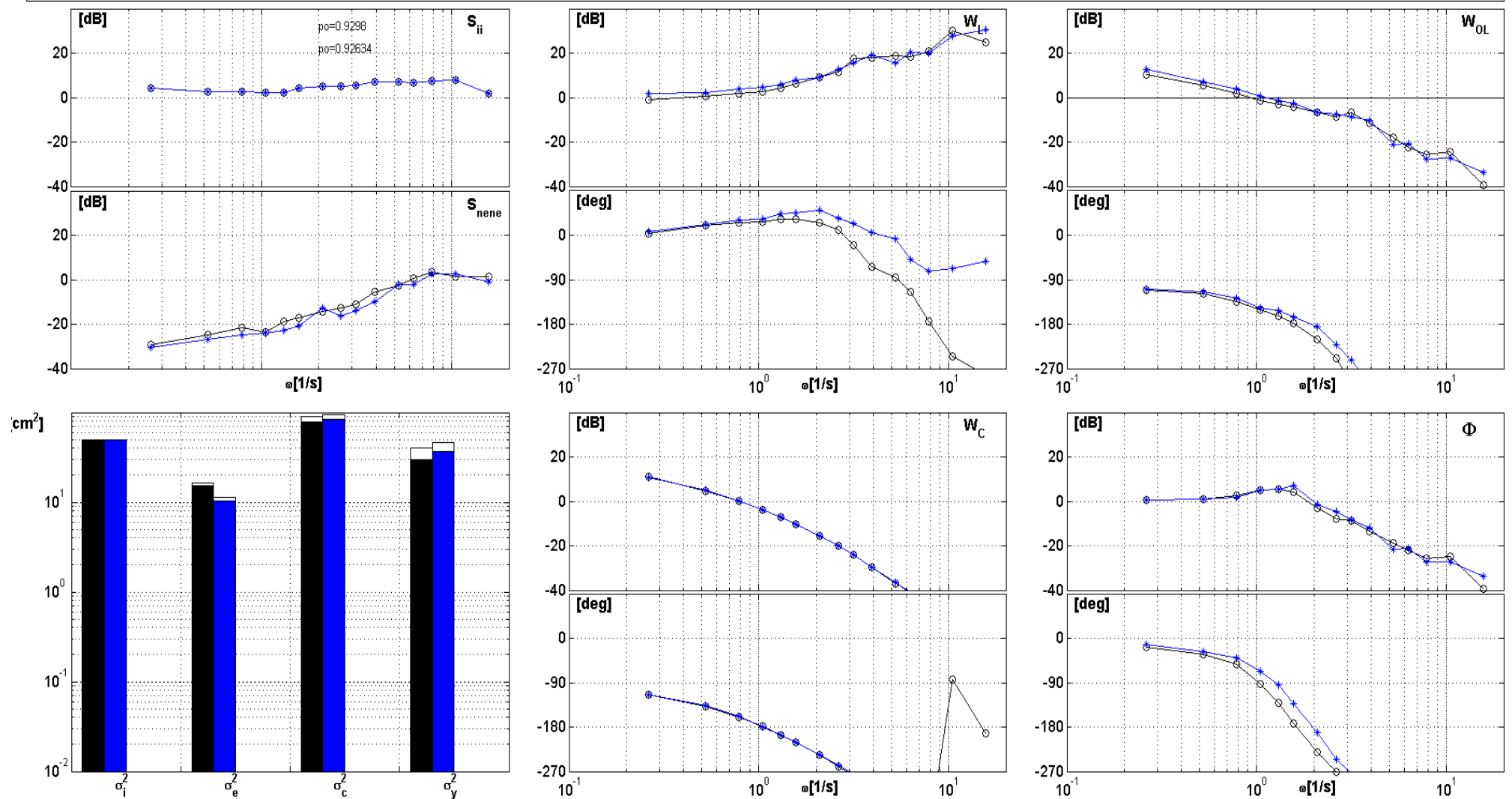


Рисунок Б.5 – Результаты экспериментальных исследований на пилотажном стенде в задаче стабилизации угла крена, динамическая конфигурация L1-2T4, рычаг управления типа DSC, неподвижный стенд ($\circ \cdots \circ$), подвижный стенд ($\ast \cdots \ast$)

