

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



На правах рукописи

Ефремов Евгений Владимирович

**УЛУЧШЕНИЕ ПИЛОТАЖНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛЕТАТЕЛЬНЫХ
АППАРАТОВ ПУТЕМ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ
ПОДХОДОВ К РАЗРАБОТКЕ АЛГОРИТМОВ ЭЛЕМЕНТОВ
ТЕХНИЧЕСКОЙ ЧАСТИ СИСТЕМЫ САМОЛЕТ-ЛЕТЧИК**

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 2023г.

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ.....	4
ГЛАВА 1 Математическая модель управляющих действий летчика.....	18
1.1 Исследование влияния характеристик и типа рычага управления на характеристики системы самолет-летчик.....	23
1.2 Модификация структурной модели управляющих действий летчика	39
ГЛАВА 2 Критерии оценки пилотажных характеристик самолета.....	52
2.1 Исходные данные	53
2.2 Анализ и модификация известных критериев оценки пилотажных характеристик и предсказания тенденции к явлению РЮ	55
2.2.1 Критерии требований к параметрам частотных характеристик самолета по углу тангажа и переходного процесса по угловой скорости тангажа	56
2.2.1.1 Критерии предсказания тенденции к явлению РЮ.....	56
2.2.1.2 Критерии предсказания оценки ПХ	61
2.2.2 Критерии, нормирующие параметры системы самолет-летчик.....	64
2.2.2.1 Критерий МАИ.....	64
2.2.2.2 Мощность усилий, прикладываемых летчиком к рычагу при выполнении задачи пилотирования	70
ГЛАВА 3 Синтез алгоритмов регулятора системы управления	77
3.1 Система управления на базе принципа «обратная динамика» и условия ее реализации	77
3.2 Реализация регулятора, синтезируемого на базе принципа «обратная динамика» для различных летательных аппаратов и оценка его эффективности.....	82
3.3 Интеграция системы управления на базе принципа обратной динамики с различными рычагам управления.....	90

ГЛАВА 4. Интеграция регулятора системы управления и рычагов управления с исполнительными устройствами	96
4.1 Анализ целесообразности введения ограничителя предельных значений скоростей отклонения привода	96
4.2 Разработка алгоритма функционирования ограничителя для снижения потребных скоростей отклонения привода	102
4.3 Интеграция ограничителя скорости с различными типами рычагов управления	114
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	121
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.....	125
ПРИЛОЖЕНИЕ А	135
ПРИЛОЖЕНИЕ Б.....	155
ПРИЛОЖЕНИЕ В	163
ПРИЛОЖЕНИЕ Г	177
ПРИЛОЖЕНИЕ Д	179

ВВЕДЕНИЕ

Актуальность и степень разработанности. Важнейшими требованиями, предъявляемыми к авиационной технике на всех исторических этапах ее развития, были достижение наивысшей эффективности применения при обеспечении заданного уровня безопасности полетов. Эти требования достигаются различными способами, в том числе, путем улучшения летно-технических характеристик. В прошлые годы это обеспечивалось совершенством аэродинамической компоновки самолета, а также характеристик двигателя. В 60-е – 70-е годы прошлого столетия была выдвинута концепция CCV (Control Configured Vehicle) [1] включающая в себя ряд инновационных решений. Одним из них являлся переход на статически неустойчивые компоновки с одновременной автоматизацией самолета, обеспечивающей необходимый уровень устойчивости и управляемости. Реализация этого принципа привела к созданию нового поколения высокоавтоматизированных самолетов, характеризующихся рядом инноваций. К ним в первую очередь относятся высокоавтоматизированные системы управления. Высокий уровень автоматизации позволяет не только трансформировать статически неустойчивый самолет в динамически устойчивый, но и существенно изменять его управляемость. При этом в каждой целевой задаче могут быть достигнуты наилучшие пилотажные свойства. Такой принцип построения систем, алгоритмы которых изменяются при переходе от одной задачи пилотирования к другой получили распространение в практике пилотирования зарубежных вертолетов. Нормативные требования к их характеристикам управляемости [2] построены с учетом этого принципа. В практике создания самолетов такой подход получил ограниченное использование. В частности, он используется при выполнении задачи дозаправки, когда на заключительном этапе ее выполнения вводятся

дополнительные обратные связи по углам тангажа и крена с целью уменьшения порядка астатизма объекта управления.

Внедрение ЭДСУ позволило перейти от традиционных принципов формирования алгоритмов системы управления, базирующихся на классической теории систем с обратной связью и предполагающих использование астатических законов управления к алгоритмам, базирующимся на новых подходах. В этой связи значительный прогресс был достигнут при создании самолетов F-35, вертолетов УН-60, с системой управления, построенной по принципу инверсной (обратной) динамики.

В настоящее время опубликовано значительное число работ, в которых предлагаются различные подходы к реализации принципа обратной динамики. Они включают в себя разные варианты нелинейной динамической инверсии (NDI) [3, 4, 5] ее сочетание с μ -синтезом или *H-infinity* [6, 7], инкрементной динамической инверсии (INDI) [8, 9, 10]. Приведенные в этих работах результаты базируются на математическом моделировании системы «ЛА-регулятор», которые в некоторых работах дополняются результатами экспериментов [11]. Реализация принципа обратной динамики предполагает проведения дополнительных исследований по оценке влияния «выравнивающих фильтров», робастности системы, возможности отработки приводом управляющих сигналов. Такие исследования должны проводиться путем полунатурного моделирования системы самолет-летчик на пилотажных стендах с оценкой широкого круга характеристик этой системы. В приведенных выше работах такие исследования не проводились.

Помимо экспериментальной проверки на пилотажных стендах полученных алгоритмов системы управления, необходимо проводить также и математическое моделирование системы самолет-летчик. Такое моделирование требует знания математической модели характеристик управляющих действий летчика, а также критериев оценки пилотажных характеристик, базирующихся на вычисленных при моделировании

показателей, нормируемых этими критериями. Знание критериев оценки пилотажных характеристик и моделей управляющих действий летчика необходимо и при решении задач проектирования и других элементов технической части системы самолет-летчик, в частности, новых типов рычагов управления. Во второй половине прошлого столетия был создан, так называемый, боковой рычаг управления. Впервые он был установлен на самолете-истребителе F-16, а в последствии и на других самолетах, создаваемых в США (F-22, F-35), на образцах авиационной техники, созданной в Европе (EuroFighter, гражданские самолеты фирмы Airbus, а также российские самолеты Sukhoi Superjet 100 и MC-21). В последние годы были проведены широкие исследования по разработке и внедрению, так называемого, активного рычага управления. Такой рычаг обладает расширенным набором функций. К ним, в частности, относятся:

- функция FSC (Force Sensing Control) [12], позволяющая передавать в тракт управления сигнал, пропорциональный усилиям, а не перемещение рычага (так называемый рычаг типа DSC (Displacement Sensing Control));

- функция SAFE-CUE (Smart adaptive flight effective cue) [13] – функция, позволяющая динамически по сигналам обратных связей изменять жесткость и/или коэффициент усиления с целью подавления явления раскачки самолета летчиком.

Для выбора параметров боковой ручки в настоящее время разработан ряд методик, основанных на требованиях к некоторым обобщенным показателям, значения которых преимущественно получены из экспериментов. Развитию этого направления посвящены работы сотрудников ЦАГИ В.В. Родченко, Л.Е. Зайчик, Ю.П. Яшина и др. [14, 15, 16]. Методика выбора параметров активной ручки, обладающей функциями FSC и SAFE-CUE, также отсутствует. Показанная в работах [17, 18, 19] эффективность активной боковой ручки указывает на необходимость разработки методик, базирующихся на модифицированных математических моделях управляющих действий летчика, учитывающих его проприоцептивные

обратные связи, чувствительных к характеристикам и типам рычага управления. Знание таких моделей позволяет значительно расширить круг задач, решаемых путем математического моделирования системы самолет-летчик. Это позволяет, в том числе, разработать методики выбора характеристик рычага управления, создавать критерии выбора пилотажных характеристик, позволяющих оценить влияние характеристик и типов рычагов.

Широкое внедрение бортовой вычислительной техники привело к существенному применению дисплеев, отображающих информацию, устанавливаемых в кабине самолета. На смену электромеханическим приборам и индикаторам пришли электронные дисплеи, позволившие сконцентрировать на экране небольшого размера всю необходимую информацию, воспринимаемую центральным полем зрения летчика. Как правило такие дисплеи построены по принципу компенсаторных дисплеев, отображающих рассогласование между текущим и программным значениями фазовых координат. На их экраны высвечиваются также директорные сигналы, при формировании которых использовались методы математического моделирования системы самолет-летчик. Последние годы значительный интерес проявляется в создании нового поколения дисплеев, отображающих как прогнозное развитие траекторного движения самолета, так и программная траектория. К таким дисплеям относятся прогнозный дисплей, а также дисплей с предвидением. В работах МАИ А.В. Ефремова, М.С. Тяглика, И.Х. Иргалеева [20, 21, 22] продемонстрированы возможности использования математического моделирования системы самолет-летчик, как для выбора командных сигналов для директорного прибора, так и для формирования прогнозного вектора скорости и других параметров прогнозного дисплея.

Выбор параметров и синтез алгоритмов элементов технической части системы самолет-летчик часто выполняются независимо друг от друга без учета взаимного синергетического эффекта, который может быть достигнут

для улучшения характеристик системы самолет-летчик при взаимодействии этих элементов. При этом стремление достигнуть наилучшей динамики объекта управления за счет того или иного элемента контура ручного управления, как правило, приводит к повышенным требованиям к исполнительным устройствам. Например, привод с достаточно малыми ограничениями на скорость отклонения рулевых поверхностей в условиях, когда автоматика формирует высокоскоростные сигналы, может оказаться причиной раскачки самолета летчиком (согласно классификации, приведенной в работе [23] такой вид колебаний относят к явлению РЮ категории II). Отсюда возникает дополнительная задача разработки специальных средств, которые будут обеспечивать безопасную работу привода, предотвращая явление раскачки самолета-летчиком и сохраняя синергетический эффект улучшения характеристик системы самолет-летчик, полученный в результате интеграции интерфейсов и системы управления.

Таким образом, из приведенного выше анализа проблем возникающих при проектировании элементов технической части системы самолет-летчик общей задачей для их решения является разработка моделей управляющих действий летчика. Эти модели необходимы также и для создания критериев выбора пилотажных характеристик, обладающих высокими прогностическими свойствами.

В настоящее время сложилось несколько направлений моделирования управляющих действий летчика. К ним, в частности, относятся традиционный подход, основанный на задании структуры математической модели и выбора ее параметров на базе использования частотного анализа, структурного подхода, являющегося развитием традиционного подхода, учитывающий образование и активное использование летчиком обратных связей различной модальности, а также оптимального подхода, созданного на базе теории оптимального управления. Эти подходы предложены в середине 60-х – начале 70-х в США [24, 25, 26, 27, 28, 29] и получили развитие в Московском авиационном институте. Здесь разработаны модификации этих

моделей [30, 31, 32], позволившие повысить достоверность получаемых результатов. Общим недостатком таких моделей является то, что все они предполагают, что сигналы, поступающие в тракт управления, пропорциональны перемещению рычага управления. Это не позволяет оценить влияние нового типа рычага управления (типа FSC) на характеристики системы самолет-летчик, а также решить задачу выбора характеристик загрузки рычагов. В Главе 1 дается более подробный краткий анализ каждого из этих подходов.

Опыт и анализ использования этих моделей указывает на ряд других недостатков, в том числе, невозможность предсказания с их помощью влияния характеристик рычагов управления, а также неточность в ряде случаев получаемых результатов по сравнению с результатами экспериментальных исследований.

Создание критериев оценки пилотажных характеристик в конце прошлого века пошло по пути создания, так называемых, альтернативных критериев, определенных в терминах требований к обобщенным параметрам частотных и временных характеристик. Это было связано главным образом с тем, что создание высокоавтоматизированного самолета имеет значительное число фильтров, префильтров, которые существенно трансформируют динамику высокоавтоматизированного самолета. Такая динамика отличается от традиционных моделей коротко- и длиннопериодического движения, что приводит к появлению ряда особенностей, не имевших место у самолетов прошлых лет. К ним относятся увеличенное эквивалентное фазовое запаздывание, возможное проявление нелинейных эффектов, новые типы реакций самолета. Все эти особенности привели к необходимости поиска новых критериев выбора пилотажных характеристик, которые позволили бы оценить их влияние на процесс пилотирования. Для их разработки на протяжении 70-х – 90-х годов прошлого столетия в США проводились серии летных испытаний, которые позволили создать базы данных динамических конфигураций, которые учитывают вышеописанные особенности

высокоавтоматизированных самолетов.. Наиболее полными из них являются базы данных, полученные в летно-исследовательском центре Calspan на летающей лаборатории NT-33A [33], оснащенной системой управления, позволяющей реконфигурировать динамику исходного самолета. В 70-х годах были получены базы данных Neal-Smith [34] и LANOS [35], в конце 80-х годов была создана база данных Have PIO [36]. Исследуемые здесь конфигурации имели дополнительные фильтры, аппроксимирующие динамику высокоавтоматизированного самолета.

Такие базы данных и были использованы при разработке альтернативных критериев управляемости, позволяющих оценивать уровни пилотажных характеристик высокоавтоматизированных самолетов, а также критериев, позволяющих оценить наличие тенденции самолета к «раскачке» в основном как требования к обобщенным параметрам частотных и временных характеристик.

Практика использования таких критериев показывает их недостаточно высокие прогностические свойства из-за некоторых недостатков баз данных, к которым относятся:

- ограниченное число оценок для ряда конфигураций (для некоторых из них было выполнено по одному эксперименту);
- значительные разбросы в оценках летчика, устанавливаемых по субъективным шкалам (например, оценка по шкале Купера-Харпера *PR*).

Для их устранения требуется проведения дополнительных исследований по отбору конфигураций, используемых для формирования и последующей модификации существующих критериев, а также разработка новых критериев, обладающих высокими прогностическими свойствами, включая и те из них, которые основаны на требованиях к параметрам системы самолет-летчик. К последней группе критериев относится критерий Нила-Смита [34], нормируемые параметрами которого являются резонансный пик замкнутой системы и показатель компенсирующих действий, вводимых летчиком на частоте, равной полосе пропускания

замкнутой системы. Эти параметры вычисляются путем математического моделирования системы самолет-летчик. В качестве модели летчика использовалась упрощенная модель, предложенная МакРуером [25], учитывающая основные свойства системы самолет-летчик в районе частоты среза.

В работах МАИ [30, 31] была предложена модификация критерия Нила-Смита оценки пилотажных характеристик и предсказания явления РЮ в продольном движении, которая в зарубежных работах получила название критерий МАИ. В отличие от критерия Нила-Смита, нормируемые параметры этого критерия определялись путем экспериментальных исследований на пилотажном стенде, либо путем математического моделирования системы самолет-летчик с использованием модифицированной модели управляющих действий летчика. Параметр, описывающий компенсирующие действия летчика на полосе пропускания, введенный Нилом и Смитом, был заменен на максимальную фазовую компенсацию летчика, которая определялась как максимальная разность между частотной характеристикой летчика, полученной при управлении текущим объектом и фазовой характеристикой летчика, полученной при управлении, так называемой, оптимальной динамикой объекта управления [37]. Однако, анализ прогностических возможностей этих критериев, выполненный автором настоящей диссертационной работы в [38, 39] показал необходимость их дополнительного совершенствования.

Цели исследования – достижение синергетического эффекта улучшения пилотажных характеристик, получаемого при интеграции различных элементов технической части системы самолет-летчик, создаваемых с использованием перспективных принципов их функционирования.

Задачи исследования:

– Разработка модифицированной модели управляющих действий летчика, позволяющей учитывать влияние различных типов рычагов

управления и их характеристик на управляющие действия летчика и свойства системы самолет-летчик;

– Разработка системы критериев оценки пилотажных характеристик, включая критерии, основанные на нормировании характеристик системы самолет-летчик, вычисленные путем математического моделирования, позволяющие оценивать влияние на пилотажные характеристики не только динамику объекта управления, но и характеристики и типы рычагов управления;

– Синтез алгоритмов регуляторов СУ, базирующихся на принципах обратной динамики, с учетом возможности их реализации;

– Интеграция алгоритмов регулятора системы управления с рычагами управления и исполнительными устройствами.

Научная новизна.

1) Выявлены новые закономерности характеристик системы самолет-летчик при управлении различными рычагами управления.

2) Получена модификация структурной модели управляющих действий летчика, учитывающая выявленные закономерности и позволяющая оценивать характеристики новых рычагов управления.

3) Предложен подход к выбору динамических конфигураций, используемых при разработке критериев оценки пилотажных характеристик, позволивший модифицировать ряд критериев с улучшенными прогностическими свойствами

4) Создано два новых критерия, основанные на нормировании параметров системы самолет-летчик.

5) Разработан алгоритм нелинейного ограничителя максимальных скоростей отклонения рулевых поверхностей, позволяющий реализовать принцип обратной динамики и исключить возможность возникновения раскачки самолета летчиком (так называемое явление PIO).

Теоретическая значимость:

1) Разработанная математическая модель управляющих действий летчика позволяет оценивать влияние на характеристики системы самолет-летчик параметров и типа управляющего сигнала как для бокового, так и центрального рычага управления.

2) Разработанные критерии оценки пилотажных характеристик отличаются высокими прогностическими свойствами.

3) Критерий, нормирующий мощность усилий, прикладываемых летчиком к рычагу управления при выполнении задачи пилотирования, является показателем, оценивающим физическую нагрузку летчика при выполнении задачи пилотирования.

4) Обоснована необходимость введения ограничителей скорости отклонения рулевых поверхностей при реализации принципов обратной динамики в СУ.

Объект исследования – система самолет-летчик.

Предмет исследования – элементы технической части системы самолет-летчик и новые принципы их функционирования для улучшения пилотажных характеристик летательных аппаратов, что соответствует паспорту специальности 2.5.16. по признакам «Определение требований к характеристикам устойчивости и управляемости жестких и упругих ЛА. Разработка методов их обеспечения.» и «Разработка алгоритмов управления высокоавтоматизированных ЛА, повышающих безопасность полета, точность управления различных летательных аппаратов, а также обеспечивающих улучшение лётно-технических характеристик средствами автоматизации».

Практическая значимость.

1) Полученная в работе система критериев, в частности, «Новый критерий МАИ» позволяет оценить влияние параметров и типов рычагов управления на уровень пилотажных характеристик различных летательных аппаратов.

2) Разработанный алгоритм функционирования ограничителя скорости отклонения рулевых поверхностей обеспечивает подавление раскачки самолета летчиком, существенно уменьшает требуемые скорости отклонения приводом управляющих поверхностей при сохранении точности пилотирования.

3) Предложенная интеграция принципа обратной динамики и ограничителя скорости отклонения рулевых поверхностей, а также бокового рычага управления позволяет существенно улучшить точность пилотирования.

4) Выявлены значительные преимущества бокового рычага управления, формирующего управляющий сигнал, пропорциональный прикладываемым к нему усилиям, по сравнению с традиционным центральным рычагом, выходной сигнал которого пропорционален перемещению.

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

Положения, выносимые на защиту.

1) Закономерности характеристик системы самолет-летчик при использовании центрального и бокового рычагов управления.

2) Модификация структурной модели управляющих действий летчика.

3) Модифицированные и созданные критерии оценки ПХ, обладающих высокими прогностическими свойствами.

4) Целесообразность совместного использования бокового рычага управления, формирующего управляющий сигнал пропорциональный прикладываемым к нему усилиям, совместно с СУ, построенной на базе обратной динамики.

5) Нелинейный ограничитель, обеспечивающий предотвращение явления раскачки при сохранении точности пилотирования.