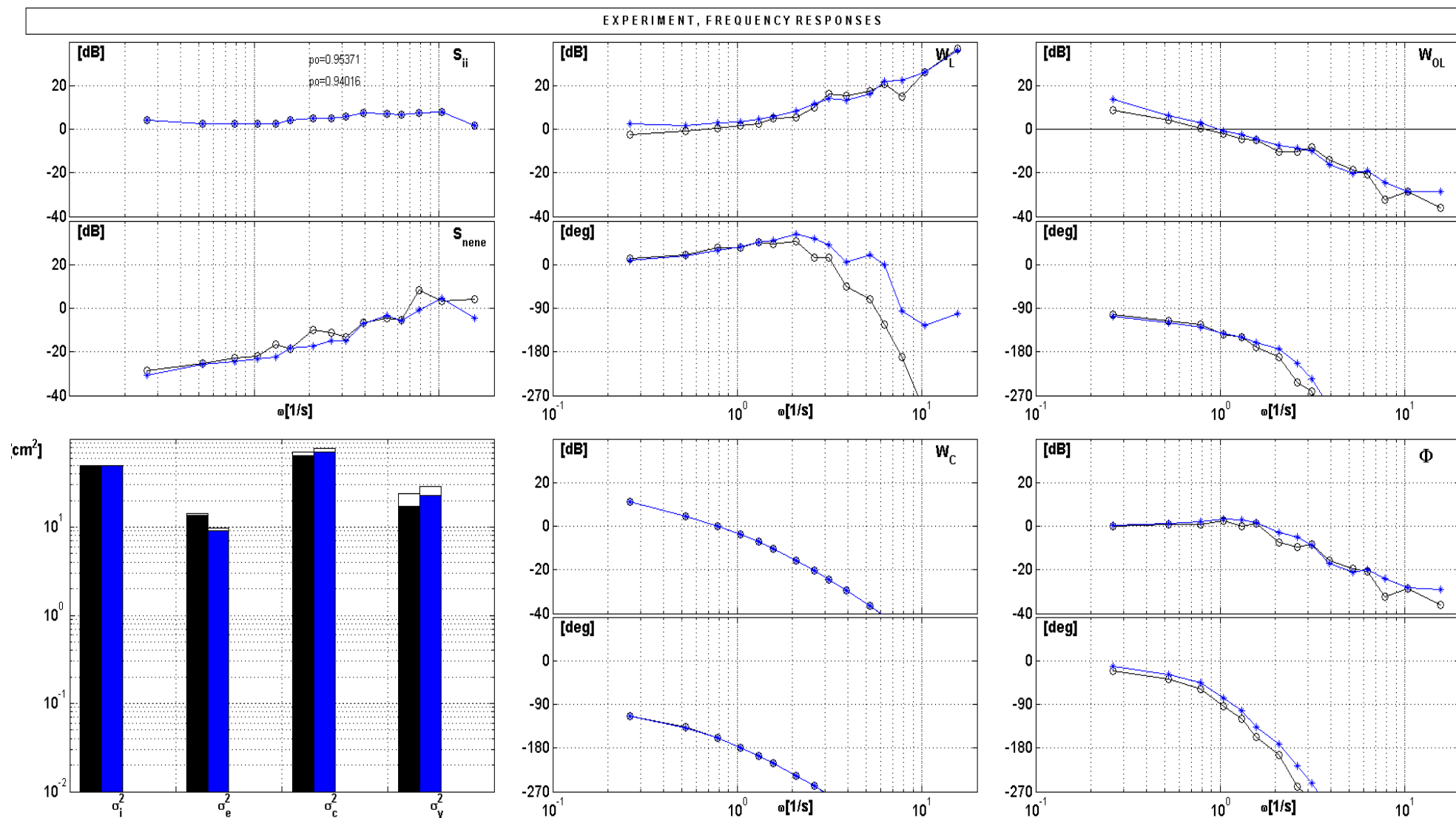


Рисунок Б.6 – Результаты экспериментальных исследований на пилотажном стенде в задаче стабилизации угла крена, динамическая конфигурация L1-2T4, рычаг управления типа FSC, неподвижный стенд (○), подвижный стенд (★)