Достоверность результатов математического моделирования подтверждается результатами экспериментальных исследований на пилотажном стенде МАИ.

Апробация результатов работы. По теме диссертационной работы:

- опубликовано 12 статей, из которых 3 в изданиях, рекомендованных ВАК, 9 в изданиях, входящих в Scopus, из которых 2 отнесены Q1;
- получено 2 свидетельства о государственной регистрации программы для ЭВМ;
- сделано 17 докладов на международных и всероссийских научных конференциях.

Личный вклад автора. Предложена модификация структурной модели управляющих действий летчика, основанная на структурном подходе, выполнена модификация нескольких критериев оценки пилотажных характеристик и наличия или отсутствия тенденции к явлению раскачки, позволившая повысить их прогностические свойства. Разработаны два критерия оценки уровня пилотажных характеристик, основанные на нормировании параметров системы самолет-летчик. Сформулированы условия реализуемости системы управления на базе обратной (инверсной) динамики и выполнена оценка ее эффективности на нескольких летательных аппаратах. Предложен алгоритм функционирования нелинейного ограничителя скорости потребных скоростей отклонения рулевых поверхностей.

Структура и содержание исследований.

В Главе 1 приведен краткий обзор широко используемых математических моделей управляющих действий летчика. Показана необходимость разработки модели, которая бы учитывала влияние характеристик и типов рычагов управления на характеристики системы самолет-летчик. Для этого выполнен комплекс экспериментальных исследований на пилотажном стенде по выявлению таких закономерностей. На основании полученных результатов создана модифицированная

структурная модель управляющих действий летчика, позволяющая получить результаты с высоким уровнем соответствия результатам экспериментальных исследований.

В Главе 2 предложено правило отбора динамических конфигураций, используемых при модификации и разработке критериев оценки пилотажных характеристик и наличия тенденции к явлению РЮ. Полученный в результате набор из 48 объектов управления, принадлежащих разным уровням пилотажных характеристик. Выполнена модификация нескольких известных существующих критериев, которая позволила повысить их прогностические свойства. Создан новый критерий, основанный на нормировании параметров системы самолет-летчик, вычисленных путем математического моделирования с использованием модифицированной структурной модели управляющих действий летчика, приведенной в Главе 1. В Главе 2 также предложено в качестве параметра оценки уровня компенсирующих действий летчика использовать мощность усилий, прикладываемых летчиком к рычагу при выполнении задачи пилотирования. Получено приближенное выражение для этого параметра и показано, что его значения коррелированы с уровнем пилотажных характеристик.

Глава 3 посвящена синтезу алгоритмов системы управления на базе принципа «обратная динамика». На примере моделей движения вертолета Ми-8 и сверхзвукового пассажирского самолета второго поколения показано путем математического и полунатурного моделирования, что такая система позволяет добиться желаемой динамики объекта управления в широком диапазоне частот. Выполнены исследования по влиянию неточного знания аэродинамических характеристик объекта управления на работоспособность системы. Для обеспечения робастности в систему управления предложено вводить интегральные законы. Оценено совместное влияние типа рычага управления и системы управления на точность пилотирования и пилотажные характеристики.

В главе 4 выполнен комплекс исследований влияния ограничений на скорость отклонения рулевых поверхностей на точность пилотирования. Предложена модификация алгоритма нелинейного ограничителя скорости отклонения привода, предложенного в работе [40]. Оценка эффективности алгоритмов функционирования ограничителя выполнена путем полунатурного моделирования с использованием моделей сверхзвукового пассажирского самолета второго поколения и аэрокосмического летательного аппарата с предварительно синтезированной системой управления на базе обратной динамики. Здесь также выполнена интеграция разработанных алгоритмов ограничителя с различными рычагами управления сверхзвукового пассажирского самолета второго поколения.

ГЛАВА 1 Математическая модель управляющих действий летчика

В настоящее время существует несколько подходов к моделированию характеристик управляющих действий летчика. Наиболее широкое распространение при решении инженерных задач получили традиционный подход, структурный и оптимальный.

Традиционный подход, предложенный МакРуером [24, 25], заключается в задании фиксированной структуры математической модели описывающей функции летчика и определении ее параметров на основе, так называемых, «правил настройки». Эти правила заключаются в обеспечении желаемой полосы пропускания замкнутой системы самолет-летчик (определяется как частота, которой соответствует фазовая характеристика – 90 град) при ее минимальном резонансном пике и прогибе амплитудной характеристики на частотах меньших полосы пропускания не более 3 дБ. Эта модель получила широкое распространение при решении практических задач. К настоящему времени разработан ряд версий такой модели. Наиболее сложной из них является точная модель описывающей функции летчика, учитывающая динамику системы «нервно-мышечная система-рычаг управления», а также вводимую при управлении ряда объектов низкочастотную коррекцию. Аппроксимация последнего и упрощение динамики нервно-мышечной системы звеном запаздывания приводит к наипростейшей модели, так называемой, модели частоты среза [25], которая достаточно близко учитывает особенности действий летчика в районе частоты среза:

$$K_L \frac{T_L p + 1}{T_I p + 1} e^{-\tau p} \quad (1.1)$$

Структурный подход получил развитие в работах Р. Хесса [28, 29]. В общем случае такая модель имеет вид, приведенный на рисунке 1.1 (сохранены обозначения, введенные автором).

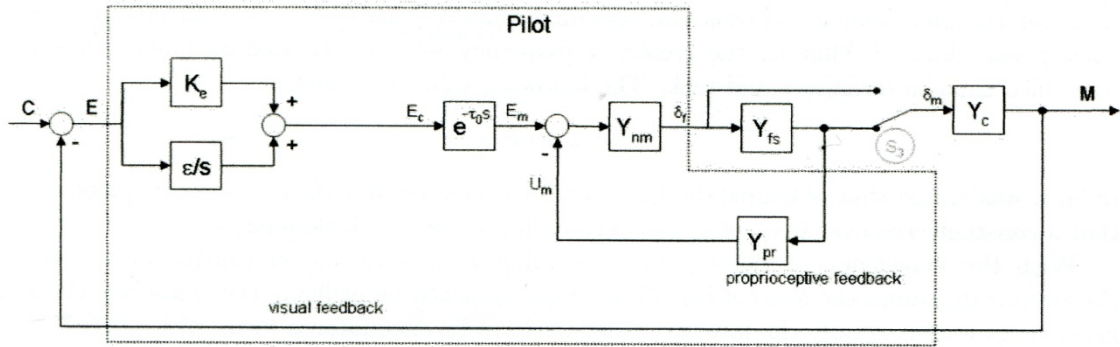


Рисунок 1.1 – Структурная модель управляющих действий летчика Р. Хесса [26]

В отличие от приведенной выше модели здесь разделена динамика нервно-мышечной системы Y_{nm} и рычага управления Y_{fs} , также учтена обратная связь, которая учитывает восприятие летчиком проприоцептивной информации Y_{pr}

Параметры одного из вариантов этой модели выбираются в соответствии со следующей методикой:

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 $Y_{fs} = \frac{K_{fs}\omega_{fs}^2}{p^2 + 2\xi_{fs}\omega_{fs}p + \omega_{fs}^2}$ постоянны и имеют следующие

значения $\omega_{nm} = 10 c^{-1}$, $\xi_{nm} = 0.7$, $K_{fs} = 0.125$, $\omega_{fs} = 26 c^{-1}$, $\xi_{fs} = 0.6$; времени запаздывания $\tau_0 = 0.2$ с и $\varepsilon = 0$ (т. е. считается, что летчик, воспринимая визуальную информацию, не вводит сглаживание).

б) параметры проприоцептивной обратной связи $Y_{pr} = K / (p + a)^n$ 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 частоты среза разомкнутой системы летчик-ЛА равной 2 с^{-1} .

Главным недостатком приведенных выше подходов является предположение о том, что частота среза имеет фиксированное значения, то есть не зависит от объекта управления. В тоже время экспериментальные исследования на пилотажных стендах показывают, что она различна в зависимости от степени сложности выполнения задачи пилотирования [41]. Также к недостаткам можно отнести то, что здесь не учитывается шум, вводимый летчиком, который при определенных условиях, может сильно влиять на характеристики системы самолет-летчик.

В работах МАИ [20, 42] был предложен альтернативный подход к выбору параметров модели летчика. Он заключается в том, что эти параметры вычисляются в ходе глобальной минимизации дисперсии сигнала ошибки σ_e^2 . Модифицированная модель показана на рисунке 1.2.

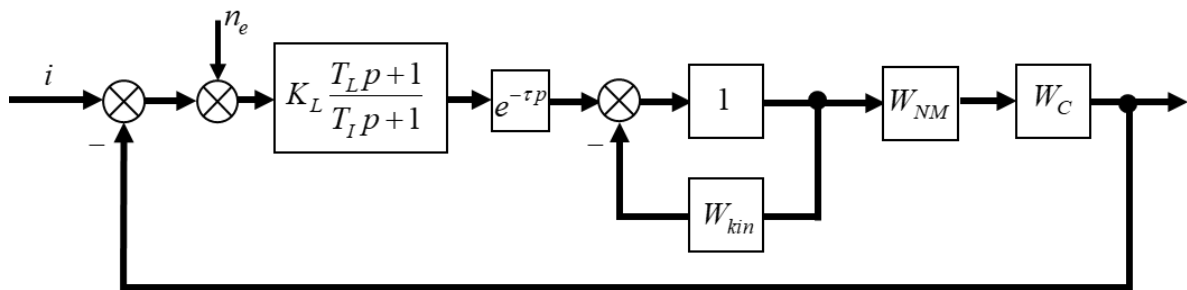


Рисунок 1.2 – Модифицированная модель управляющих действий летчика Хесса, разработанная в МАИ [42]

На рисунке 1.2 $K_L \frac{T_L p + 1}{T_I p + 1} e^{-\tau p}$ – модель коррекции визуальной информации, где $T_I = 0.01 \text{ с}$, $\tau = 0.2 \text{ с}$; n_e – шум восприятия визуальной информации $S_{n_e} = K_{n_e} \frac{\sigma_e^2 + T_L^2 \sigma_{\dot{e}}^2}{1 + T_L^2 \omega^2}$; $W_{kin} = \frac{K_n p^2}{T_n^2 p^2 + 2T_n p + 1}$ – математическая модель коррекции информации от проприоцептивной обратной связи;

$W_{NM} = \frac{\omega_p^2}{p^2 + 2\xi_p \omega_p + \omega_p^2}$ – модель системы «рычаг управления-нервно-

мышечная система», где $\omega_p = 12 c^{-1}$, $\xi_p = 0.1$.

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

Приведенная модель позволяет добиться близких характеристик к тем, которые получены в ходе экспериментальных исследований. Однако, в силу того что система «нервно-мышечная система + рычаг управления» задается единым блоком, то модель не дает возможность оценить влияние типа рычага управления и его характеристик, типа управляющего сигнала. Этот недостаток требует модификации модели.

Оптимальный подход к моделированию характеристик управляющих действий летчика, предложенный Д. Кленманом, Ш. Бароном и У. Левисоном, основан на предположении, что летчик в замкнутой системе самолет-летчик работает как оптимальный регулятор в рамках его психофизиологических ограничений [26, 27]. Структурная схема математической модели управляющих действий летчика на базе этого подхода приведена на рисунке 1.3.

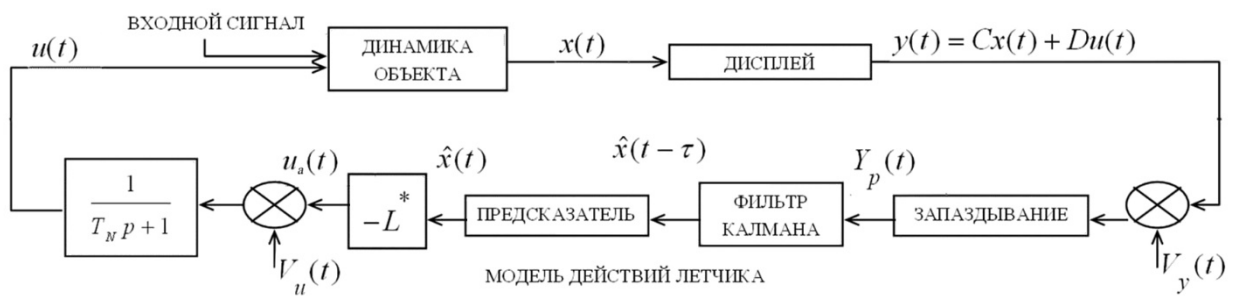


Рисунок 1.3 – Структура оптимальной модели управляющих действий летчика [39]

На рисунке 1.3 динамика объекта управления задается в виде системы линейных дифференциальных уравнений $\dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) + Ew(t)$, где x - вектор фазовых координат, u - вектор управления, w - вектор внешнего входного воздействия, матрицы A и B соответственно матрицы динамических

коэффициентов объекта управления и эффективности органов управления. Блок «дисплей» формирует вектор наблюдения $y = Cx + Du$. $V_y(t)$ и $V_u(t)$ – моторный шум и шум наблюдения соответственно. Блок «запаздывание» моделирует временную задержку оператора τ при восприятии визуальной информации, «фильтр Калмана» вырабатывает оценку вектора состояния, блок «предсказатель» представляет из себя оптимальный экстраполятор, упреждающий оценку на время τ , « $-L^*$ » – оптимальный регулятор, вырабатывающий управление по упрежденной оценке вектора состояния, $\frac{1}{T_N p + 1}$ – динамика нервно-мышечной системы.

Целевой функционал качества, по которому осуществляется настройка параметров оптимальной модели как правило описывается следующим выражением:

$$J = \sigma_e^2 + Q_u \sigma_u^2 + Q_i \sigma_i^2 \quad (1.2)$$

где Q_u и Q_i – весовые коэффициенты при дисперсиях сигнала управления и скорости сигнала управления соответственно.

Такая модель позволяет получить близкие результаты с результатами экспериментальных исследований в области средних и высоких частот. Однако, в области низких частот она дает фазовое опережение до +90 градусов, чего в экспериментах не наблюдается. Ее недостатками является также зависимость результатов от весовых коэффициентов, а также малые по сравнению с результатами экспериментальных исследований значения резонансных пиков замкнутой системы.

В настоящей работе была поставлена задача разработки модели управляющих действий летчика, которая бы давала результаты, близкие к результатам экспериментальных исследований и имела возможность оценивать влияние характеристик и типов рычагов управления на характеристики системы самолет-летчик. Для решения этой задачи в настоящей работе был выполнен комплекс экспериментальных исследований

на пилотажном стенде МАИ с целью выявления закономерностей характеристик системы самолет-летчик при использовании различных типов управляющего сигнала, рычагов управления, их характеристик, то есть создания базы знаний.

1.1 Исследование влияния характеристик и типа рычага управления на характеристики системы самолет-летчик

Существующие в настоящее время рычаги, используемые для управления самолетом по углу тангажа и крена, конструктивно разделяются на три типа:

1) Рычаг управления типа штурвал (см. рисунок 1.4а). Данный тип рычага получил распространение в гражданской и военно-транспортной авиации, самолетах общего назначения и до сих пор широко используется при создании самолетов фирмы Boeing, а также самолетов, созданных в конструкторских бюро им. Туполева и им. Ильюшина. Передача управляющих команд по углу тангажа осуществляется путем отклонения штурвальной колонки «на себя» или «от себя», в канале крена управление осуществляется путем поворота баранки штурвала влево или вправо.

2) Центральный рычаг управления (см. рисунок 1.4б). В основном такой рычаг получил распространение в военной авиации, а также имеет место использование 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. В зависимости от размеров кабины и традиций авиационного конструкторского бюро центральные рычаги управления отличаются размерами, высотой и конструктивом верхней части, на которую устанавливаются различные тумблеры, кнопки для выполнения разовых команд, а также триммирования.

3) Боковой рычаг управления (см. рисунок 1.4в) отличается небольшими размерами и устанавливается либо справа у военных маневренных самолетов, а также у второго пилота пассажирского самолета, либо слева у командира гражданского самолета (самолетов фирмы Airbus, Sukhoi Superjet 100). Если первые два типа конструктивных вариантов рычагов управления используются у самолетов с механической и электрической проводкой управления, то боковая ручка, как правило, устанавливается в самолетах, снабженных ЭДСУ. Исключением является, например, учебно-тренировочный самолет МАИ-411, оснащенный боковым рычагом управления, связанный с рулевыми поверхностями механической тросовой проводкой.

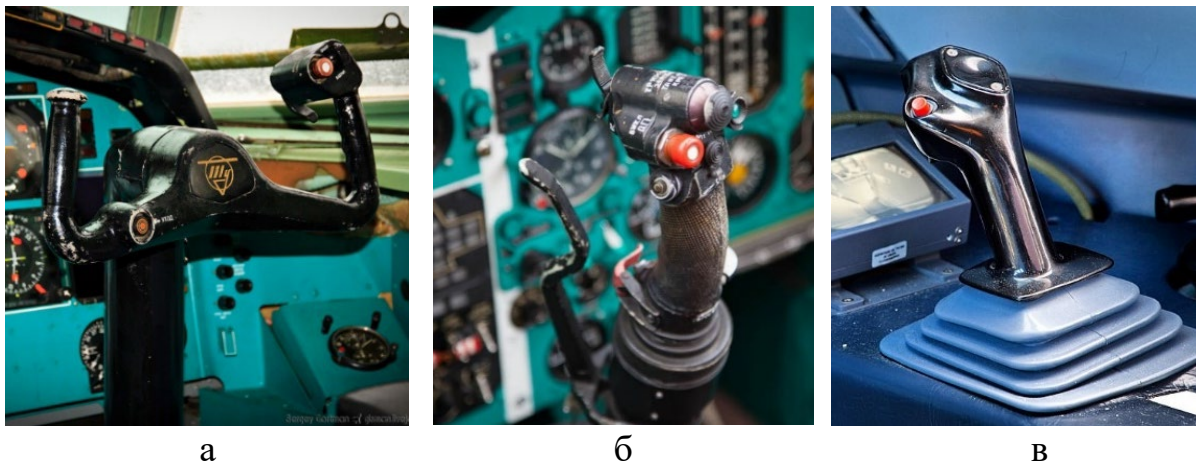


Рисунок 1.4 – Рычаги управления: а – штурвал; б – центральный; в – боковой

Кроме того, существует классификация рычагов по, так называемой, «степени активности». Один из таких типов – это «пассивный» рычаг управления, формирующий управляющий сигнал пропорционально его перемещению (так называемый принцип DSC (Displacement Sensing Control)). Статические характеристики такого рычага (такие как жесткость F^x , демпфирование $F^{\dot{x}}$) могут изменяться в зависимости от режима полета. Другой тип – это активный рычаг управления, который помимо традиционных может выполнять следующие функции:

1. Формировать на рычагах управления усилия, схожие с теми, которые возникают при безбустерном управлении от действий шарнирных моментов;
2. Осуществлять связь левого и правого летчика, передавая каждому из них тактильную информацию о действиях другого;
3. Реализовывать любые статические характеристики загрузки F^X , включая зоны нечувствительности, предварительные затяжки;
4. Реализовывать необходимые динамические характеристики демпфирования и собственной частоты рычага управления в функции от скоростного напора (скорости) и задачи пилотирования;
5. Динамически изменять характеристики рычага управления, в частности, его жесткость, чтобы предотвратить выход самолета на опасные режимы полета, а также подавить явление раскачки самолета летчиком;

Еще одной из возможных функций такого рычага является передача в тракт управления сигнала, пропорционального усилиям, прикладываемым летчиком к рычагу (так называемый принцип FSC (Force Sensing Control)). Целесообразность использования такого рычага (рычаг типа FSC) по сравнению с традиционно используемым рычагом типа DSC, видна из рассмотрения структурной схемы, приведенной на рисунке 1.5.