EXPERIMENT, FREQUENCY RESPONSES

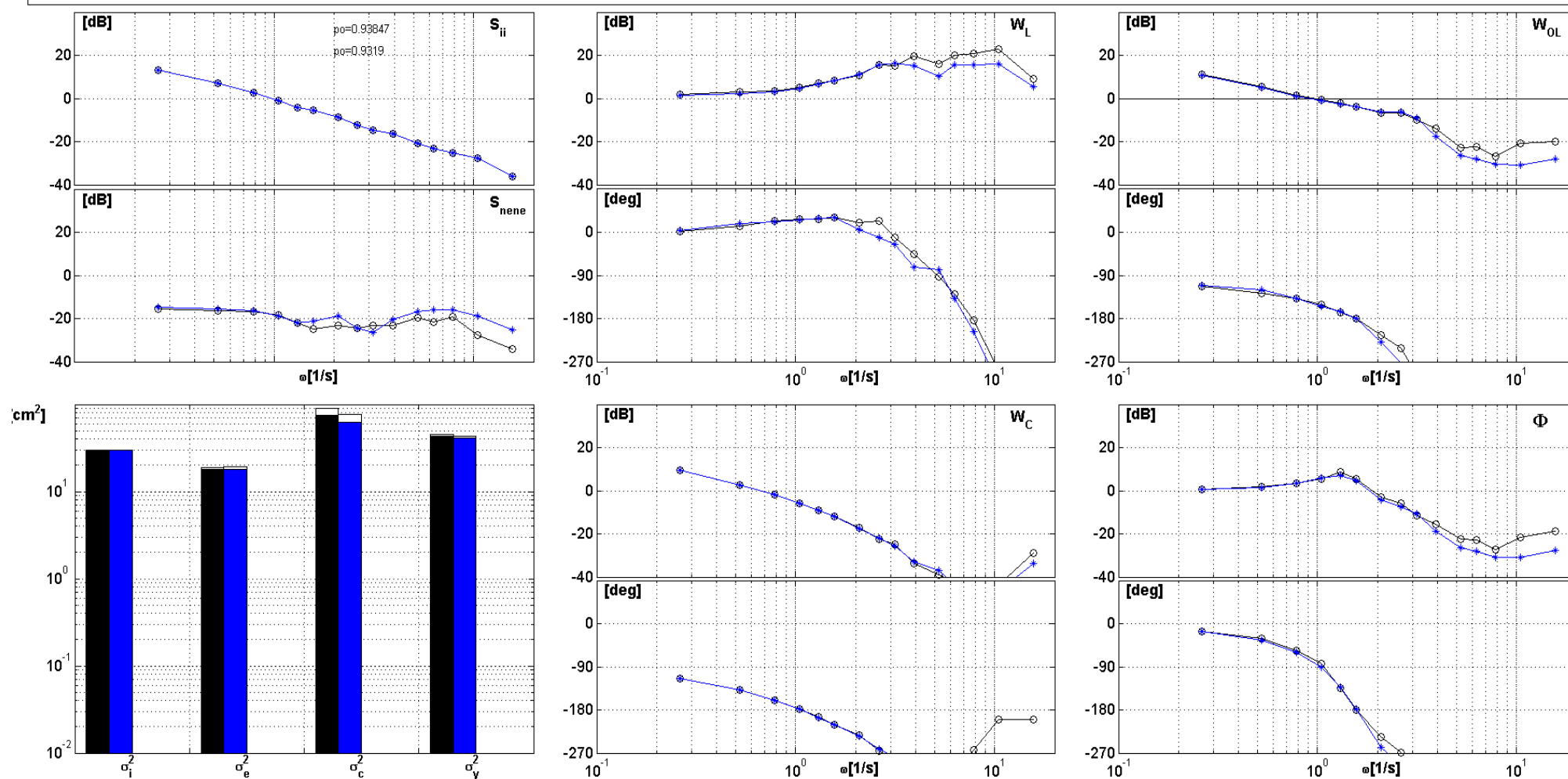


Рисунок Б.7 – Результаты экспериментальных исследований на пилотажном стенде в задаче отслеживания угла крена, динамическая конфигурация L1-2T4, рычаг управления типа DSC, неподвижный стенд ($\circ \cdots \circ$), подвижный стенд ($* \cdots *$)

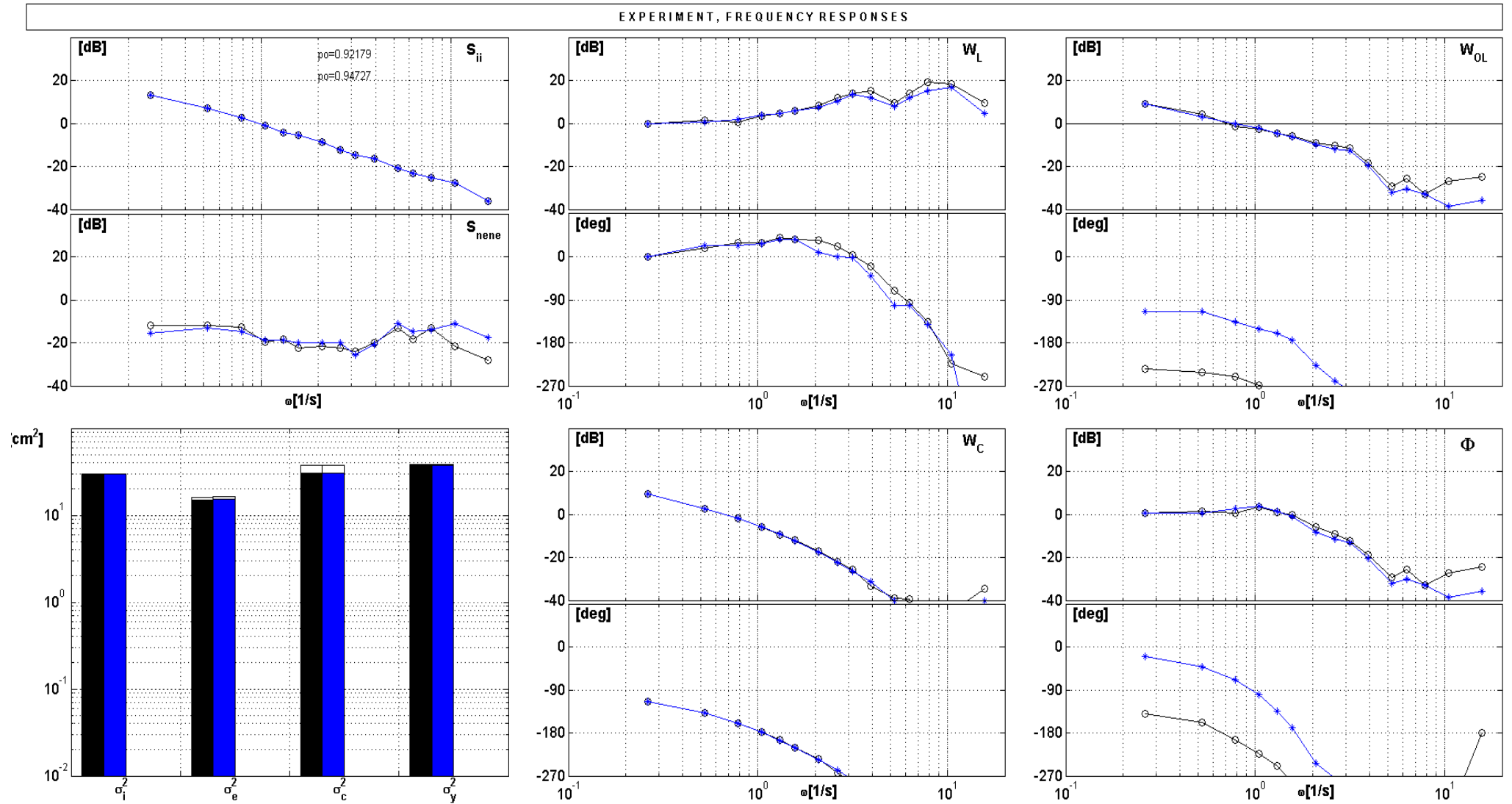


Рисунок Б.8 – Результаты экспериментальных исследований на пилотажном стенде в задаче отслеживания угла крена, динамическая конфигурация L1-2T4, рычаг управления типа FSC, неподвижный стенд ($\circ \cdots \circ$), подвижный стенд ($* \cdots *$)

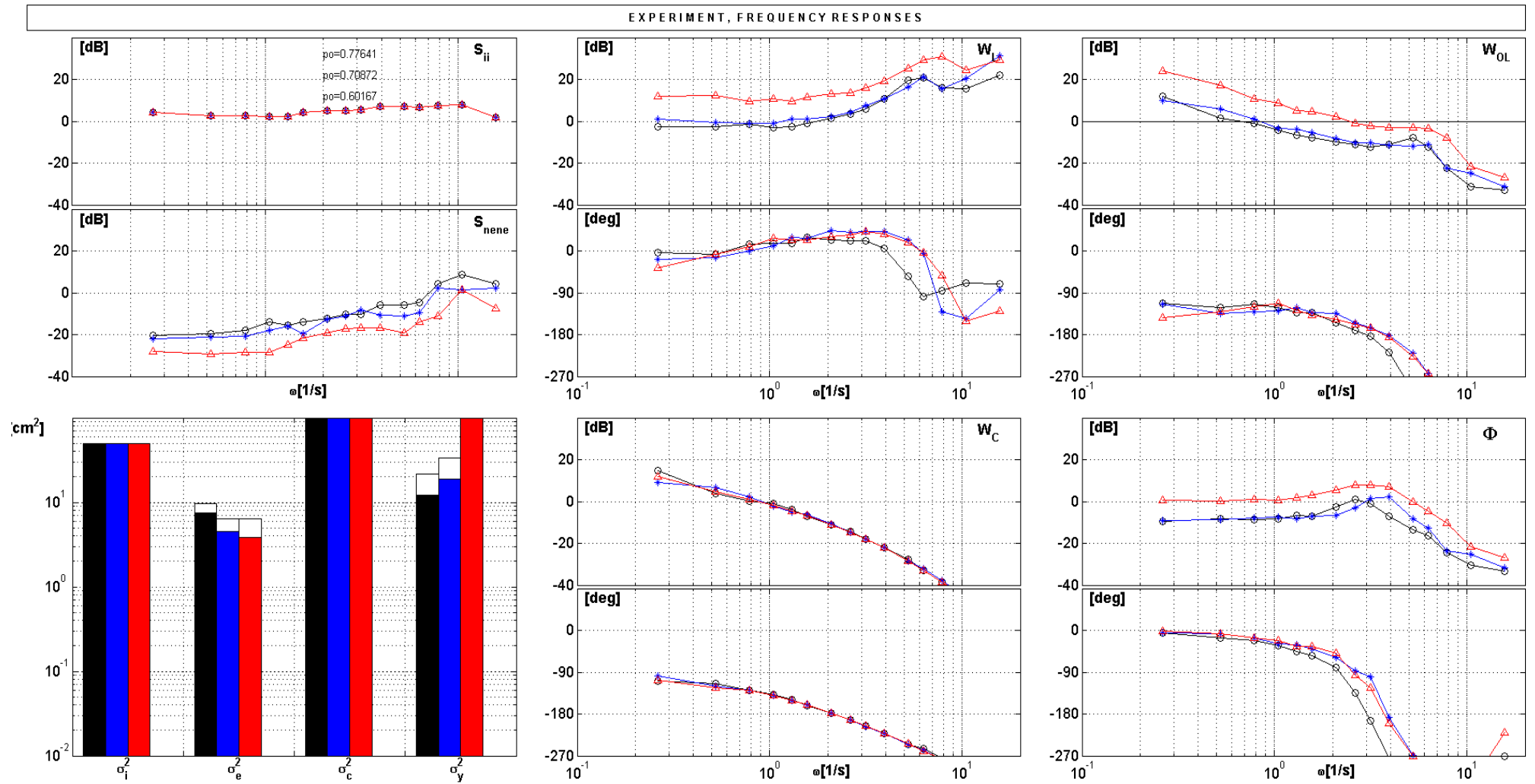


Рисунок Б.9 – Результаты экспериментальных исследований на пилотажном стенде в задаче стабилизации угла крена, динамическая конфигурация L3-2, неподвижный стенд (виз. инф.) ($\circ \cdots \circ$), подвижный стенд (виз. инф. + акселерационная. Инф.) ($\ast \cdots \ast$), подвижный стенд (акселерационная инф.) ($\triangle \cdots \triangle$)