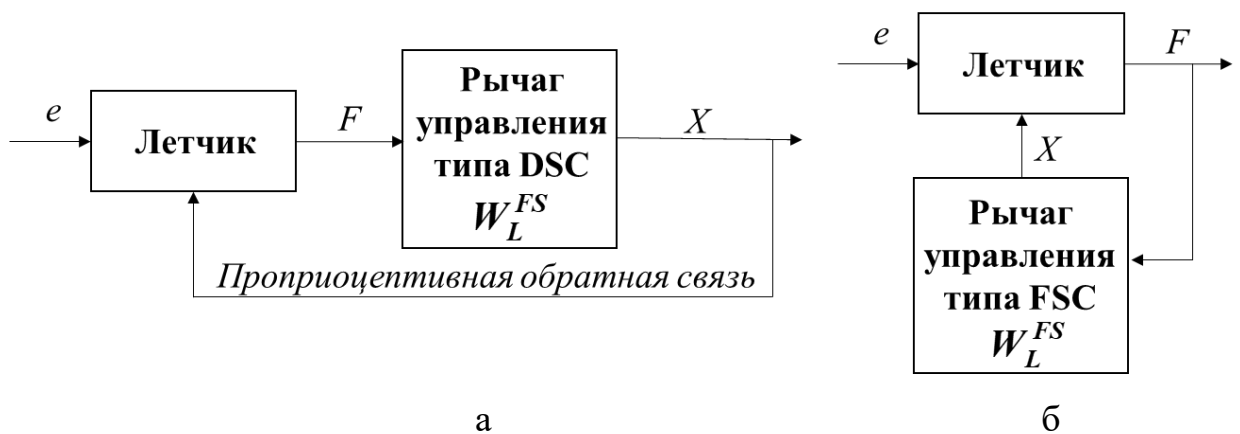


Рисунок 1.5 – Схема передачи управляющего сигнала

Из схемы, приведенной на рисунке 1.5а видно, что элемент, описывающий динамику рычага типа DSC W_L^{FS} находится в прямой цепи.

Его математическая модель в общем случае является сложной нелинейной системой [43], которую можно описать следующим упрощенным уравнением

$$m\ddot{X} = F^{\dot{X}} \dot{X} + F^X X + \Delta F \quad (1.3)$$

откуда

$$W_L^{FS} = \frac{X(p)}{F(p)} = \frac{\frac{1}{m}}{p^2 + \frac{F^{\dot{X}}}{m} p + \frac{F^X}{m}} = \frac{K}{p^2 + 2\xi_{FS}\omega_{FS}p + \omega_{FS}^2} \quad (1.4)$$

Отсюда можно сделать предварительный вывод о том, что с учетом вводимой летчиком проприоцептивной обратной связи рычаг типа DSC приводит к ухудшению фазовой характеристики, в то время как использование рычага типа FSC, находящимся в обратной связи (см. рисунок 1.5б), образованной проприоцептивным контуром восприятия перемещения, можно предположить об обратном эффекте. С целью проверки целесообразности использования активного рычага управления типа FSC, а также оптимизации его статических характеристик в настоящей работе была проведена серия экспериментов на пилотажном стенде МАИ (см. рисунок 1.6), оснащенным коллиматорной системой визуализации и системой моделирования усилий MOOG (см. рисунок 1.7). Эта система состоит из вычислителя характеристик загрузки и исполнительного устройства. Заданные в вычислителе параметры загрузки обрабатываются непосредственно исполнительным механизмом и через механическую проводку передаются на рычаг управления. В исследованиях были использованы центральный (см. рисунок 1.8) и боковой (см. рисунок 1.9) рычаги управления.



Рисунок 1.6 – Пилотажный стенд
ТЛ–39

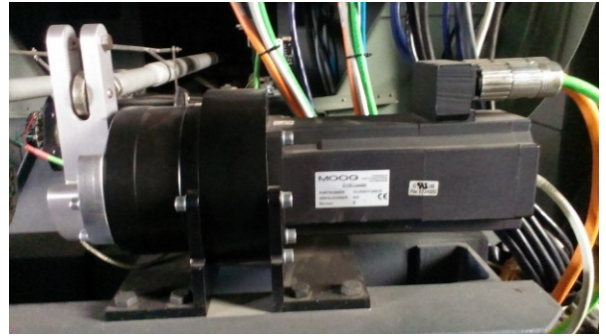


Рисунок 1.7 – Система
моделирования усилий «MOOG»



Рисунок 1.8 – Центральный рычаг
управления



Рисунок 1.9 – Боковой рычаг
управления

В качестве объектов управления были выбраны две динамические конфигурации из базы данных Nave PIO [36]. Одна из них соответствует первому уровню пилотажных характеристик (НР 2.1), другая третьему (НР 5.10). Серии экспериментов выполнены при значениях $F^X = 5 \text{ Н/см}; 10 \text{ Н/см}; 20 \text{ Н/см}; 30 \text{ Н/см}$. Параметры передаточной функции (1.3), соответствующие этим значениям приведены в таблице 1.1 Эти параметры были получены путем идентификации частотной характеристики рычага управления и ее последующей аппроксимацией звеном второго порядка. Согласно таблице 1.1, значения ω_{FS} бокового рычага меньше, чем ω_{FS} центрального при соответствующих F^X , что противоречит выражению (1.3), так как масса

бокового рычага меньше массы центрального. Это связано с тем, что плечо центрального рычага намного больше, чем бокового. Следовательно, если на исполнительное устройство (которое работает одинаково для обоих типов рычагов) передавать одни и те же значения F^X , то для перемещения бокового рычага на единицу длины к нему необходимо прикладывать большие усилия, чем к центральному, то есть жесткость бокового рычага будет больше, чем заданная в вычислителе. Для обеспечения желаемой жесткости бокового рычага на исполнительный механизм должны передаваться меньшие значения F^X . Это является причиной уменьшения собственной частоты ω_{FS} бокового рычага по сравнению с центральным. В таблице 1.1 и далее по тексту F^X интерпретируется как усилия, которые необходимо приложить оператору для перемещения рычага на единицу длины.

Таблица 1.1 – Характеристики рычагов управления

$F^X, Н/см$	Центральный рычаг		Боковой рычаг	
	$\omega_{FS}, с^{-1}$	ξ_{FS}	$\omega_{FS}, с^{-1}$	ξ_{FS}
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

При оптимальных значениях жесткости были выполнены исследования по влиянию демпфирования рычага управления $F^{\dot{X}}$ на характеристики системы самолет-летчик путем увеличения минимального коэффициента относительного демпфирования рычага ξ_{FS} на 0.5 и 1 (согласно выражению

$$(1.4) \quad F^{\dot{X}} = \frac{2\xi_{FS}F^X}{\omega_{FS}}).$$

Таким образом для центрального рычага управления

серии экспериментов были выполнены при $F^{\dot{X}} = 0.36 Н с/см; 0.96 Н с/см;$

1.57 Н с/см и для бокового рычага при $F^{\dot{x}} = 2.1 \text{ Н с/см}; 4.2 \text{ Н с/см}; 6.3 \text{ Н с/см}$.

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.

Результаты экспериментальных исследований были обработаны с использованием разработанного в МАИ программного обеспечения [44] основанного на универсальном методе коэффициентов Фурье, который подробно изложен в работах [37, 41]. Этот метод предполагает использование полигармонического сигнала

$$i(t) = \sum_k A_k \cos \omega_k t \quad (1.5)$$

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 $\sigma_i^2 = 4 \text{ см}^2$, ширина спектра входного сигнала $\omega_i = 0.5 \text{ с}^{-1}$; k – целое число, а $\omega_0 = \frac{2\pi}{T}$ (T – продолжительность эксперимента) позволяет путем предварительного измерения коэффициентов Фурье

$$\begin{aligned} a_k^{(\bullet)} &= \frac{2}{T} \int_0^T (\bullet) \cos \omega_k t dt \\ b_k^{(\bullet)} &= \frac{2}{T} \int_0^T (\bullet) \sin \omega_k t dt \end{aligned} \quad (1.6)$$

(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 1.10). Информационный кадр результатов обработки экспериментальных

исследований приведен на рисунке 1.11, 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 1.10). 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 .

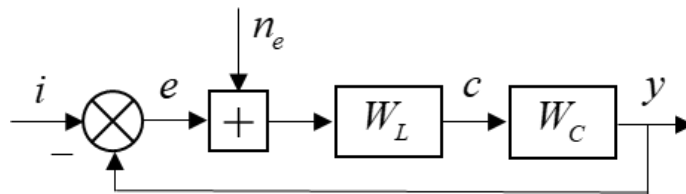


Рисунок 1.10 – Система самолет-летчик

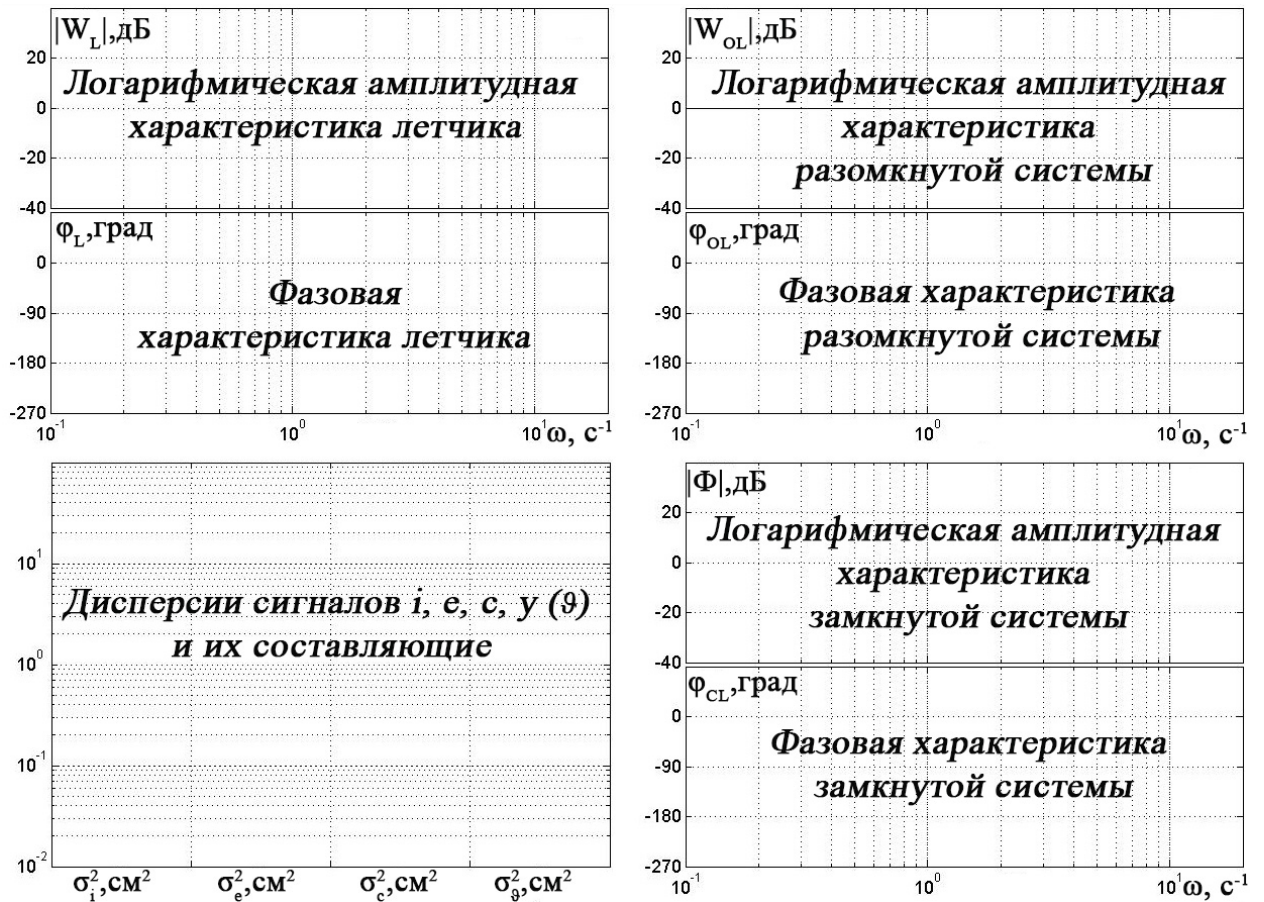


Рисунок 1.11 – информационный кадр обработки результатов экспериментальных исследований

Результаты экспериментальных исследований по влиянию жесткости рычага приведены на рисунке 1.12 и в приложении А на рисунках А.1 – А.8; по влиянию демпфирования рычага – на рисунке 1.13 и в приложении А на рисунках А.9 – А.16. В случае, когда используется центральный рычаг как типа DSC (см. рисунки 1.12 и А.3), так и типа FSC (см. рисунки А.2 и А.4) при управлении обоими конфигурациями из базы данных Have PIO оптимальное значение F^x , обеспечивающее минимум дисперсии сигнала ошибки σ_e^2 , находится в окрестности 10 Н/см . В случае использования бокового рычага управления как DSC (см. рисунки А.5 и А.7), так и FSC (см. рисунки А.6 и А.8), точка минимума дисперсии ошибки находится в окрестности 20 Н/см для обоих рассматриваемых динамических конфигураций. Стоит отметить, что во всех случаях при увеличении F^x

имеет место уменьшение резонансного пика r замкнутой системы и уменьшение дисперсии управляющего сигнала, посылаемого в тракт управления.

Что касается демпфирования рычага, то для всех исследуемых вариантов его оптимальное значение как функции σ_e^2 соответствует минимальному демпфированию рычага $F^{\dot{x}}$ (см. рисунки 1.13 и А9 – А.16). При этом увеличение $F^{\dot{x}}$ сопровождается ухудшением и 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 $F^{\dot{x}}$. В качестве примера это показано в таблице 1.2 и на рисунке 1.13, где приведены результаты экспериментальных исследований для конфигурации первого уровня пилотажных характеристик НР 2.1 при использовании бокового рычага типа FSC.

Таблица 1.2 – Влияние демпфирования рычага на характеристики системы самолет-летчик

$F^{\dot{x}}, Н с/см$	$\sigma_e^2, см^2$	$\omega_c, с^{-1}$	$\omega_{BW}, с^{-1}$	$r, дБ$
2.1	0.224	3.280	3.539	7.335
4.2	0.386	2.594	3.113	7.197
6.3	0.448	2.099	2.811	6.755

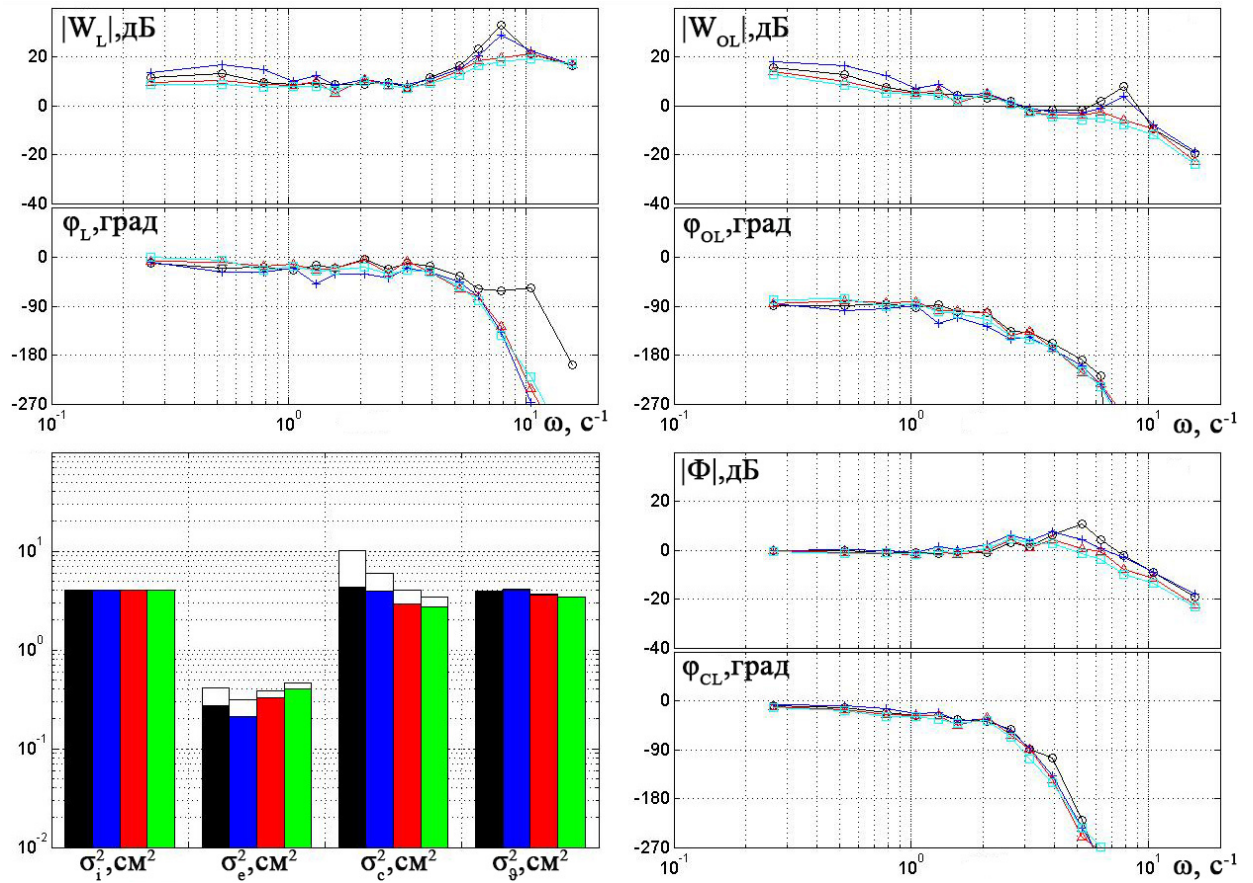


Рисунок 1.12 – Влияние жесткости рычага на характеристики системы самолет-летчик, $F^X = 5 \text{ Н/см}$ ($\odot \cdots \odot$), 10 Н/см ($\ast \cdots \ast$), 20 Н/см ($\triangle \cdots \triangle$), 30 Н/см ($\square \cdots \square$), конфигурация НР 2.1, центральный рычаг типа DSC

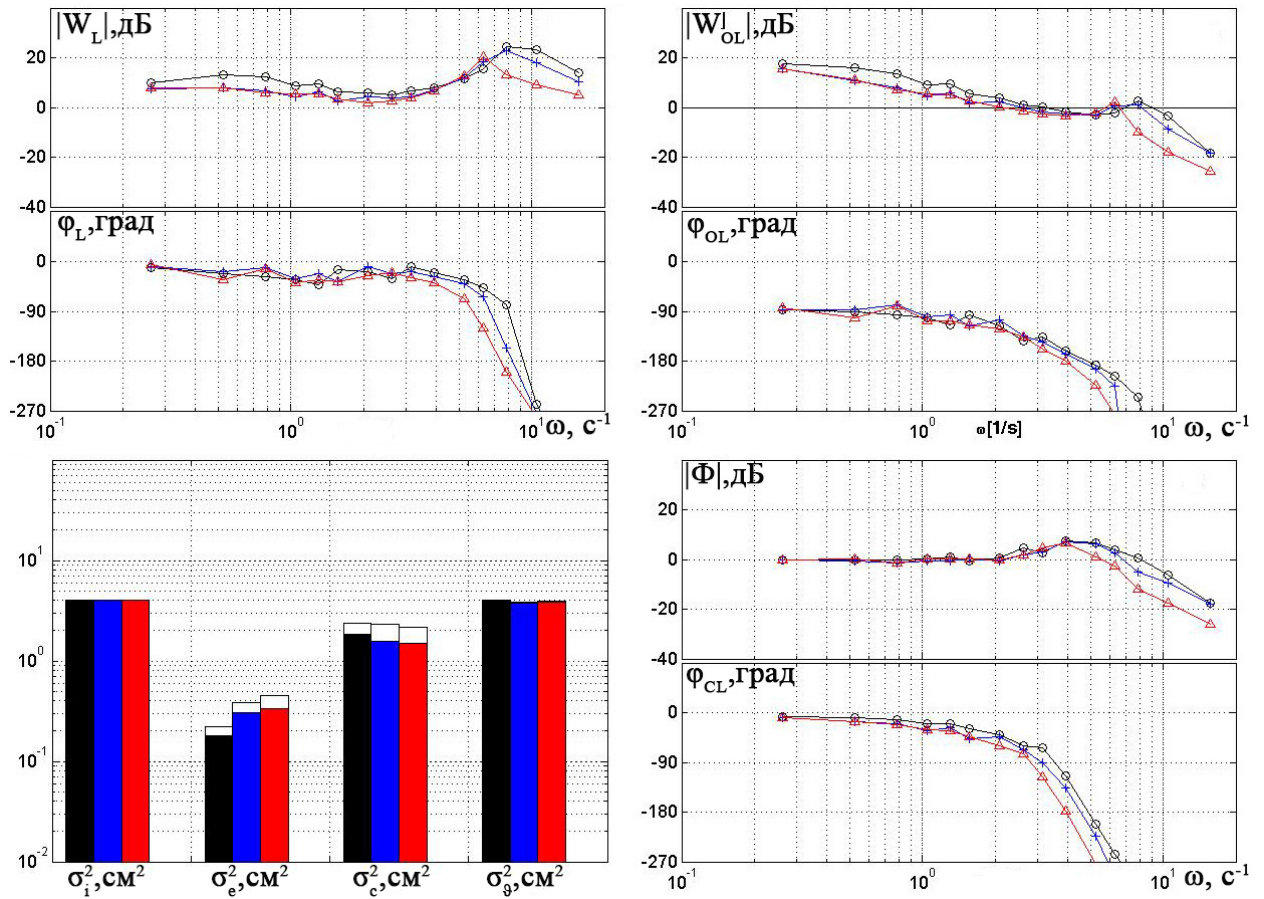


Рисунок 1.13 – Влияние демпфирования рычага на характеристики системы самолет-летчик, $F^X = 2.1 \text{ Н с/см}$ ($\odot \cdots \odot$), 4.2 Н с/см ($* \cdots *$), 6.3 Н с/см ($\triangle \cdots \triangle$), конфигурация НР 2.1, боковой рычаг типа DSC

Более детальный анализ характеристик системы самолет-летчик, полученных при использовании центрального и бокового рычагов типа DSC и FSC, выполнен при оптимальных значениях F^X и $F^{\dot{X}}$. Эти результаты приведены в таблицах 1.3, 1.4, а также на рисунке 1.14 и в приложении А на рисунках А.17 – А.20.