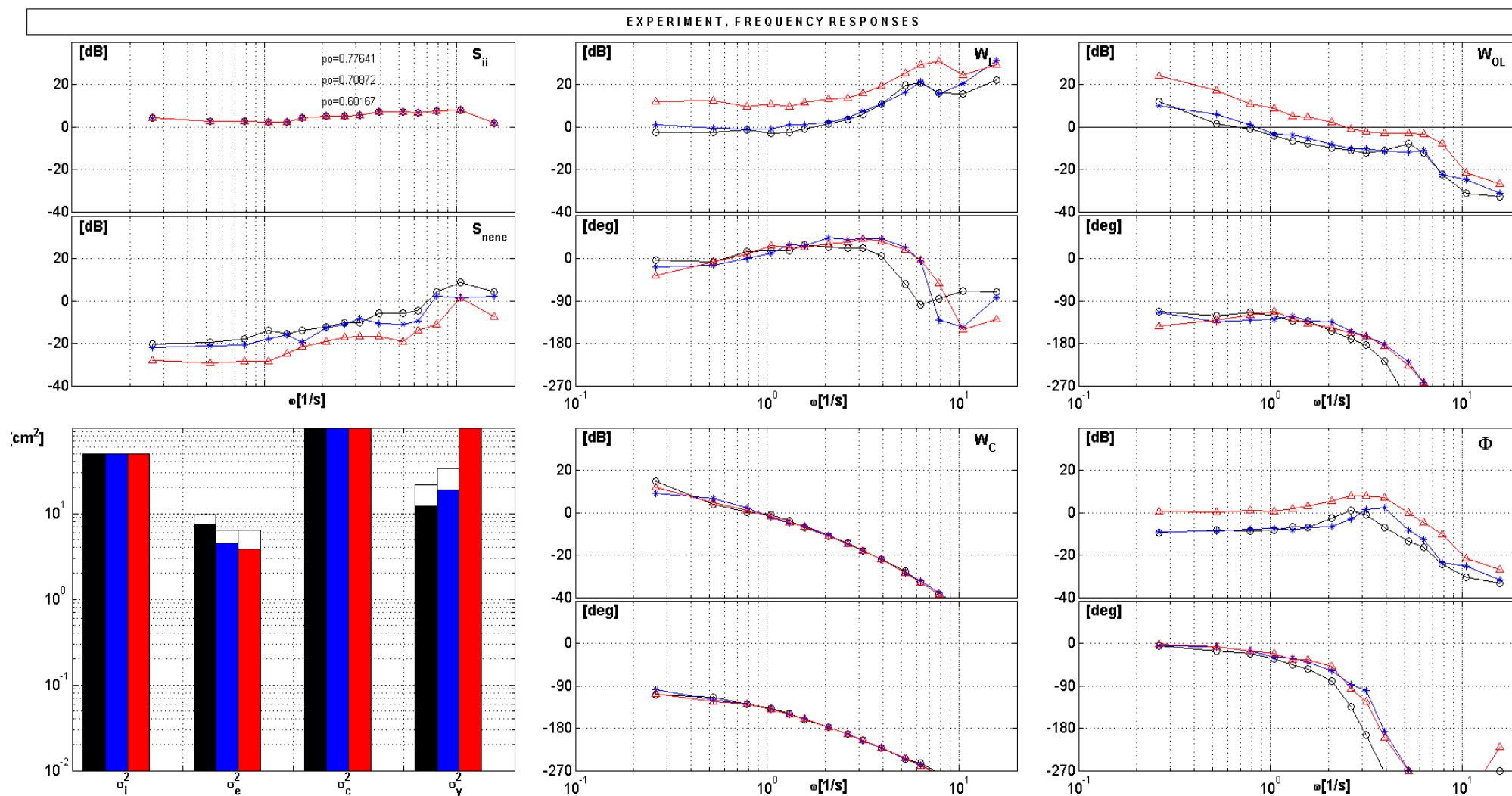


Рисунок Б.10 – Результаты экспериментальных исследований на пилотажном стенде в задаче стабилизации угла крена, динамическая конфигурация L1-2Т4, неподвижный стенд (виз. инф.) ($\odot \cdots \odot$), подвижный стенд (виз. инф. + акселерационная. Инф.) ($\ast \cdots \ast$), подвижный стенд (акселерационная инф.) ($\triangle \cdots \triangle$)

ПРИЛОЖЕНИЕ В

Таблица В.1 База данных динамических конфигураций Have PIO

Система управления самолета и привод					Динамика самолета			
					$1/\tau_{g2} = 0.71c^{-1}$			
					ω_k / ξ_k			
$1/\tau_1$	$1/\tau_2$	ω_1 / ξ_1	ω_2 / ξ_2	ω_3 / ξ_3	2.4/.64	4.1/1.0	3.0/.74	1.7/.68
3.33	10	-	-	75/0.7	HP2B			
20	10	-	-	75/0.7		HP3D		
-	-	-	-	75/0.7	HP21	HP31	HP41	HP51
∞	10	-	-	75/0.7			HP42	
∞	1	-	-	75/0.7	HP25			
-	-	16/.7	-	75/0.7		HP36		
-	-	12/.7	-	75/0.7	HP27			
-	-	9/.7	-	75/0.7	HP28	HP38		
-	-	6/.7	-	75/0.7				HP59
-	-	4/.7	-	75/0.7				HP510
-	-	16/.93	16/.38	75/0.7				HP511
-	-	2/.7	-	75/0.7		HP312		
-	-	3/.7	-	75/0.7		HP313		

$$\omega_4 \rightarrow \infty$$

Таблица В.2 База данных динамических конфигураций LANOS

ДИНАМИКА СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ					ДИНАМИКА КОРОТКОПЕРИОДИЧЕСКОГО ДВИЖЕНИЯ (Nominal)				
					$V_{ind} = 120Kt$				
					$\frac{n_y}{\alpha} = 4.5 \frac{g}{rad}; \tau_{\sigma_i} = 1.4sec$				
τ_1	τ_2	$\frac{\omega_1}{\xi_1}$	$\frac{\omega_4}{\xi_2}$	ω_3 / ξ_3	$\frac{\omega_{SP}}{\xi_{SP}}$				
					1.0/.74	2.3/.57	2.2/.25	2.0/1.06	3.9/.5
0.4	0.1	-	-	75/0.7	1-A	2-A			
0.5	0.1	-	-	75/0.7	1-B				
0.2	0.1	-	-	75/0.7	1-C	2-C	3-C	4-C	
0	0	-	-	75/0.7	1-1	2-1	3-1(3-0)*	4-1(4-0)*	5-1
	0.1	-	-	75/0.7	1-2	2-2	3-2		
	0.25	-	-	75/0.7	1-3	2-3	3-3	4-3	5-3
	0.5	-	-	75/0.7	1-4	2-4		4-4	5-4
	1.0	-	-	75/0.7					5-5
	0	16/.7	-	75/0.7	1-6	2-6	3-6	4-6	5-6
		12/.7	-	75/0.7		2-7	3-7	4-7	5-7
		9/.7	-	75/0.7	1-8				
		6/.7	-	75/0.7		2-9			
		4/.7	-	75/0.7		2-10		4-10	
0	0	16/.93	16/.38	75/0.7	1-11	2-11		4-11	5-11

Таблица В.3 База данных динамических конфигураций Neal-Smith

Характеристики системы управления			Характеристики короткопериодического движения							
			$n/\alpha = 18.5 \text{ г/рад.}$ $v_{ind} = 250 \text{ КТ}$ $1/\tau_{\theta_2} = 1.25 \text{ сек}^{-1}$					$n/\alpha = 50 \text{ г/рад.}$ $v_{ind} = 350 \text{ КТ}$ $1/\tau_{\theta_2} = 2.4 \text{ сек}^{-1}$		
			ω_{SP} / ζ_{SP}					ω_{SP} / ζ_{SP}		
$1/\tau_1$	$1/\tau_2$	ω_3 / ξ_3	2.2/.69	4.9/.70	9.7/.63	5.0/.28	5.1/.18	3.4/.67	7.3/.73	16.5/.69
0.5	2	63/0.75	1A							
0.8	3.3							6A		
2	5		1B	2A						
3.3	8							6B	7A	
5	12			2C						
8	19								7B	
∞	∞	75/0.67	1D	2D	3A	4A	5A	6C	7C	8A
	19	63/0.75							7D	8B
	12			2E	3B	4B	5B			
	8							6D	7E	8C
	5		1E	2F	3C	4C	5C			
	3.3							6E	7F	8D
	2		1F	2H	3D	4D	5D		7G	
	0.8							6F	7H	8E
	0.5		1G	2J	3E	4E	5E			
2	5	16/0.75	1C	2B						
∞	5			2G						
	2			2I						

 $\omega_4 \rightarrow \infty$

Таблица В.4 Выбранные динамические конфигурации и соответствующие им оценки из летных экспериментов

№	Конф.	PR	PIOR	Ур-нь	№	Конф.	PR	PIOR	Ур-нь
1	LH2.1	2; 2	1; 1	1	25	NS3D	4; 4	2; 1	2
2	LH4C	3; 3	1.5; 2	1	26	NS3E	4; 4	1.5; 1	2
3	NS1B	3,5; 3	1; 1.5	1	27	NS4A	5,5; 5	2.5; 2	2
4	NS2D	3; 2,5; 2,5	2; 1; 1	1	28	NS7G	5; 6	2; 2	2
5	NS3C	4; 3	2; 1	1	29	NS6A	5; 6	2; 3	2
6	NS7C	3; 3; 4; 1.5	2; 2; 1; 1	1	30	NS8A	5; 4	2.5; 1	2
7	NS8C	3,5; 3	2; 1	1	31	NS6C	4; 5	2.5; 2	2
8	HP2.1	2; 2; 3	1; 1; 1	1	32	NS7E	6; 5	3; 2	2
9	HP3D	2; 2	1; 1	1	33	NS1F	8; 8	4; 4	3
10	HP4.1	3; 2; 3	1; 1; 1	1	34	NS1G	8,5; 8,5	4.5; 4	3
11	HP4.2	3; 3; 4	1; 1; 2	1	35	NS2I	8; 8	4.5; 4	3
12	LH 2A	4; 6	2; 2.5	2	36	NS4D	8; 9	3.5; 5	3
13	LH2.2	4; 4,5	2; 1	2	37	NS5D	8,5; 9; 9	4; 5; 4	3
14	LH3.0	4; 5	1; 2	2	38	NS5E	8; 8	4; 4	3
15	LH1C	4; 4	1; 1	2	39	HP2.5	10; 7; 10	4; 4; 5	3
16	LH1.1	4; 4	2; 1	2	40	HP2.8	8; 10; 8	4; 4; 4	3
17	LH2.7	7; 6	3; 3	2	41	HP3.12	7; 9	4; 5	3
18	LH3.6	7; 6	3; 3	2	42	HP3.13	10; 10	4; 5	3
19	LH4.4	7; 6	3; 3; 2	2	43	HP5.9	7; 8; 7	4; 4	3
20	HP3.6	5; 4	2; 2	2	44	HP5.10	10; 10	5; 5	3
21	NS2A	4,5; 4	2; 2	2	45	LH1.3	9; 10	4; 4	3
22	NS2H	5; 6; 5,5	2.5; 2.5; 2	2	46	NS5C	9; 7	5; 5	3
23	NS2J	6; 6	2; 2	2	47	NS6E	8.5; 7	5; 4	3
24	NS3A	5; 4; 4; 4	3; 1.5; 1; 1.5	2	48	NS6F	8.5; 10; 8	4; 5; 4	3