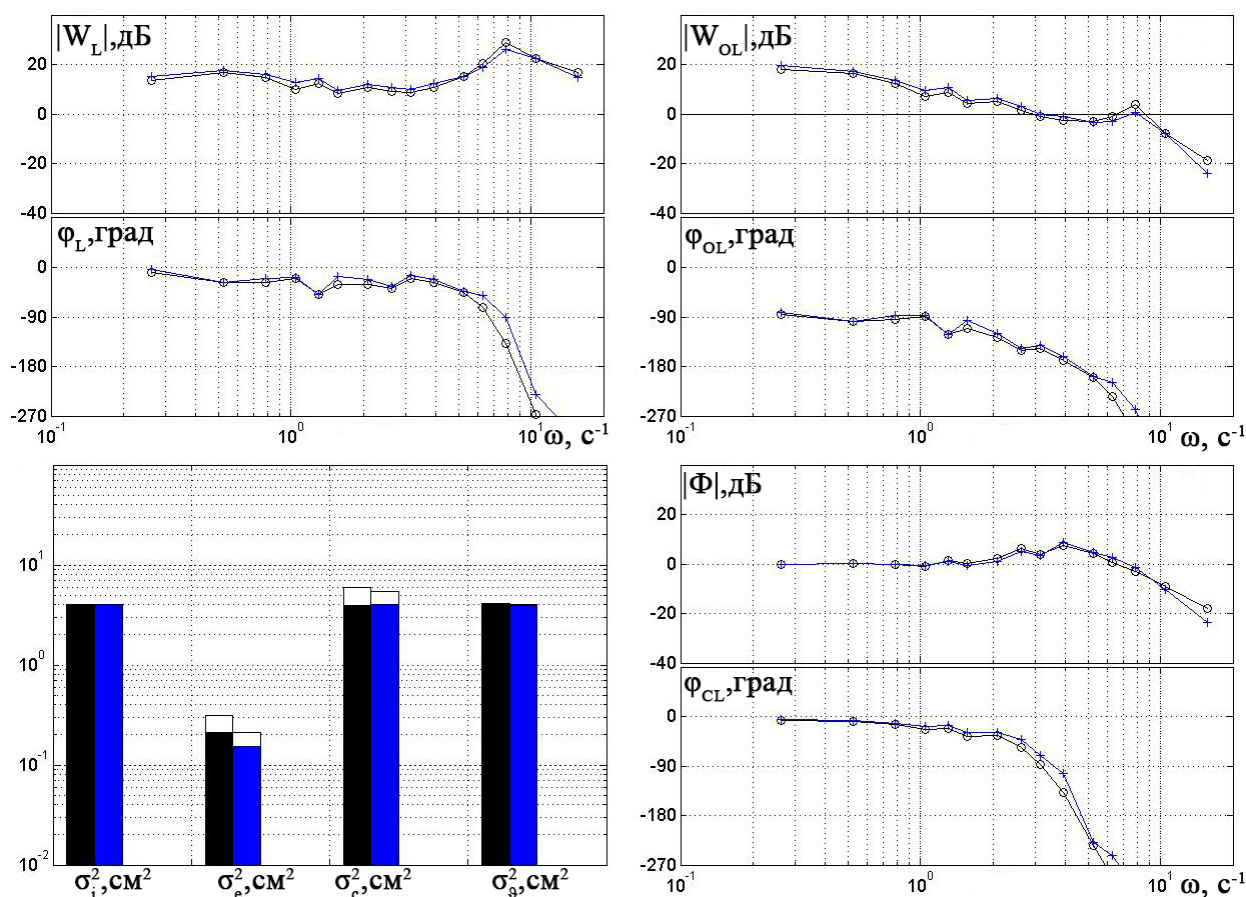


Рисунок 1.14 – Результаты экспериментальных исследований, конфигурация НР 2.1, центральный рычаг управления типа DSC (○ ····· ○) и FSC (* ····· *)

Для динамической конфигурации первого уровня пилотажных характеристик НР 2.1 как при управлении центральным рычагом (см. таблицу 1.3 и рисунок 1.14), так и при управлении боковым рычагом (см. таблицу 1.3 и рисунок А.18) более высокая точность пилотирования была достигнута при использовании рычага типа FSC по сравнению со случаем использования рычага типа DSC: в 1.5 раз при управлении центральным рычагом и в 1.6 при управлении боковым. При этом разность фазовых характеристик летчика на частоте 10 с^{-1} ($\Delta\varphi|_{\omega=10\text{с}^{-1}}$), полученных в экспериментах с центральным рычагом типа DSC и FSC, составляет 36.7 градуса, что эквивалентно уменьшению фазового запаздывания сигнал, поступающего в тракт управления на 0.06 с (из выражения фазовой характеристики звена запаздывания $\varphi = \tau\omega$, которым можно

аппроксимировать фазовую характеристику описывающей функции летчика в области высоких частот; отсюда $\Delta\tau = \frac{\Delta\varphi|_{\omega=10c^{-1}}}{10 \cdot 57.3}$, а при управлении боковым рычагом – 149.3 градуса, что эквивалентно уменьшению эквивалентного фазового запаздывания на 0.26 с.

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.

Переход от центрального рычага типа DSC к боковому рычагу типа DSC частота среза и полоса пропускания увеличиваются в 1.1 раза, запас устойчивости по фазе – в 1.3 раза. Резонансный пик и запас устойчивости по амплитуде практически не изменяются. Также в два раза уменьшается дисперсия перемещения рычага σ_x^2 и в 2.1 раза относительная дисперсия усилий, прикладываемых летчиком к рычагу, $\bar{\sigma}_F^2 = \frac{\sigma_F^2}{F^X}$, тем самым, при управлении боковым рычагом оператор совершает меньшую работу (см. главу 2).

При переходе от центрального рычага типа FSC к боковому рычагу типа FSC резонансный пик уменьшается в 1.3 раза, частота среза – в 1.2 раза, запас устойчивости по амплитуде – в 1.9 раз. Дисперсия перемещения рычага σ_x^2 при этом уменьшается в 2.5 раза, относительная дисперсия усилий $\bar{\sigma}_F^2$, прикладываемых летчиком к рычагу – в 2.8 раз.

Изменения остальных параметров системы самолет-летчик при различных типах управляющих сигналов и рычагов управления приведены в таблице 1.2

Таблица 1.3 – Характеристики системы самолет-летчик, конф. НР 2.1

Тип рычага	Центральный		Боковой	
	DSC	FSC	DSC	FSC
$\sigma_e^2, см^2$	0.315	0.212	0.224	0.138
$\sigma_x^2, см^2$	5.498	5.371	2.807	2.518
$\bar{\sigma}_F^2, см^2$	5.964	5.906	2.384	2.127
$\sigma_{\dot{x}}^2, см^2 / с^2$	92.465	95.810	45.263	61.665
$A, дБ$	2.751	2.217	2.754	4.251
$\varphi, град$	31.241	38.406	39.719	27.418
$\omega_c, с^{-1}$	2.937	3.135	3.280	3.743
$\omega_{BW}, с^{-1}$	3.177	3.596	3.539	4.001
$r, дБ$	7.360	8.749	7.334	6.655
$\Delta\varphi _{\omega=10с^{-1}}, град$	36.7		149.3	

Аналогично для конфигурации третьего уровня пилотажных характеристик НР 5.10 управление рычагом типа FSC позволяет добиться более высокой точности пилотирования по сравнению с управлением рычагом типа DSC: в 1.3 как при использовании центрального рычага (см. таблицу 1.4 и рисунок А.16) так и при управлении боковым рычагом (см. таблицу 1.4 и рисунок А.17). При этом при использовании центрального рычага происходит уменьшение фазового запаздывания на 26.1 градуса, что эквивалентно уменьшению запаздывания на 0.05 секунд.

Использование бокового рычага типа FSC по сравнению с боковым рычагом типа DSC позволяет добиться уменьшения резонансного пика r в 1.3 раза, увеличения дисперсии скорости перемещения рычага $\sigma_{\dot{x}}^2$ в 1.3 раза, запаса устойчивости по амплитуде в 1.4 раза. Уменьшается параметр запаздывания $\Delta\varphi|_{\omega=10с^{-1}}$ на 71 градус что эквивалентно уменьшению времени запаздывания на 0.12 с.

Переход от центрального рычага типа DSC к боковому рычагу типа DSC позволяет добиться уменьшения дисперсии ошибки σ_e^2 в 1.4 раза. При

этом запас устойчивости по амплитуде A увеличивается в 1.6 раза. Резонансный пик r уменьшается в 1.3 раза, дисперсия скорости перемещения рычага $\sigma_{\dot{x}}^2$ в 3.4 раз, частота среза ω_c – в 1.6 раза, полоса пропускания ω_{BW} практически не изменяется. При этом дисперсия перемещения рычага σ_x^2 уменьшается в 3.7 раз, относительная дисперсия усилий $\bar{\sigma}_F^2$, прикладываемых летчиком – в 3.5 раза, запас устойчивости по фазе φ – в 1.4 раза.

Аналогичный переход для рычагов типа FSC сопровождается уменьшением дисперсии ошибки в 1.5 раза, дисперсии скорости перемещения рычага в 3.2 раза, резонансного пика в 1.1 раза; увеличением частоты среза в 1.5 раза, запаса устойчивости по амплитуде – в 1.9 раза. Запас устойчивости по фазе уменьшился в 1.2, Полоса пропускания практически не изменилась. Также дисперсия σ_x^2 уменьшается в 3.2 раз, а $\bar{\sigma}_F^2$ – в 3.1 раза.

Таблица 1.3 – Характеристики системы самолет-летчик, конф. НР 5.10

Тип рычага	Центральный		Боковой	
	DSC	FSC	DSC	FSC
$\sigma_e^2, cм^2$	0.990	0.792	0.686	0.512
$\sigma_x^2, cм^2$	14.931	13.956	4.039	4.417
$\bar{\sigma}_F^2, cм^2$	13.970	13.086	3.977	4.269
$\sigma_{\dot{x}}^2, cм^2 / c^2$	192.297	173.914	40.694	51.286
$A, дБ$	2.113	2.509	3.359	4.849
$\varphi, град$	79.657	76.351	57.090	64.032
ω_c, c^{-1}	0.908	1.028	1.461	1.509
ω_{BW}, c^{-1}	2.174	2.360	1.979	2.053
$r, дБ$	11.530	10.177	8.616	6.751
$\Delta\varphi _{\omega=10c^{-1}}, град$	26.1		71	

Таким образом, как в случае управления самолетом, принадлежащему первому и третьему уровню пилотажных характеристик, использование как центрального, так и бокового рычага типа FSC позволяет добиться улучшения по всем показателям системы самолет-летчик по сравнению с рычагами типа DSC.

Переход же от традиционного способа управления центральным рычагом типа DSC к боковому рычагу типа FSC приводит к улучшению точности пилотирования в 2.3 раза при управлении конфигурацией первого уровня пилотажных характеристик и в 1.9 при управлении конфигурацией третьего уровня.

1.2 Модификация структурной модели управляющих действий летчика

Исходя из результатов экспериментальных исследований, приведенных в разделе 1.1 настоящей работы, были сформулированы следующие условия, которым должна удовлетворять математическая модель управляющих действий летчика. Она должна обеспечивать возможность:

- 1) моделирования системы самолет-летчик как с рычагом типа DSC, так и с рычагом типа FSC;
- 2) моделирования системы самолет-летчик как с центральным рычагом управления, так и с боковым;
- 3) оценивания влияния основных характеристик рычага управления на характеристики системы самолет-летчик.

При этом результаты моделирования должны быть достаточно близкие тем, которые получены в экспериментальных исследованиях

Выбранная структурная схема такой модели, приведенная на рисунке 1.15, является модифицированной моделью, разработанной в МАИ [45, 46, 47].

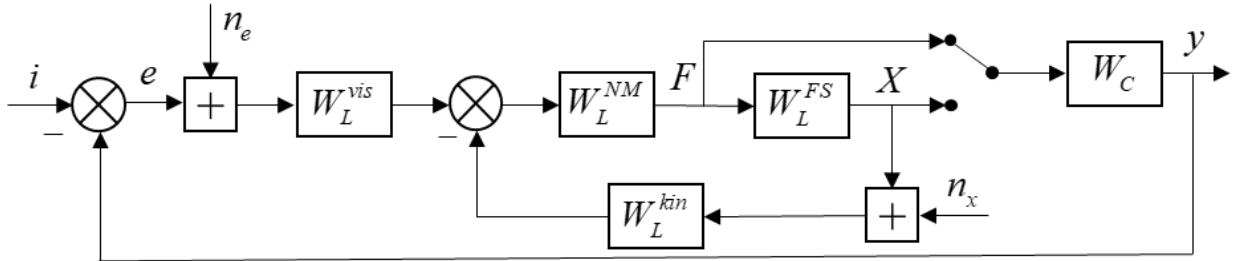


Рисунок 1.15 – Структурная схема системы самолет-летчик с модифицированной моделью летчика

Здесь:

– $W_L^{vis} = K_L \frac{T_L p + 1}{T_I p + 1} e^{-\tau p}$ – модель, описывающая коррекцию визуальной

информации;

– n_e – шум восприятия визуальной информации, спектральная плотность которого [37]:

$$S_{n_e n_e} = K_{n_e} \frac{\sigma_e^2 + T_L^2 \sigma_{\dot{e}}^2}{1 + T_L^2 \omega^2} \quad (1.7)$$

– $W_L^{NM} = \frac{1}{T_{NM}^* + 1} \cdot \frac{1}{T_{NM}^2 p^2 + 2T_{NM} \xi_{NM} p + 1} e^{-\tau_{NM} p}$ – модель нервно-мышечной

системы;

– W_C – модель объекта управления;

– $W_L^{kin} = \frac{K_n p^2}{T_n^2 p^2 + 2T_n \xi_n p + 1}$ – модель, описывающая коррекцию

информации, получаемой от проприоцептивной обратной связи. В этой модели учитывается приближенная динамика мышечного веретена, которая исходя из требований соответствия результатов моделирования и экспериментальных исследований в области низких и средних частот

выбрана 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 на проприоцептивную информацию;

– n_x – шум восприятия кинестатической информации со спектральной плотностью

$$S_{n_x n_x} = K_{n_x} \sigma_x^2 \quad (1.8)$$

Выражение для K_{n_x} приведено ниже.

– W_L^{FS} – модель рычага управления, соответствующая выражению (1.3) [48], параметры которого зависят от характеристик рычага следующим образом:

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

Характеристики рычага ξ_{FS} и ω_{FS} соответствуют характеристикам, при которых были выполнены экспериментальные исследования, и приведены в разделе 1.1 (см. таблице 1.1).

Выбор параметров модели осуществляется путем минимизации следующего функционала

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

Составляющими 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. Эта составляющая введена в функционал для возможности оценки влияния 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_{FS} , 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, результаты которых приведены в разделе 1.1. Для устранения этого несоответствия в работе предложено ввести весовой коэффициент β как функцию жесткости:

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

Такая высокая степень параметра жесткости рычага F^X , входящее в выражение (1.11) определяется необходимостью обеспечения соответствия между оптимальными значениями этого параметра, получаемым в экспериментах и математическом моделировании.

В процессе оптимизации выбираются параметры блоков W_L^{vis} и W_L^{kin} , а именно $K_L, T_L, K_n, T_n, \xi_n$. Остальные параметры остаются постоянными, значения которых различны для каждого варианта рычага. Анализ их влияния на характеристики системы самолет-летчик показал, что при моделировании характеристик центрального рычага управления, эти параметры соответствуют следующим значениям: время чистого запаздывания τ составляет 0.2 с, $T_I = 0.01$ с, параметры нервно-мышечной системы $T_{NM}^* = 0.1$ с, $T_{NM} = 0.125$ с, $\xi_{NM} = 0.7$, $\tau_{NM} = 0.05$ с. Согласно результатам, приведенным в разделе 1.1, использование бокового рычага управления позволяет добиться улучшения точности пилотирования по сравнению со случаем использования центрального рычага. При этом собственные частоты бокового рычага, используемого в экспериментальных исследованиях, меньше чем у центрального, что должно приводить к обратному эффекту. Для уменьшения дисперсии ошибки при задании характеристик бокового рычага управления постоянная времени нервно-мышечной системы T_{NM}^* принимается равной нулю, время запаздывания $\tau =$

0.15 с, а время запаздывания нервно-мышечной системы τ_{NM} уменьшается до величины 0.001 с.

Структурную схему, приведенную на рисунке 1.15, можно привести к упрощенной схеме (см. рисунок 1.16).