Таблица В.5 Значения нормируемых параметров критерия МАИ и Нового критерия МАИ, полученные с использованием МОСМ МАИ

№	Конф.	$\Delta\varphi$, град	r , дБ	ω_{BW}, c^{-1}	№	Конф.	$\Delta\varphi$, град	r , дБ	ω_{BW}, c^{-1}
1	NS 1B	-35	4.427	2.752	25	LH 1C	29	3.637	2.324
2	NS 2D	-47	4.613	2.866	26	LH 1.1	35	3.556	2.454
3	NS 7C	-38	4.443	2.986	27	LH 2A	-61	4.66	2.508
4	NS 8C	-37	4.328	2.789	28	LH 2.2	-45	4.6	2.345
5	NS 3C	-30	4.28	2.683	29	LH 3.0	-62	4.7	2.527
6	HP 4.2	-40	4.63	2.658	30	LH 2.7	-38	4.6	2.179
7	HP 2.1	-42	4.616	2.895	31	LH 3.6	42.2	7.93	2.485
8	HP 3D	-45	4.609	2.882	32	LH 4.4	56	3.9	2.287
9	HP 4.1	-47	4.7	2.903	33	NS 1F	58	3.963	2.369
10	LH 2.1	-43	4.482	2.899	34	NS 1G	50	2.376	1.756
11	LH 4C	-27	4.232	2.598	35	NS 2I	-20	3.78	2.001
12	NS 2A	-68	4.56	2.462	36	NS 4D	-25	4.51	2.003
13	NS 2H	-20	4.433	2.302	37	NS 5C	-53	4.61	1.993
14	NS 2J	-19	3.98	2.413	38	NS 5D	-30	4.296	1.859
15	NS 3A	-63	4.6	2.401	39	NS 5E	38	3.7	1.675
16	NS 3D	-26	4.43	2.353	40	NS 6E	40	4.188	1.82
17	NS 3E	26	3.19	2.421	41	NS 6F	36	2.808	1.654
18	NS 4A	-65	4.6	2.346	42	HP 2.5	28	4.451	1.378
19	NS 6A	-54	4.66	2.493	43	HP 2.8	-30	4.55	1.72
20	NS 6C	-20	4.462	2.187	44	HP 3.12	40	4.158	1.245
21	NS 7E	-36	4.328	2.435	45	HP 3.13	45	4.272	1.856
22	NS 7G	-19	4.155	2.395	46	HP 5.9	38	4.23	1.469
23	NS 8A	-52	4.243	2.505	47	HP 5.10	-60	4.136	1.906
24	HP 3.6	-43	4.485	2.514	48	LH 1.3	-40	3.228	1.645

Таблица В.6 Выбранные динамические конфигурации из базы LATHOS, соответствующие им оценки из летных экспериментов, а также значения нормируемых параметров

№	Конфигурация	$PR_{\text{эксп}}$	$\sigma_{n_z \cdot 10}$	σ_e	Уровень ПХ	$PR_{\text{виз}}$	$PR_{\text{вест}}$	$PR_{\text{расч}}$
1	L3-2	2	0.72	3.986	1	1.9	3.2	3.2
2	L2-4	2	0.71	4.639	1	2.9	2.9	2.9
3	L2-4F2	3	0.72	4.859	1	3.2	3.1	3.2
4	L3-3	2	0.69	4.46	1	2.6	2.0	2.6
5	L2-2	4	0.74	4.289	2	2.4	4.1	4.1
6	L2-3F1	5	0.75	7.238	2	5.9	4.5	5.9
7	L2-4F1	4	0.86	5.132	2	3.6	5.1	5.1
8	L3-4	4	0.73	5.972	2	4.6	3.5	4.6
9	L5-3	4	0.73	4.275	2	2.4	3.7	3.7
10	L1-3T0F7	5	0.78	7.336	2	6.0	5.4	6
11	L2-3T2	4	0.74	5.896	2	4.5	4.2	4.5
12	L2-3F3	6	0.79	7.595	2	6.2	5.7	6.2
13	L2-3T2F7	4	0.73	6.353	2	5.0	3.6	5
14	L1-2	7	0.86	8.176	3	6.7	8.2	8.2
15	L2-2T4	9	0.86	10.29	3	8.3	8.1	8.3
16	L2-4T2	7	0.81	8.659	3	7.1	6.6	7.1
17	L2-4T2F1	9	0.86	9.857	3	7.7	8.2	8.2
18	L3-3F3	7	0.82	7.878	3	6.5	6.8	6.8
19	L3-4F4	8	0.89	9.55	3	7.8	9.3	9.3
20	L3-4T2F1	8	0.79	9.857	3	8.0	5.9	8
21	L5-2T1F1	7	0.81	8.963	3	7.4	6.6	7.4
22	L3-3F5	7	0.84	8.236	3	6.8	7.7	7.7