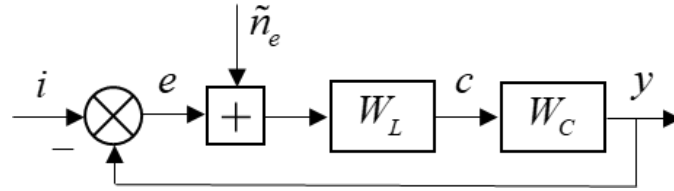


Рисунок 1.16 – Структурная схема системы самолет-летчик

На этой схеме $W_L = W_L^{vis} \frac{W_L^{FS} W_L^{NM}}{1 + W_L^{FS} W_L^{NM} W_L^{kin}}$ в случае, когда сигнал c равен перемещению рычага X , и $W_L = W_L^{vis} \frac{W_L^{NM}}{1 + W_L^{FS} W_L^{NM} W_L^{kin}}$ в случае, когда сигнал c равен прикладываемым к рычагу усилиям F . Выражение для шумового сигнала имеет вид $\tilde{n}_e = n_e + n_x \frac{W_L^{kin}}{W_L^{vis}}$.

При условии того, что сигналы i и \tilde{n}_e не коррелированы, то дисперсия сигнала ошибки σ_e^2 будет соответствовать следующему выражению:

$$\sigma_e^2 = \sigma_{e_i}^2 + \sigma_{e_{\tilde{n}_e}}^2 \quad (1.12)$$

где шумовая $\sigma_{e_{\tilde{n}_e}}^2$ составляющая сигнала ошибки вычисляются следующим образом:

$$\sigma_{e_{\tilde{n}_e}}^2 = \frac{1}{\pi} \int_0^{\infty} S_{\tilde{n}_e \tilde{n}_e} \left| \frac{W_L W_C}{1 + W_L W_C} \right|^2 d\omega \quad (1.13)$$

Выражение для спектральной плотности $S_{\tilde{n}_e \tilde{n}_e}$ с учетом выражений (1.5) и (1.6) примет вид:

$$S_{\tilde{n}_e \tilde{n}_e} = K_{n_e} \frac{\sigma_e^2 + T_L^2 \sigma_{\dot{e}}^2}{1 + T_L^2 \omega^2} + \frac{W_L^{kin}}{W_L^{vis}} K_{n_x} \sigma_x^2 \quad (1.14)$$

С учетом этого выражения можно получить следующую систему уравнений, позволяющую вычислить как дисперсию сигнала ошибки, так и дисперсию перемещения рычага управления:

$$\begin{cases} A_1\sigma_e^2 + B_1\sigma_{\dot{e}}^2 + C_1\sigma_x^2 = \sigma_{e_i}^2, \\ A_2\sigma_e^2 + B_2\sigma_{\dot{e}}^2 + C_2\sigma_x^2 = \sigma_{\dot{e}_i}^2, \\ A_3\sigma_e^2 + B_3\sigma_{\dot{e}}^2 + C_3\sigma_x^2 = \sigma_{x_i}^2 \end{cases} \quad (1.15)$$

где

$$A_1 = 1 - \frac{K_{n_e}}{\pi} \int_0^\infty \left| \frac{W_L W_C}{1 + W_L W_C} \right|^2 \frac{d\omega}{1 + T_L^2 \omega^2} \quad (1.16)$$

$$A_2 = -\frac{K_{n_e}}{\pi} \int_0^\infty \left| \frac{W_L W_C}{1 + W_L W_C} \right|^2 \frac{\omega^2}{1 + T_L^2 \omega^2} d\omega \quad (1.17)$$

$$A_3 = -\frac{K_{n_e}}{\pi} \int_0^\infty \left| \frac{W_L^*}{1 + W_L W_C} \right|^2 \frac{d\omega}{1 + T_L^2 \omega^2} \quad (1.18)$$

$$B_1 = -\frac{K_{n_e} T_L^2}{\pi} \int_0^\infty \left| \frac{W_L W_C}{1 + W_L W_C} \right|^2 \frac{d\omega}{1 + T_L^2 \omega^2} \quad (1.19)$$

$$B_2 = 1 - \frac{K_{n_e} T_L^2}{\pi} \int_0^\infty \left| \frac{W_L W_C}{1 + W_L W_C} \right|^2 \frac{\omega^2}{1 + T_L^2 \omega^2} d\omega \quad (1.20)$$

$$B_3 = -\frac{K_{n_e} T_L^2}{\pi} \int_0^\infty \left| \frac{W_L^*}{1 + W_L W_C} \right|^2 \frac{d\omega}{1 + T_L^2 \omega^2} \quad (1.21)$$

$$C_1 = -\frac{K_{n_x}}{\pi} \int_0^\infty \left| \frac{W_L W_C}{1 + W_L W_C} \right|^2 \left| \frac{W_L^{kin}}{W_L^{vis}} \right| d\omega \quad (1.22)$$

$$C_2 = -\frac{K_{n_x}}{\pi} \int_0^\infty \left| \frac{W_L W_C}{1 + W_L W_C} \right|^2 \left| \frac{W_L^{kin}}{W_L^{vis}} \right| \omega^2 d\omega \quad (1.23)$$

$$C_3 = 1 - \frac{K_{n_x}}{\pi} \int_0^\infty \left| \frac{W_L^*}{1 + W_L W_C} \right|^2 \left| \frac{W_L^{kin}}{W_L^{vis}} \right| d\omega \quad (1.24)$$

$$\sigma_{e_i}^2 = \frac{1}{\pi} \int_0^\infty S_{ii} \left| \frac{1}{1 + W_L W_C} \right|^2 d\omega \quad (1.25)$$

$$\sigma_{\dot{e}_i}^2 = \frac{1}{\pi} \int_0^\infty S_{ii} \left| \frac{1}{1 + W_L W_C} \right|^2 \omega^2 d\omega \quad (1.26)$$

$$\sigma_{x_i}^2 = \frac{1}{\pi} \int_0^\infty S_{ii} \left| \frac{W_L^*}{1 + W_L W_C} \right|^2 d\omega \quad (1.27)$$

где $W_L^* = W_L^{vis} \frac{W_L^{FS} W_L^{NM}}{1 + W_L^{FS} W_L^{NM} W_L^{kin}}$ как для рычага типа FSC, так и для рычага типа DSC.

Дисперсия усилий σ_F^2 вычисляется аналогично выражениям (1.12)

$$\sigma_F^2 = \sigma_{F_i}^2 + \sigma_{F_n}^2 \quad (1.28)$$

$$\sigma_{F_i}^2 = \frac{1}{\pi} \int_0^\infty S_{ii} \left| \frac{W_L^{**}}{1 + W_L W_C} \right|^2 d\omega \quad (1.29)$$

$$\sigma_{F_n}^2 = \frac{1}{\pi} \int_0^\infty S_{\tilde{n}_e \tilde{n}_e} \left| \frac{W_L^{**}}{1 + W_L W_C} \right|^2 d\omega \quad (1.30)$$

где $W_L^* = W_L^{vis} \frac{W_L^{NM}}{1 + W_L^{FS} W_L^{NM} W_L^{kin}}$ как для рычага типа DSC, так и для рычага типа FSC.

Проведение математического моделирования системы самолет-летчик согласно критерию (1.10) при постоянном значении K_{n_x} из выражения (1.8) показало, что для рычага типа FSC его характеристики практически не влияют на характеристики системы самолет-летчик. Эту особенность можно объяснить путем анализа частотных характеристик системы «нервно-мышечная система – рычаг управления» (см. рисунок 1.17), приведенных на рисунках 1.18 и 1.19.

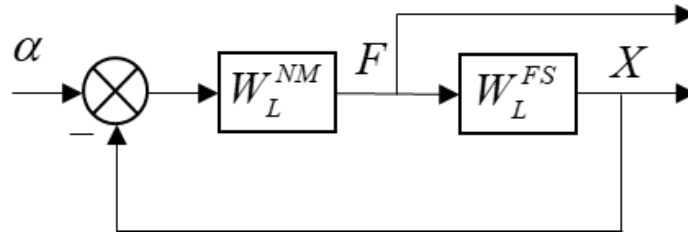


Рисунок 1.17 – Упрощенная структурная схема системы «нервно-мышечная система-рычаг управления»

Их анализ показывает, что в случае использования рычага типа DSC (когда блок W_L^{FS} находится в прямой цепи, см. рисунок 1.18а) при варьировании жесткости в области средних частот изменяется фазовая характеристика, в то время как при перемещении W_L^{FS} в обратную связь (случай использования рычага типа FSC), частотная характеристика практически не изменяется (см. рисунок 1.18б). В тоже время результаты экспериментальных исследований (см. рисунок 1.12, 1.13 в разделе 1.1 и рисунки А.1 – А.14 в приложении А) показывают, что при уменьшении жесткости F^X шумовая составляющая сигналов растет и увеличивается при росте демпфирования $F^{\dot{X}}$. Для обеспечения соответствия результатов математического моделирования и экспериментальных исследований было предложено уровень шума n_x представить в виде выражения (1.34).

$$K_{n_x} = 50 \frac{(F^{\dot{X}})^2}{(F^X)^4} \quad (1.31)$$

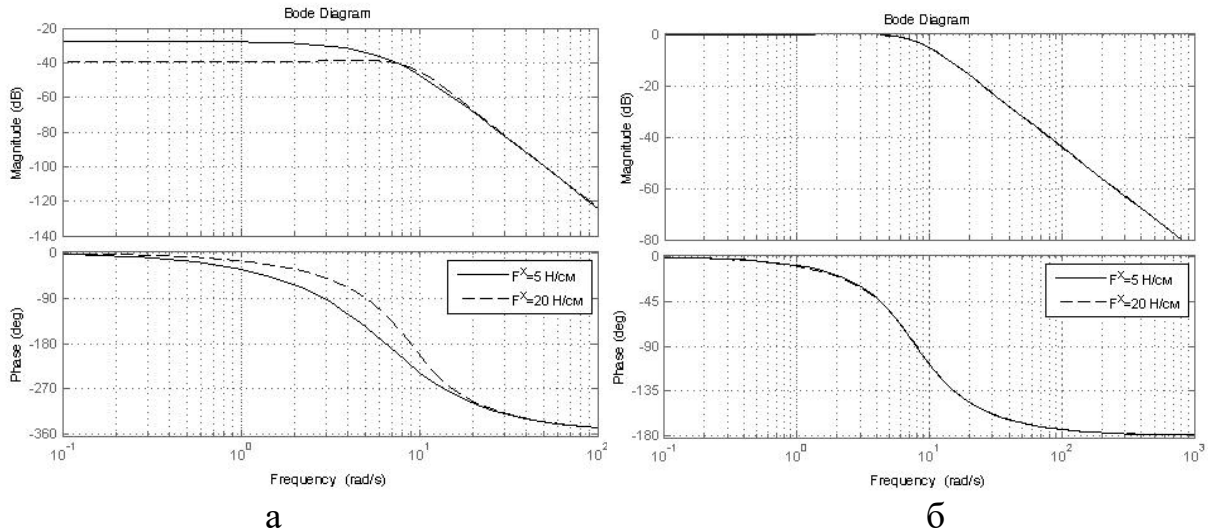


Рисунок 1.18 – ЛАФЧХ упрощенной структурной схемы системы «нервно-мышечная система + рычаг управления» при выходном сигнале X (а) и F (б)

Полученная модель позволяет достигнуть соответствия с результатами экспериментальных исследований и решить задачу выбора оптимальных значений жесткости (см. рисунки 1.19 – 1.20) и демпфирования (см. рисунки 1.21 – 1.22) путем математического моделирования. Также как и в экспериментальных исследованиях, наименьшее среднеквадратическое отклонение (СКО) сигнала ошибки достигается при $F^X = 10 \text{ H/cm}$ в случае, когда моделируются характеристики центрального рычага управления и при $F^X = 20 \text{ H/cm}$ в случае моделирования характеристик бокового рычага. Аналогично тем же результатам экспериментальных исследований наилучшая точность пилотирования достигается при наименьшем демпфировании рычага. Значения σ_e в окрестностях оптимальных значений F^X и $F^{\dot{X}}$, полученные путем математического моделирования, близки к полученным значениям в сериях экспериментов.

Результаты математического моделирования, приведенные в таблице 1.5, также показывают, что при оптимальных значениях F^X и $F^{\dot{X}}$, в случае, когда используется центральный рычаг типа FSC по сравнению с центральным рычагом типа DSC при моделировании конфигурации НР 2.1 дисперсия ошибки меньше в 1.3 раза, при моделировании конфигурации НР

5.10 – 1.1 раза. При переходе от бокового рычага типа DSC к боковому рычагу типа FSC σ_e^2 уменьшается в 1.4 раз при моделировании конфигурации HP 2.1 и в 1.5 при моделировании конфигурации HP 5.10.

Кроме того, также как и в приведенных в разделе 1.1 результатах экспериментальных исследований, использование боковой ручки приводит к уменьшению дисперсии ошибки по сравнению со случаем использования центрального рычага. Так при моделировании конфигурации HP 2.1 σ_e^2 уменьшается в 1.2 и 1.3 раза при использовании рычагов типа DSC и FSC соответственно; при моделировании конфигурации HP 5.10 – соответственно в 1.1 и 1.5 раза.

Таким образом, при переходе от традиционного управления центральным рычагом типа DSC к боковому рычагу типа FSC точность пилотирования улучшается в 1.7 раз как для конфигурации первого уровня пилотажных характеристик, так и для конфигурации третьего уровня пилотажных характеристик.

Таблица 1.5 – Дисперсия сигнала ошибки σ_e^2 , полученная при математическом моделировании

Тип рычага	Центральный		Боковой	
	DSC	FSC	DSC	FSC
HP 2.1	0.274	0.212	0.230	0.160
HP 5.10	0.861	0.764	0.759	0.517

Сравнение частотных, спектральных и интегральных характеристик, полученных экспериментально и путем математического моделирования при оптимальных значениях жесткости и демпфирования, приведены на рисунках 1.23 и в приложении Б. Это сравнение показывает, что результаты математического моделирования близки к результатам экспериментальных исследований.

Таким образом, полученная модифицированная структурная модель управляющих действий летчика позволяет путем математического моделирования выбирать как характеристики центрального, так и характеристики бокового рычага при формировании управляющего сигнала как пропорционально их перемещению, так и пропорционального прикладываемому к ним усилиям. Полученные результаты достаточно хорошо совпадают с результатами экспериментальных исследований. Оптимальные же значения жесткости и демпфирования соответствуют тем, которые получены в эксперименте.

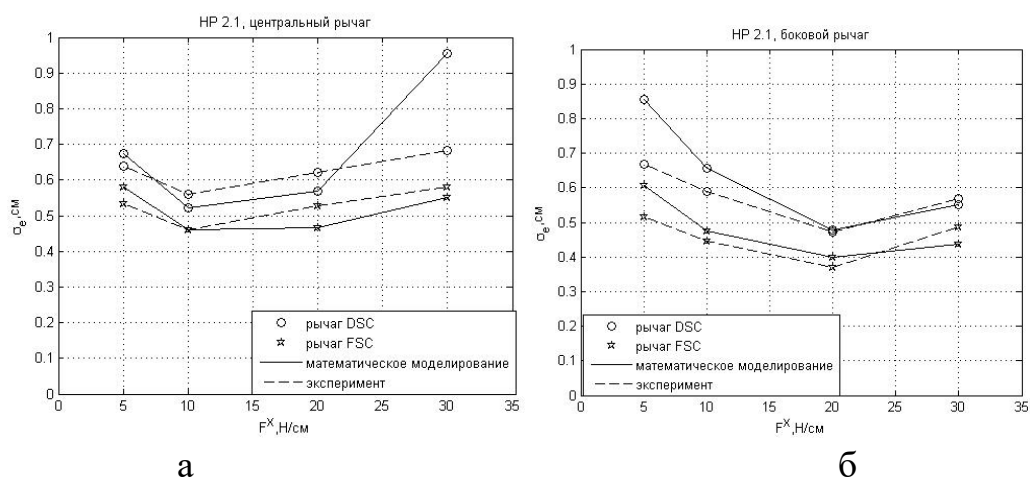


Рисунок 1.19 – Зависимость СКО сигнала ошибки от жесткости рычага, конфигурация НР 2.1

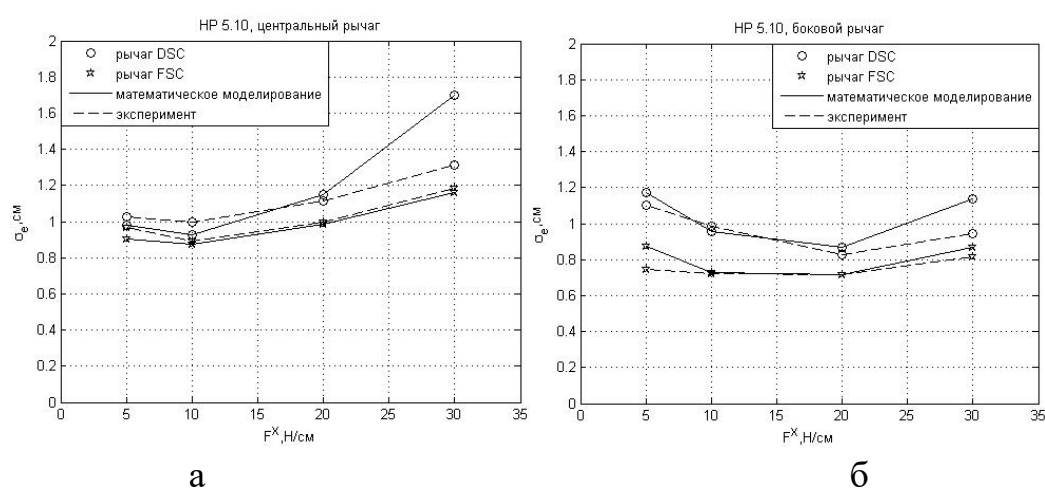


Рисунок 1.20 – Зависимость СКО сигнала ошибки от жесткости рычага, конфигурация НР 5.10

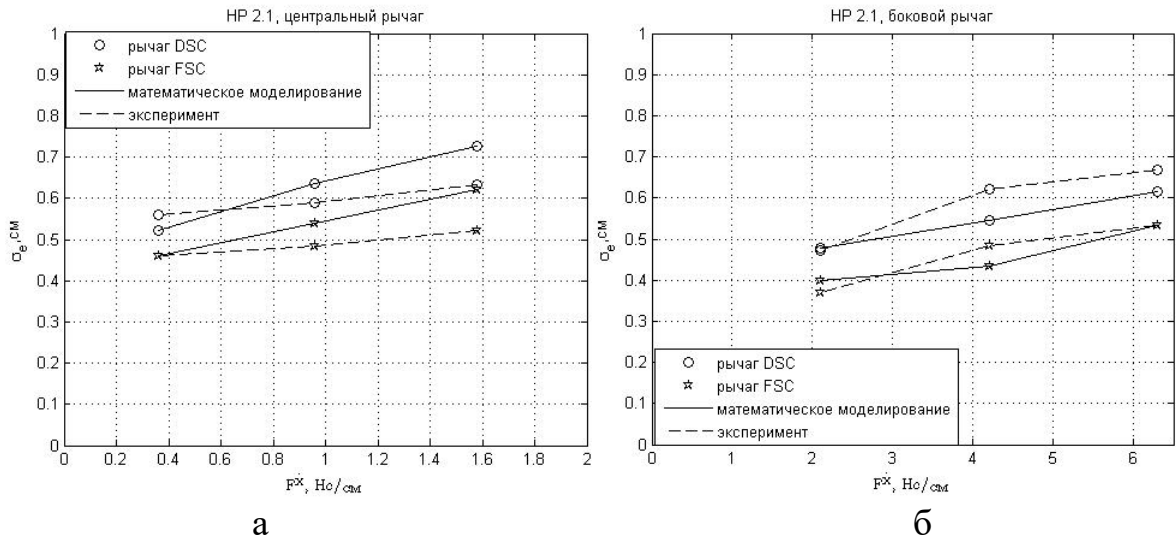


Рисунок 1.21 – Зависимость СКО сигнала ошибки от демпфирования рычага, конфигурация HP 2.1

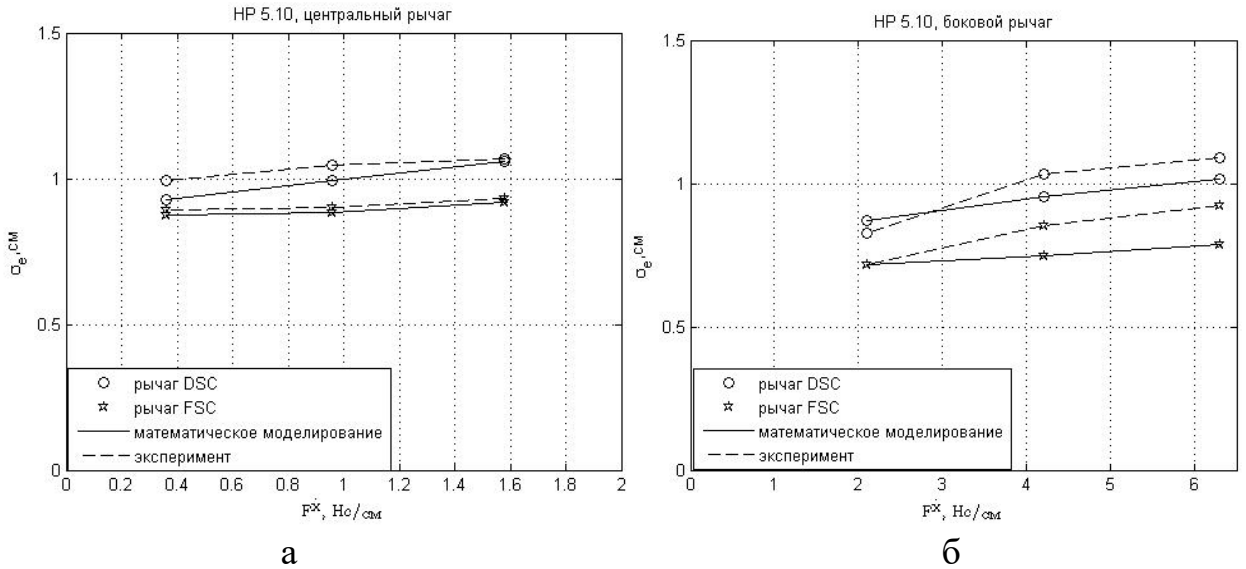


Рисунок 1.22 – Зависимость СКО сигнала ошибки от демпфирования центрального рычага, конфигурация HP 5.10

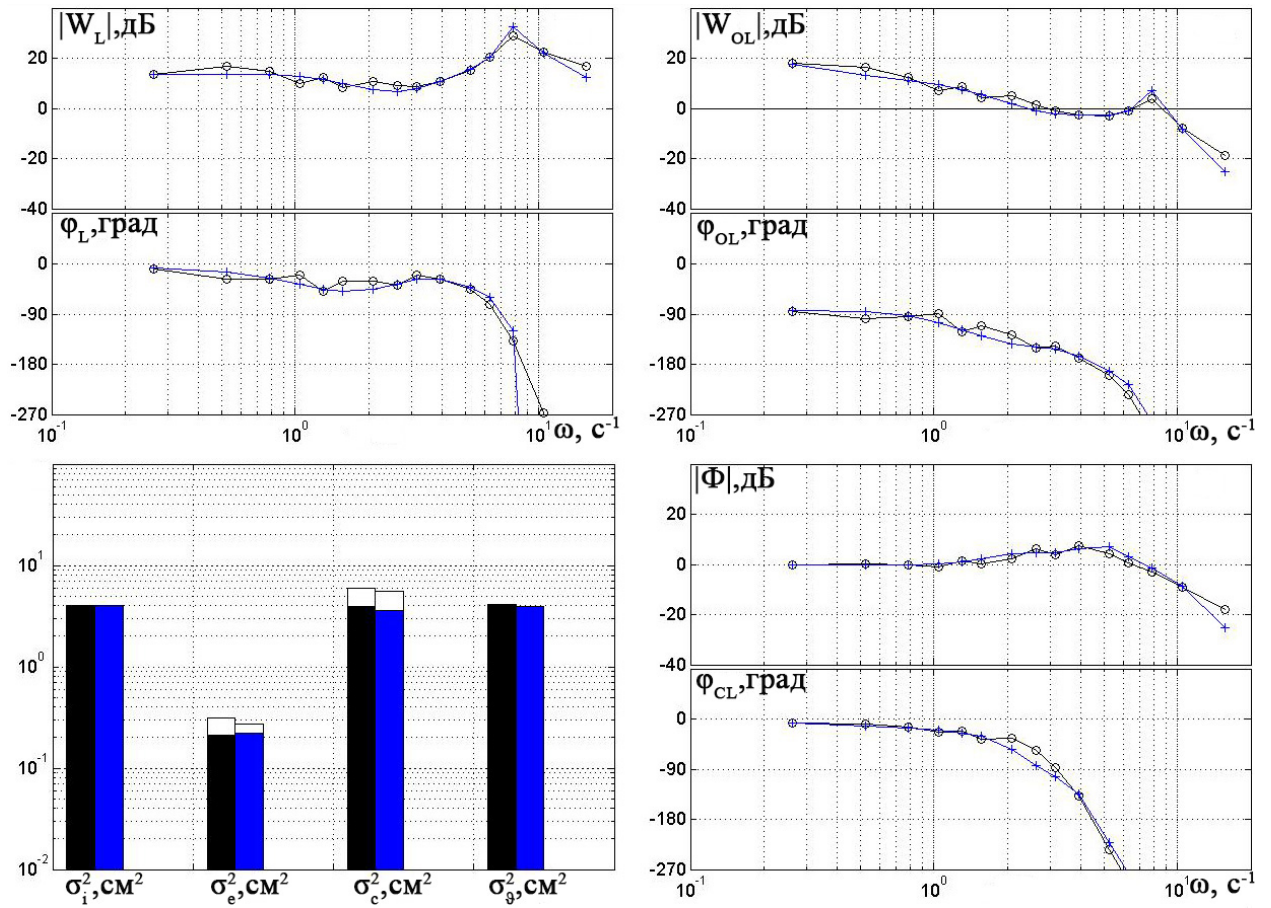


Рисунок 1.23 – Сравнение результатов полунатурного (○---○) и математического моделирования (*---*) (конф. НР 2.1, центральный рычаг DSC)

ГЛАВА 2 Критерии оценки пилотажных характеристик самолета

Критерии оценки пилотажных характеристик самолетов, проектируемых на различных этапах развития авиации, отражали особенности динамики этих ЛА, созданных за прошедший период. В 70-х – 80-х годах прошлого столетия появился новый класс авиационной техники – высокоавтоматизированные самолеты, динамика которых в значительной степени определялась системой управления. Разработке критериев оценки пилотажных характеристик таких ЛА предшествовало проведение в эти годы серии летных экспериментов, позволивших создать 3 базы данных: Neal-Smith [34], LANOS [35], Have PIO [36]. С их помощью были получены новые альтернативные критерии, которые являются требованиями к обобщенным параметрам их эквивалентных частотных или временных характеристик. Кроме этого, был разработан также, так называемый, критерий Нила-Смита [34], нормирующий параметры системы самолет-летчик. Использование этих критериев при выборе пилотажных характеристик проектируемых ЛА показал, что в ряде случаев результат предсказания не соответствует результатам экспериментальных исследований. В этой связи решалась задача выявления причин несоответствия прогнозируемых оценок пилотажных характеристик и оценок, определенных в ходе летных испытаний и экспериментальных исследований, а также задача уточнения этих критериев и создание таких, которые позволили бы улучшить их прогностические свойства и позволили бы исследовать влияния типов и характеристик рычагов управления.

2.1 Исходные данные

В настоящей работе используются три базы данных: Neal-Smith (51 динамическая конфигурация) [34], LANOS (49 динамических конфигураций) [35] и Have PIO (17 динамических конфигураций) [36].

Базы данных включают в себя параметры короткопериодического движения самолета и системы управления, которые входят в следующее выражение:

$$W = \frac{g(p)}{X(p)} = \frac{K(\tau_1 s + 1)}{(\tau_2 s + 1)} \frac{1}{\left(\frac{s^2}{\omega_1^2} + \frac{2\xi_1}{\omega_1} s + 1 \right) \left(\frac{s^2}{\omega_2^2} + \frac{2\xi_2}{\omega_2} s + 1 \right)} \cdot \frac{(\tau_{s_2} p + 1)}{p \left(\frac{p^2}{\omega_k^2} + \frac{\xi_k}{\omega_k^2} p + 1 \right)} \cdot W_a, \quad (2.1)$$

где $W_a = \frac{1}{\frac{s^2}{\omega_3^2} + \frac{2\xi_3}{\omega_3} s + 1}$ – модель привода. Значения параметров

выражения (2.1) приведены в приложении В в таблицах В1 – В3.

Также в базы данных включены оценки пилотажных характеристик, выставленные летчиками по шкале Купера-Харпера (PR) и по шкале оценок явления PIO ($PIOR$) (см. приложение В, таблицы В.4 – В.6) каждой динамической конфигурации, задача пилотирования (для Have PIO и LANOS – задача посадки, для Neal-Smith – задачи отслеживания угла тангажа и энергичного маневрирования) и опросные листы.

Процедура получения критериев включает в себя нанесение фигуративных точек соответствующих каждой конфигурации из базы данных на область нормируемых параметров с указанием субъективной оценки ее пилотажных свойств (PR) или оценки $PIOR$ и определение границ областей первого, второго и третьего уровня или наличия и отсутствия тенденции к явлению PIO. Разработанные при таком подходе критерии, как показывает практика, обладают недостаточными прогностическими свойствами. Анализ показывает, что в значительной степени это связано с недостатками существующих баз данных, к которым относятся:

– ограниченное число оценок для ряда конфигураций (для некоторых из них было выполнено по одному эксперименту);

– значительные разбросы в оценках PR.

В настоящей работе предложено повысить корректность прогнозирования существующих критериев путем модификации границ уровней ПХ. Для этого был произведен отбор, наиболее «достоверных» конфигураций, по которым будут перестраиваться границы, из следующих трех условий:

1) для каждой исследуемой конфигурации выполнено не менее двух летних экспериментов;

2) все оценки PR принадлежат одному уровню ПХ;

3) допустима принадлежность к разным уровням ПХ при условии, что различия в оценках не превосходят одного балла. Например, для одной конфигурации оценки $PR_1=3$ и $PR_2=4$. Средняя оценка будет составлять 3.5 и относится к первому уровню пилотажных характеристик. Или $PR_1=6$ и $PR_2=7$, средняя равна 6.5, т. е. относится к второму уровню ПХ. Таких конфигураций отобрано 5 (HP 4.2 (PR=3, 3, 4); NS 3C (PR=4, 3); LH 2.7 (PR=7, 6); LH 3.6 (PR=7, 6); LH 4.4 (PR=7, 6)).

Всего было отобрано 48 динамических конфигураций, которые приведены в приложении В (см. таблицу В.7) (Have PIO – 11; LANOS – 11; Neal-Smith – 26), удовлетворяющих этим условиям. Из них к первому уровню ПХ относится 11 конфигураций, ко второму – 21 и к третьему – 16

Как видно из таблицы 2.7, все конфигурации, относящиеся к третьему уровню ПХ, имеют оценку PIOR больше 3.5 (то есть имеют тенденцию к «раскачке»), в то время как все остальные – меньше 3.5 (то есть не имеют тенденцию к «раскачке»). Примерная связь между оценками PR и PIOR в диапазоне оценок $PR=3.5 \div 8$ имеет вид [41] (см. рисунок 2.1):

$$PIOR = 0.5PR + 0.25 \quad (2.2)$$

Отсюда видно, что оценка $PIOR = 3.5$ соответствует оценке по шкале Купера-Харпера $PR = 6.5$.

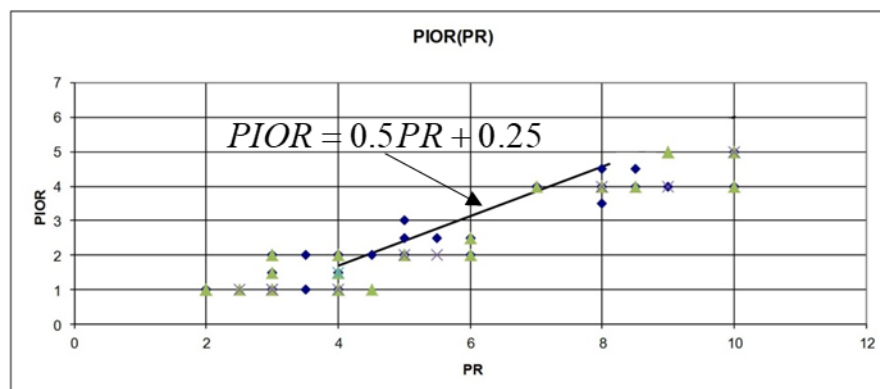


Рисунок 2.1 – Связь между оценками PR и PIOR

В этой связи, границу между вторым и третьим уровнем пилотажных характеристик, определенную оценкой $PR=6.5$ можно рассматривать как границу, разделяющую области параметров на области, в которых самолет имеет или не имеет тенденцию к раскачке.

Эффективность такого подхода для отбора конфигураций для формирования критериев для нескольких широко используемых альтернативных критериев показана далее, а также в работах [38, 39].

2.2 Анализ и модификация известных критериев оценки пилотажных характеристик и предсказания тенденции к явлению PIO

В работе рассмотрены следующие критерии, базирующиеся на нормировании:

- 1) параметров переходного процесса по угловой скорости тангажа;
- 2) параметров частотных характеристик самолета по углу тангажа (« $\omega_{BW} - \tau_p$ », критерий Гибсона);
- 3) параметров системы самолет-летчик (критерий МАИ).

При этом при разработке критериев первой и второй группы при расчете нормируемых параметров и использовании конфигураций Have PIO и LANOS была учтена модель динамика рычага управления, которая имеет следующий вид:

$$\frac{X(p)}{F(p)} = \frac{84.5}{(p^2 + 2(0.6)(26)p + (26)^2)} \left[\frac{\text{дюйм}}{\text{фунт}} \right] \quad (2.3)$$

Что касается конфигураций Neal-Smith, то их база данных не учитывает модель рычага управления, так как в летных испытаниях управляющим сигналом являлись усилия, прикладываемые летчиком к рычагу, а не его перемещения.

2.2.1 Критерии требований к параметрам частотных характеристик самолета по углу тангажа и переходного процесса по угловой скорости тангажа

Ниже рассматриваются два критерия предсказания тенденции к явлению PIO (критерий Гибсона, критерий « $\omega_{BW} - \tau_p$ ») и два критерия предсказания оценки пилотажных характеристик (критерий « $\omega_{BW} - \tau_p$ », критерий нормирования параметров переходного процесса по угловой скорости тангажа).

2.2.1.1 Критерии предсказания тенденции к явлению PIO

1) Критерий Гибсона [49]

Настоящий критерий базируется на нормировании параметров частотной характеристики самолета по углу тангажа. Этими параметрами являются ω_{180} – частота, при которой фазовая характеристика равна -180

градусов, и $APR = \frac{\Delta\varphi}{\omega_{180}}$, где $\Delta\varphi = \Delta\varphi|_{\omega=2\omega_{180}} - 180^\circ$ – разность фазовой характеристики частоте равной $2\omega_{180}$ и уровнем -180 градусов (см. рисунки 2.2)

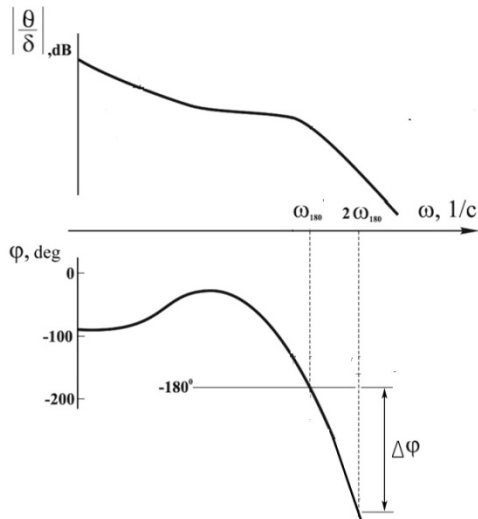


Рисунок 2.2 – Параметры критерия Гибсона

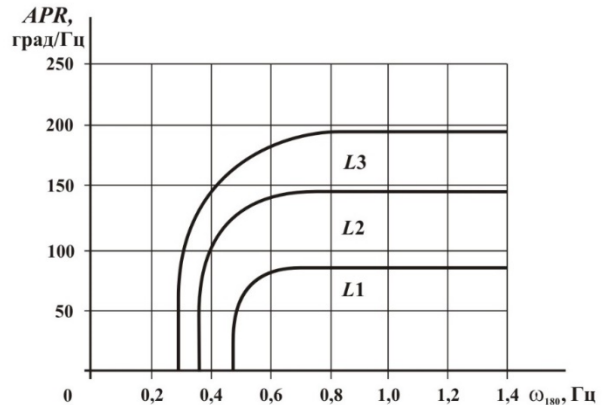


Рисунок 2.3 – Критерий Гибсона

На рисунке 2.3 граница между областями L2 и L3 разделяет области нормируемых параметров, где имеется тенденция к «раскачке» (выше границы) и отсутствует (ниже границы).

Вычисленные параметры APR и ω_{180} для 48 конфигураций приведены в приложении В (см. таблицу В.8) и наложены в виде фигуративных точек на плоскость этих параметров.

Знание оценок летчика по каждой конфигурации позволило построить модифицированную границу (соответствующую оценке $PR=6.5$), разделяющую плоскость на области параметров, при которых самолет имеет или не имеет тенденцию к раскачке, которые приведены на рисунке 2.4. Здесь также приведены исходные границы. Количество оценок, соответствующим оценкам, полученным в летных экспериментах (процент «правильной» оценки) приведено в таблице 2.1

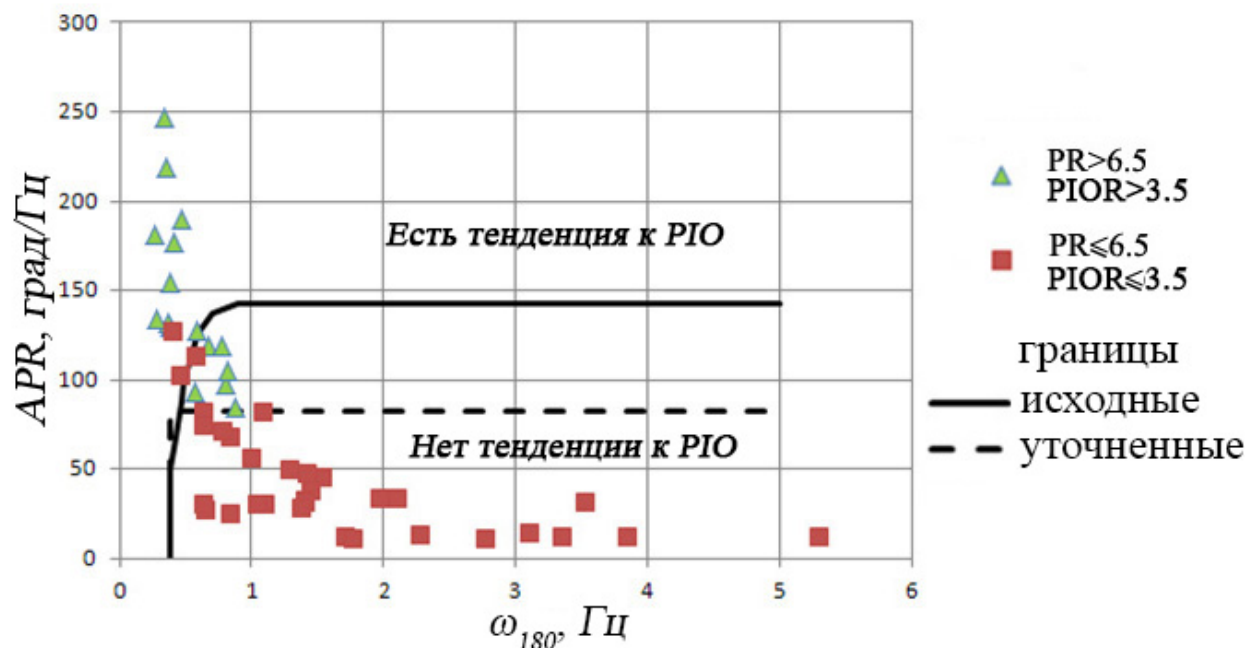


Рисунок 2.4 – Границы критерия Гибсона

Таблица 2.1 – Процент «правильной» оценки конфигураций по критерию Гибсона

Границы	Всего	PIO	Нет PIO
Исходные	40 из 48 83.3 %	10 из 16 62.5 %	30 из 32 93.6 %
Уточненные	45 из 48 93.8 %	16 из 16 100 %	29 из 32 90.6 %

Как видно из рисунка 2.4 и таблицы 2.1 исходная версия критерия из общего числа конфигураций «правильно» оценивает 83.3 %, при этом из конфигураций, имеющих тенденцию к «раскачке» «правильно» предсказано 62.5 %, а не имеющих 93.6 %. После уточнения границы удалось повысить процент «правильной» оценки общего числа рассмотренных конфигураций до 93.8, числа, имеющих тенденцию к PIO до 100 % и не имеющих – до 90.6 %.