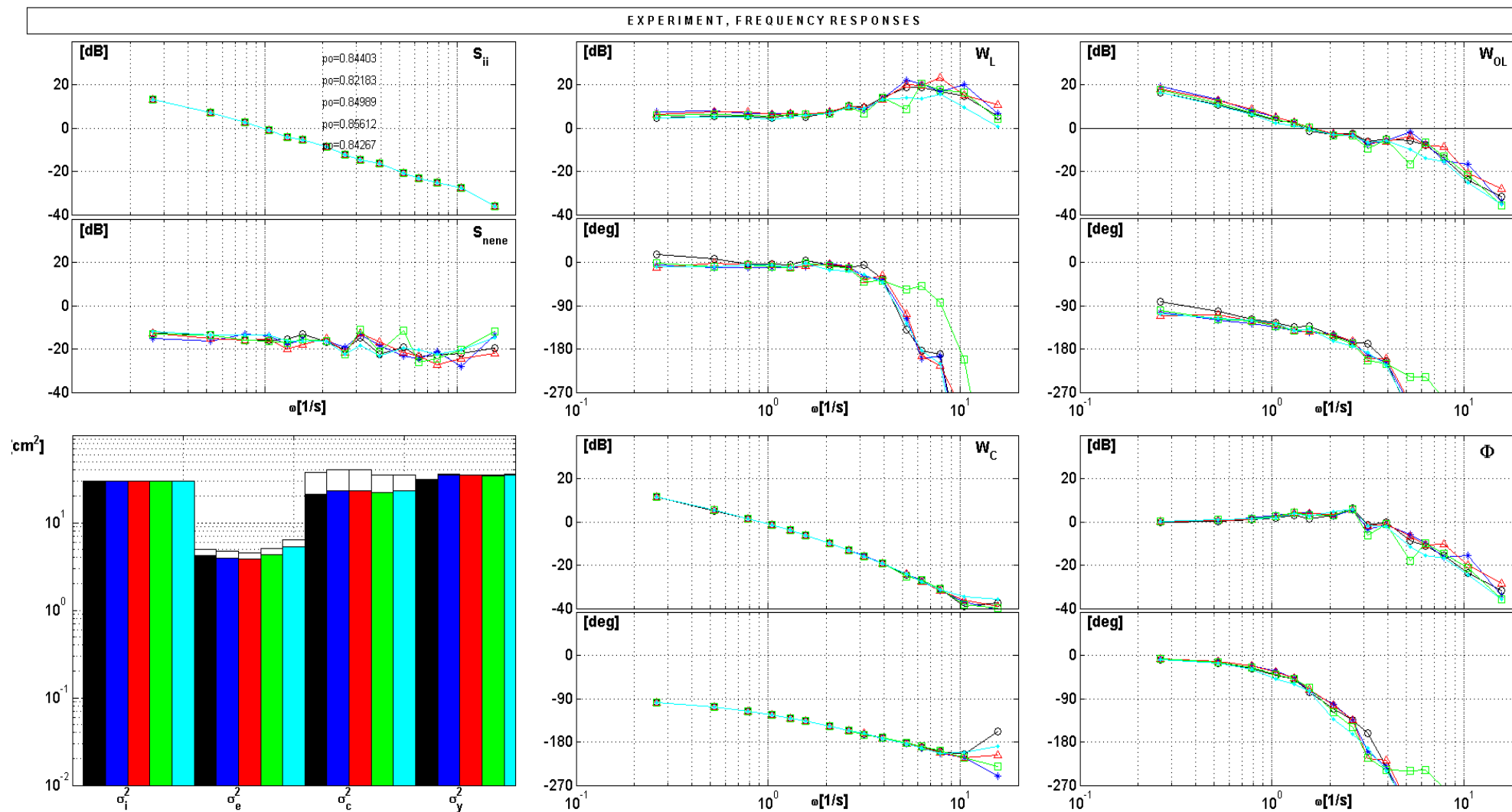


Рисунок В.1 – Результаты экспериментальных исследований на подвижном пилотажном стенде по оптимизации параметра фильтра возврата в задаче отслеживания угла крена, рычаг управления типа FSC, без фильтра ($\circ \cdots \circ$), при $T=0.5$ ($* \cdots *$), при $T=1$ ($\triangle \cdots \triangle$), при $T=1.5$ ($\square \cdots \square$), при $T=2$ ($\diamond \cdots \diamond$)