2) Критерий « $\omega_{BW} - \tau_p$ » [50]

В данном критерии нормируются полоса пропускания самолета ω_{BW} и эквивалентное время запаздывания τ_p (см. рисунок 2.5)

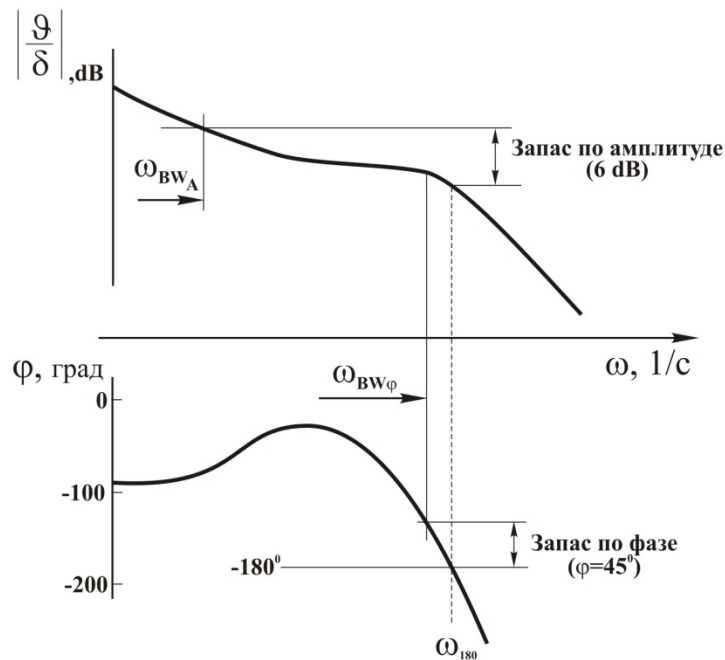


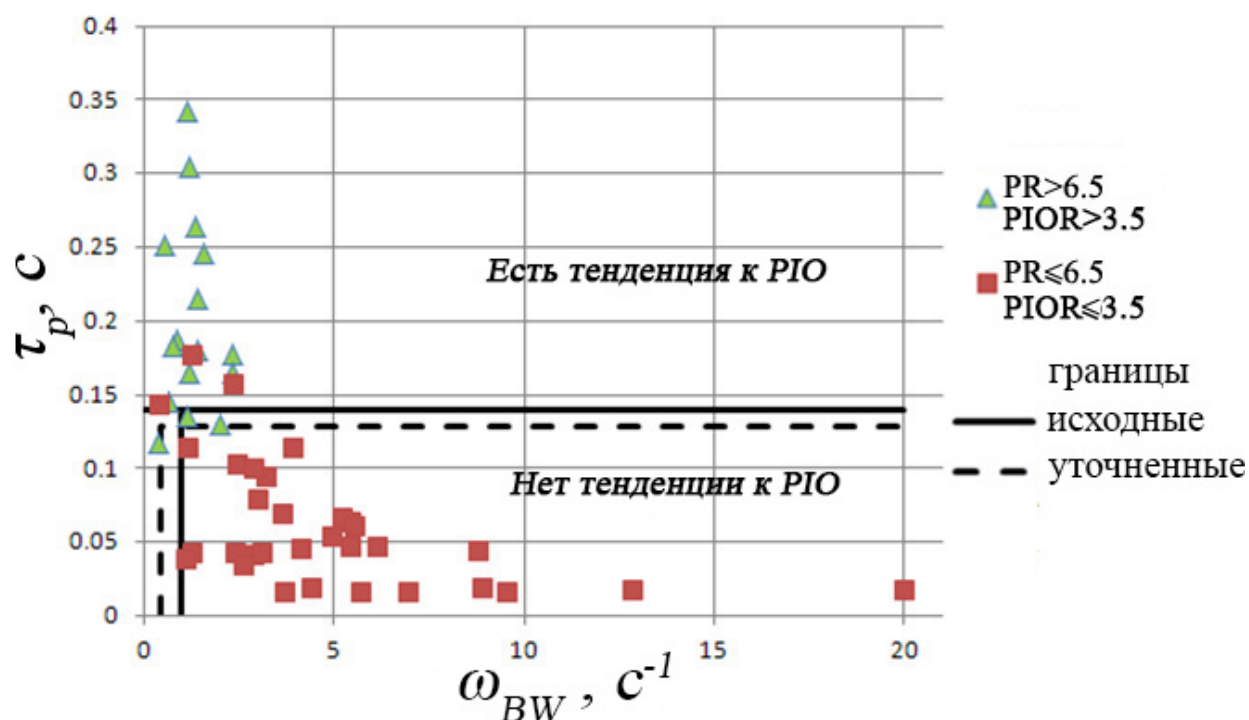
Рисунок 2.5 Типовая частотная характеристика самолета по углу тангажа и параметры критерия « $\omega_{BW} - \tau_p$ »

Эквивалентное время запаздывания вычисляется следующим образом

$$\tau_p = \frac{\varphi|_{2\omega_{180}} + 180^\circ}{2\omega_{180} \cdot 57.3}$$
, где ω_{180} – частота, на которой фазовая характеристика равна 180 градусов, $\varphi|_{2\omega_{180}}$ – фазовая характеристика на частоте $2\omega_{180}$.

Полоса пропускания $\omega_{BW} = \min(\omega_{BW_A}, \omega_{BW_\varphi})$, где ω_{BW_A} – частота, определяемая амплитудной характеристикой объекта управления в соответствии с рисунком 2.5; ω_{BW_φ} – частота, соответствующая фазовой характеристике равной -135 градусов. Вычисленные параметры приведены в приложении В (см. таблицу В.9).

Исходные и модифицированные области с расчетными точками приведены на рисунке 2.6, процент «правильной» оценки конфигураций приведен в таблице 2.2

Рисунок 2.6 – Границы критерия « $\omega_{BW} - \tau_p$ »Таблица 2.2 – Процент «правильной» оценки конфигураций по критерию « $\omega_{BW} - \tau_p$ »

Границы	Всего	РЮ	Нет РЮ
Исходные	43 из 48 89.6 %	12 из 16 87.5 %	29 из 32 90.6 %
Уточненные	45 из 48 93.8 %	16 из 16 100 %	29 из 32 90.6 %

Как видно из рисунка 2.6 и таблицы 2.2 исходная версия критерия из общего числа конфигураций «правильно» предсказывает 89.6 %, при этом из конфигураций, имеющих тенденцию к «раскачке» правильно предсказано 87.5 %, а не имеющих 90.6 %. После уточнения границы удалось повысить процент правильной оценки общего числа рассмотренных конфигураций до 93.8, числа, имеющих тенденцию к РЮ до 100 % и не имеющих – до 90.6 %.

2.2.1.2 Критерии предсказания оценки ПХ

1) Критерий « $\omega_{BW} - \tau_p$ »

Параметры этого критерия определяются по тем же правилам, которые приведены в разделе 2.2.1, но с другими границами. При определении границ областей каждая задача пилотирования рассматривалась отдельно. Как было описано выше, динамические конфигурации базы данных Neal-Smith относятся к задачам точного пилотирования и энергичного маневрирования (категория А), а Have PIO и LANOS – к задачам посадки (категория С).

Исходные и модифицированные области с расчетными (см. приложение В таблицу В.9) для задач категорий А и С приведены на рисунке 2.7, а процент «правильной» оценки конфигураций для суммы двух категорий задач пилотирования приведено в таблице 2.3.

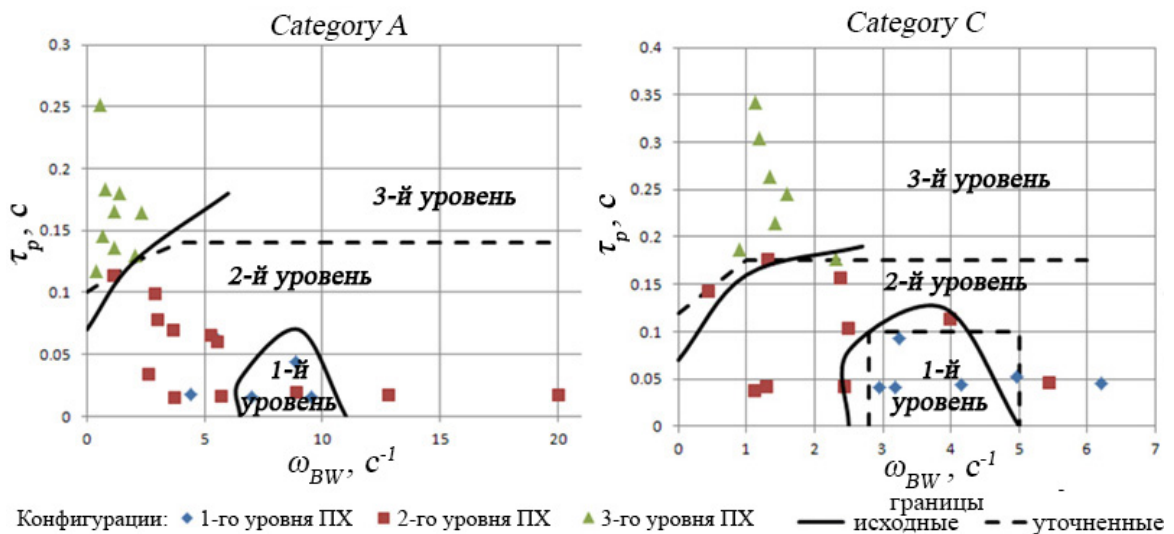


Рисунок 2.7 – Границы критерия « $\omega_{BW} - \tau_p$ »

Таблица 2.3 – процент «правильной» оценки конфигураций по критерию « $\omega_{BW} - \tau_p$ »

Границы	Всего	1-й уровень	2-й уровень	3-й уровень
Исходные	38 из 48 79.2 %	7 из 11 63.6 %	16 из 21 76.2 %	15 из 16 93.7 %
Уточненные	44 из 48 91.7 %	8 из 11 72.7 %	20 из 21 95.3 %	16 из 16 100 %

Как видно из рисунка 2.7 и таблицы 2.3 процент «правильной» оценки для исходной версии критерия общего числа конфигураций составляет 79.2 %, конфигураций первого уровня – 63.6 %, второго – 76.2 %, третьего – 93.7 %. После уточнения границ удалось добиться повышения точности до 91.7 %, 72.7 %, 95.3 % и 100 % соответственно.

2) Критерий нормирования параметров переходного процесса по угловой скорости тангажа [50]

В настоящем критерии нормируется три параметра (см. рисунок 2.8):

– $div = \frac{\Delta\omega_1}{\Delta\omega_2}$, где $\Delta\omega_1$ – максимальное положительное отклонение от установившегося значения, $\Delta\omega_2$ – максимальное отрицательное отклонение от установившегося значения;

– t_1 – эквивалентное время запаздывания, которое находится как точка пересечения оси абсцисс с касательной к кривой переходного процесса, имеющей максимальный угол наклона;

– $\Delta t = t_2 - t_1$, где t_2 – время срабатывания (точка пересечения кривой временного процесса установившегося значения).

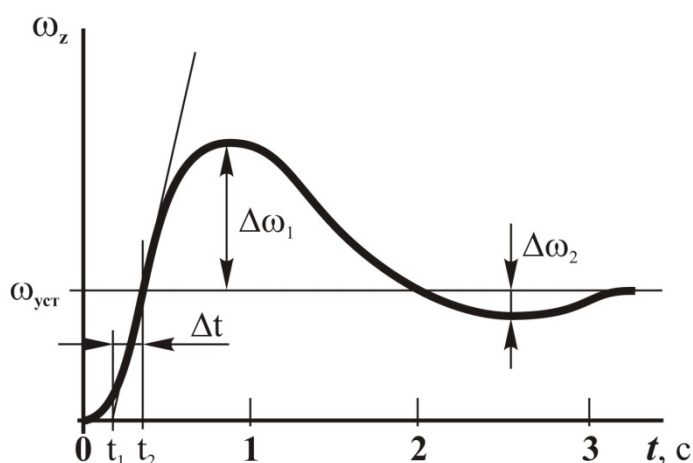


Рисунок 2.8 – Переходный процесс по угловой скорости тангажа и параметры критерия, нормирующего его параметры

По каждому из перечисленных параметров определяется к какому уровню принадлежит динамическая конфигурация, и результатом является наихудший вариант из трех.

Данный критерий требует колебательный вид переходного процесса, характеризующийся забросами относительно установившегося значения. Поэтому для шести выбранных конфигураций (NS 2J, NS 3E, NS 7G, NS 1G, NS 5E, NS 6F (см. приложение В рисунки В.1 – В6)) оценку ПХ дать не удалось.

Исходные и уточненные требования к нормируемым параметрам приведены в таблице 2.4, а их значения в приложении В (см. таблицу В.10).

Таблица 2.4 – Требования к нормируемым параметрам переходного процесса по угловой скорости тангажа

Параметр	Уровень	Требования							
		Исходные				Уточненные			
		Задача маневрирования		Посадка		Задача маневрирования		Посадка	
$\frac{\Delta q_2}{\Delta q_1}$	1-й	≤ 0.30				Не изменялась			
	2-й	≤ 0.60							
	3-й	≤ 0.85							
t_1	1-й	≤ 0.12				≤ 0.072			
	2-й	≤ 0.17				≤ 0.10		≤ 0.189	
	3-й	≤ 0.21				≤ 0.21			
Δt		<i>Min</i> Δt	<i>Max</i> Δt	<i>Min</i> Δt	<i>Max</i> Δt	<i>Min</i> Δt	<i>Max</i> Δt	<i>Min</i> Δt	<i>Max</i> Δt
	1-й	$9 / V_T$	$500 / V_T$	$9 / V_T$	$200 / V_T$	Не изменялась			
	2-й	$3.2 / V_T$	$1600 / V_T$	$3.2 / V_T$	$645 / V_T$				

V_T – истинная воздушная скорость, фт/с

Процент «правильной» оценки конфигураций конфигураций приведено в таблице 2.5

Таблица 2.5 – Процент «правильной» оценки конфигураций по критерию, нормирующему параметры переходного процесса по угловой скорости тангажа

Границы	Всего	1-й уровень	2-й уровень	3-й уровень
Исходные	32 из 42	11 из 11	10 из 18	11 из 13
	76.2 %	100 %	55.6 %	84.6 %
Уточненные	38 из 42	10 из 11	15 из 18	13 из 13
	90.5 %	90.9 %	83.3 %	100 %

Как видно из таблицы 2.5 процент «правильной» оценки для исходной версии критерия общего числа конфигураций составляет 76.2 %, конфигураций первого уровня – 100 %, второго – 55.6 %, третьего – 84.6 %. После уточнения границ проценты «правильной» оценки стали составлять 90.5 %, 90.9 %, 83.3 % и 100 % соответственно.

2.2.2 Критерии, нормирующие параметры системы самолет-летчик

2.2.2.1 Критерий МАИ

Одним из критериев, нормирующих параметры системы самолет-летчик (см. рисунок 2.9), является критерий МАИ, который является модификацией критерия Нила-Смита. Нормируемыми параметрами являются резонансный пик замкнутой системы \mathcal{R} и фазовая компенсация летчика $\Delta\varphi$.

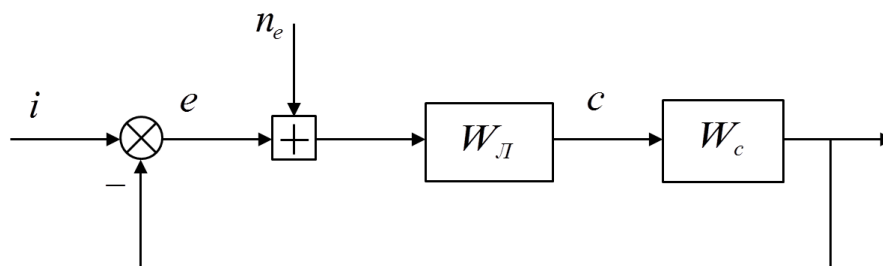


Рисунок 2.9 – Система самолет-летчик

В исходной версии критерия, нормируемые параметры вычислялись путем математического моделирования системы самолет-летчик. В качестве модели летчика использовалась упрощенная модель, предложенная МакРуером [24, 25], учитывающая основные свойства системы самолет-летчик в районе частоты среза:

$$K_L \frac{T_L p + 1}{T_I p + 1} e^{-\tau p} \quad (2.4)$$

Параметр $\Delta\varphi$ вычисляется как разность между фазовой характеристикой летчика на частоте 2 с^{-1} и фазовой характеристикой, в случае управления идеальным объектом (так называемая оптимальная динамика [37]), где летчик описывается как усилительное звено с запаздыванием.

Модификация данного критерия, предложенная Московским авиационным институтом, предполагает вычисление нормируемых параметров экспериментально или путем математического моделирования с использованием оптимальной модели летчика. При этом параметр $\Delta\varphi$ вычислять не на конкретной частоте, а на широком частотном диапазоне низких и средних частот и брать максимальное отклонение текущей фазовой характеристики летчика от фазовой характеристики, полученной при управлении оптимальной динамикой [37] (см. рисунок 2.10).

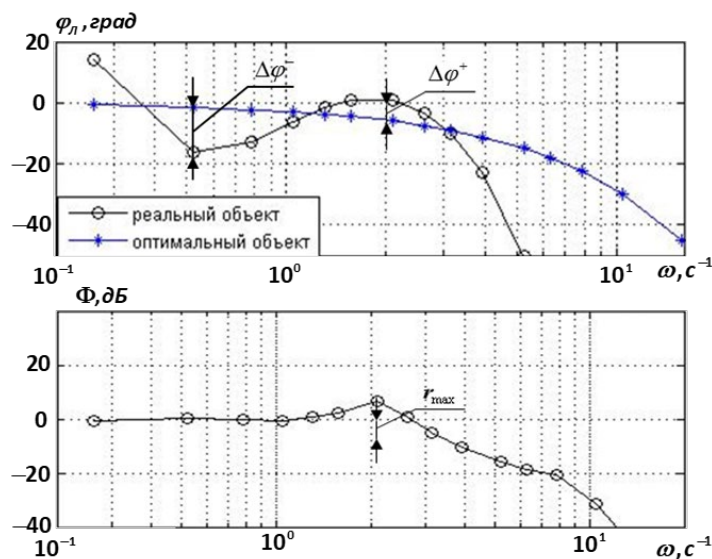


Рисунок 2.10 – Нормируемые параметры критерия МАИ

В работах [30, 31] был проведен комплекс экспериментальных исследований, а также математического моделирования системы самолет-летчик с использованием оптимальной модели управляющих действий в задаче отслеживания угла тангажа. Для каждой из исследуемой конфигурации были измерены (в эксперименте на пилотажном стенде) и вычислены (при математическом моделировании) частотные, интегральные и спектральные характеристики этой системы. Анализ характеристик позволил выявить параметры частотных характеристик, коррелированных с субъективными оценками летчиков и получить, так называемый, критерий МАИ [30, 31] для предсказания пилотажных характеристик самолета. Такими параметрами являются максимальная фазовая компенсация летчика $\Delta\varphi$ и резонансный пик замкнутой системы r (см. рисунок 2.10), значения которых приведены в приложении В (см. таблицу В.11).

Исходные и модифицированные области с фигуративными точками приведены на рисунке 2.11, процент «правильной» оценки конфигураций приведено в таблице 2.6

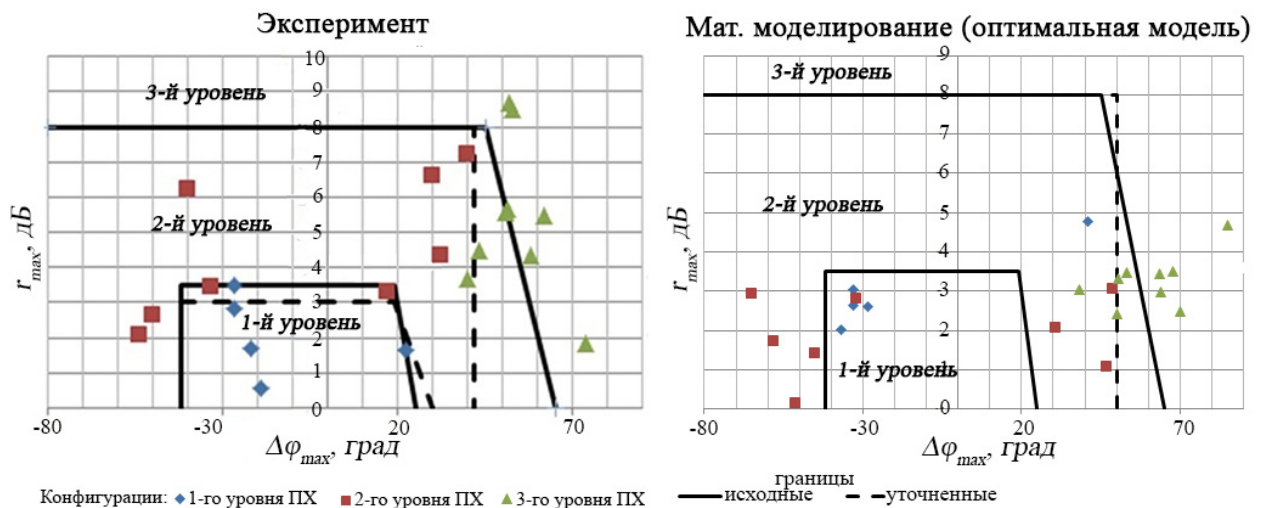


Рисунок 2.11 – Критерий МАИ

Таблица 2.6 – Процент «правильной» оценки конфигураций по критерию МАИ

	Границы	Всего	1-й уровень	2-й уровень	3-й уровень
Эксперимент	Исходные	17 из 22 77.2 %	5 из 5 100 %	6 из 8 75%	6 из 9 66.7 %
	Уточненные	20 из 22 90.9 %	4 из 5 80 %	8 из 8 100%	8 из 9 88.9 %
Мат. моделирование	Исходные	16 из 22 72.7 %	4 из 5 80 %	7 из 8 87.5 %	5 из 9 55.6
	Уточненные	20 из 22 90.9 %	4 из 5 80 %	7 из 8 87.5 %	8 из 9 88.9 %

Как видно из таблицы 2.6 и рисунка 2.11 процент «правильной» оценки для исходной версии критерия общего числа конфигураций, фигуративные точки которых были вычислены экспериментально, составляет 77.2 %, конфигураций первого уровня – 100 %, второго – 75 %, третьего – 66.7 %. После уточнения границ проценты правильной оценки стали составлять 90.9 %, 80 %, 100 % и 88.9 % соответственно. После уточнения границ в случае, когда фигуративные точки посчитаны путем математического моделирования, процент «правильной» оценки также составил 90.9 %

В настоящей работе математическое моделирование системы самолет-летчик (см. рисунок 2.9) проводилось с использованием модифицированной структурной модели управляющих действий летчика, описание которой приведено в главе 1. Значения параметров $\Delta\varphi$ и r , вычисленных таким образом приведены в приложении В (см. таблицу В.12). Области с расчетными приведены на рисунке 2.12.

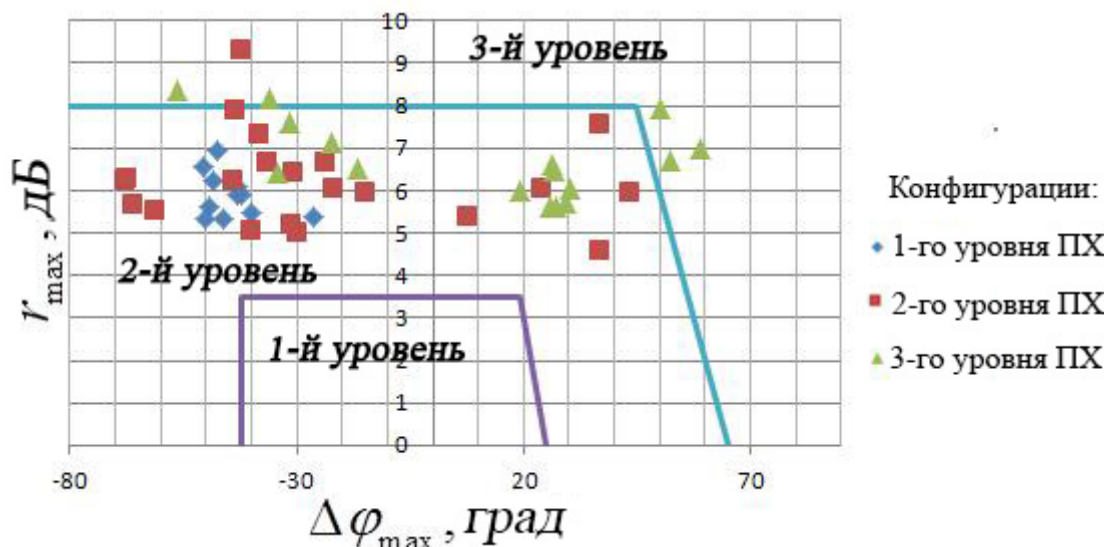


Рисунок 2.12 – Критерий МАИ

Как видно из рисунка 2.12, только одна конфигурация второго уровня оценена «неправильно», 5 конфигураций третьего уровня оценены «правильно» и ни одна из конфигураций первого уровня не попала в соответствующую область. Процент «правильной» оценки общего числа конфигураций составляет 52.1 %. При этом точки $\Delta\varphi$ и r для каждой конфигурации расположились таким образом, что модификация границ для повышения процента правильной оценки невозможна.

Такое расположение расчетных точек связано с недостатком структурной модели управляющих действий летчика, который заключается, во-первых, в том, что резонансные пики замкнутой системы принимают большие значения, чем пики, полученные экспериментально, и, во-вторых, данный параметр, вычисляемый путем математического моделирования с использованием этой не является коррелированным с субъективной оценкой летчика.

Для повышения прогностических возможностей рассматриваемого критерия было предложено заменить резонансный пик как нормируемый параметр, не коррелированный с результатами экспериментальных исследований на параметр, обладающий необходимым свойством. В настоящей работе в качестве нового параметра предложено использовать

полосу пропускания замкнутой системы, которая находится как точка пересечения фазовой характеристики замкнутой системы с уровнем -90 градусов (см. рисунок 2.13). Описанная модификация в настоящей работе получила название «Новый критерий МАИ». Значения вычисленных параметров $\Delta\varphi$ и ω_{BW} приведены в приложении В (см. таблицу В.12).

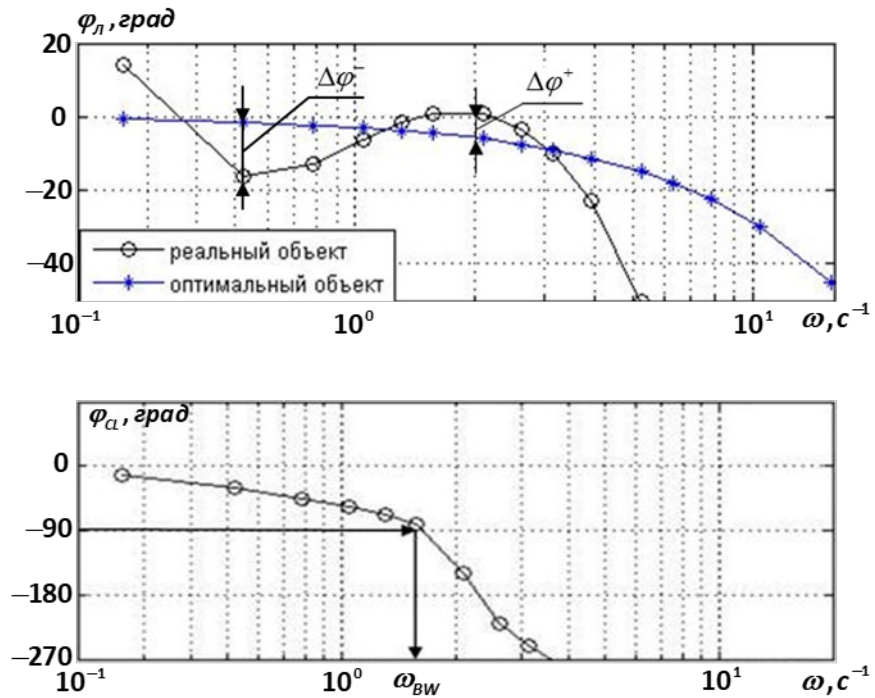


Рисунок 2.13 – Нормируемые параметры «Нового критерия МАИ»

Области с расчетными точками из таблицы 2.19 приведены на рисунке 2.14, процент «правильной» оценки конфигураций приведен в таблице 2.7.

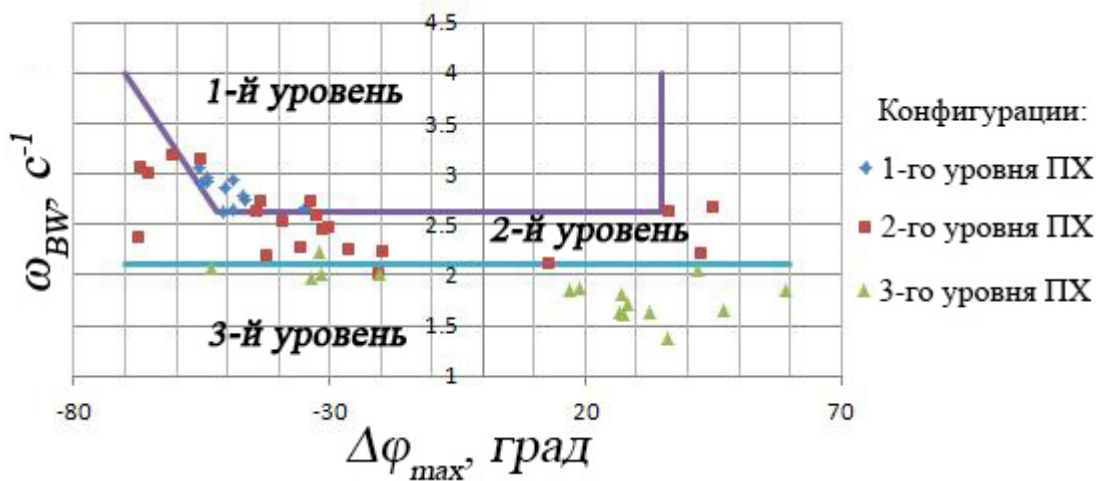


Рисунок 2.14 – «Новый критерий МАИ»

Таблица 2.7 – Процент «правильной» оценки конфигураций по «Новому критерию МАИ»

Всего	1-й уровень	2-й уровень	3-й уровень
44 из 48	11 из 11	17 из 21	15 из 16
91.6 %	100 %	81 %	93.8 %

Процент «правильной» оценки настоящего критерия для общего числа конфигураций составляет 91.6 %, для конфигураций первого уровня 100%, второго – 81 %, третьего – 93.8 %.

Этот критерий обладает высокими прогностическими свойствами и в силу предложенной модели позволяет оценить и влияние параметров рычага управления на уровень пилотажных характеристик [51].

2.2.2.2 Мощность усилий, прикладываемых летчиком к рычагу при выполнении задачи пилотирования

Помимо качества выполнения задачи, оценка летчиком пилотажных характеристик самолета определяется также уровнем его компенсирующих действий или загрузкой летчика. Попытка определить такой показатель проводилась в ряде работ. В работах [52, 53] предлагалось в качестве показателя загрузки вводить постоянную времени опережения T_L , являющейся параметром описывающей функции летчика. В работах МАИ [30, 31] было предложено загрузку летчика оценивать вводимой им максимальной фазовой компенсацией $\Delta\varphi_{\max}$, которая определяется как максимальная по модулю разность между фазовыми частотными характеристиками летчика, которые получены при управлении исследуемым объектом и оптимальным. Этот параметр использовался в качестве

обобщенного параметра критерия МАИ, а также «Нового критерия МАИ» (см. рисунок 2.11 и 2.14).

Недостатком использования такого показателя в качестве загрузки является то, что для отдельных конфигураций (например, NS 2I и NS 7G, LH 4.4 и NS 1F, (см. таблицу 2.19 и рисунок 2.14)) принадлежащих разным уровням пилотажных характеристик, его значение остается примерно одинаковым.

В этой связи в настоящей работе были проведены исследования с целью поиска показателя загрузки, который бы в большей степени учитывал его влияние на субъективную оценку летчика. В качестве такого показателя было предложено использовать мощность усилий, прикладываемых летчиком к рычагу при выполнении задачи пилотирования, определяемую выражением:

$$N = A/T \quad (2.5)$$

где A – механическая работа, которую выполняет оператор, перемещая рычаг управления, T – продолжительность эксперимента.

Из теоретической механики [54] известно, что элементарная работа δA есть скалярное произведение вектора силы \bar{F} на вектор элементарного перемещения $d\bar{x}$:

$$\delta A = (\bar{F}, d\bar{x}) \quad (2.6)$$

Так как $d\bar{x} = \dot{x}dt$, угол между векторами \dot{x} и \bar{F} составляет ноль градусов, а силу, которую летчик прикладывает к рычагу управления можно представить как $F = F^x x$ (где F^x – жесткость рычага управления), то выражение (2.6) можно переписать следующим образом:

$$\delta A = F^x x \dot{x} dt \quad (2.7)$$

Так как при выполнении задачи пилотирования летчик перемещает рычаг как «от себя», так и «на себя», то x и \dot{x} следует взять по модулю:

$$\delta A = F^x |x| |\dot{x}| dt \quad (2.8)$$

Интегрирование выражения (2.8) на интервале времени T (при условии, что случайный процесс $|x||\dot{x}|$ интегрируем), позволяет получить полную работу, которую совершает летчик в течение эксперимента:

$$A = F^x \int_0^T |x||\dot{x}| dt \quad (2.9)$$

Подынтегральное выражение в (2.9) является случайным процессом, поэтому для оценки выполняемой работы целесообразно найти его математическое ожидание, которое является неслучайной характеристикой и по смыслу есть некая средняя функция, в окрестности которой варьируются различные реализации случайного процесса. Если также сделать допущение, что случайные процессы $|x|$ и $|\dot{x}|$ – не коррелированы, то выражение (2.9) примет следующий вид:

$$A = F^x \int_0^T M[|x|] M[|\dot{x}|] dt \quad (2.10)$$

На рисунке 2.15 приведены взаимные корреляционные функции $K_{|x||\dot{x}|}(\tau)$, полученные в экспериментах, в которых летчик выполнял задачу компенсаторного слежения угла тангажа конфигураций первого (НР 2.1) и третьего уровня (НР 5.10) пилотажных характеристик. Приведенные корреляционные функции имеют практически нулевое значение, отсюда можно сделать вывод, что процессы $|x|$ и $|\dot{x}|$ независимы.

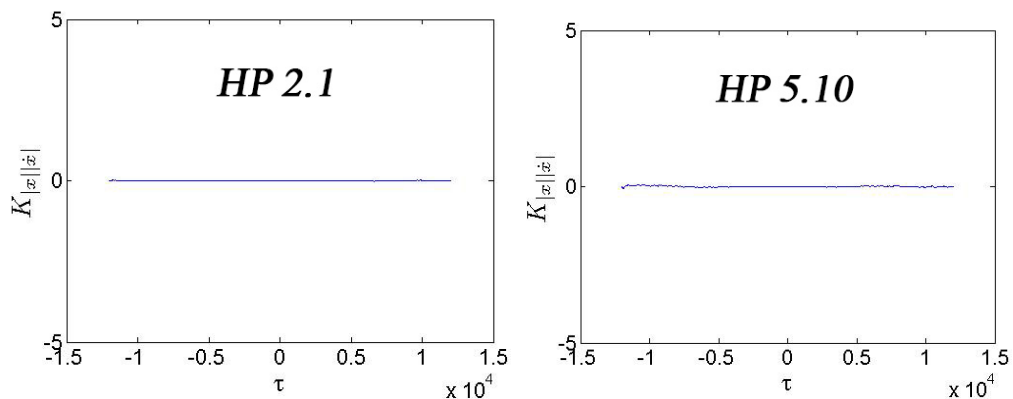


Рисунок 2.15 – Корреляционная функция $K_{|x||\dot{x}|}(\tau)$

Выражение для математического ожидания $M[|\xi|]$, где $\xi = x$ или \dot{x} , имеет вид:

$$M[|\xi|] = \int_{-\infty}^{\infty} |\xi| p(\xi) d\xi = - \int_{-\infty}^0 \xi p(\xi) d\xi + \int_0^{\infty} \xi p(\xi) d\xi \quad (2.11)$$

где $p(\xi)$ – закон распределения процесса ξ .

Первое слагаемое в (2.11) можно представить в виде:

$$\begin{aligned} - \int_{-\infty}^0 \xi p(\xi) d\xi &= - \int_{-\infty}^0 (\xi - m_\xi + m_\xi) p(\xi) d\xi = \\ &= - \int_{-\infty}^0 (\xi - m_\xi) p(\xi) d\xi - m_\xi \int_{-\infty}^0 p(\xi) d\xi \end{aligned} \quad (2.12)$$

где m_ξ – математическое ожидание процесса ξ .

Аналогично второе слагаемое в (2.11):

$$\int_0^{\infty} \xi p(\xi) d\xi = \int_0^{\infty} (\xi - m_\xi) p(\xi) d\xi + m_\xi \int_0^{\infty} p(\xi) d\xi \quad (2.13)$$

При подстановке (2.12) и (2.13) в (2.11) получится:

$$\begin{aligned} M[|\xi|] &= m_\xi \left[\int_0^{\infty} p(\xi) d\xi - \int_{-\infty}^0 p(\xi) d\xi \right] + \\ &+ \int_0^{\infty} (\xi - m_\xi) p(\xi) d\xi - \int_{-\infty}^0 (\xi - m_\xi) p(\xi) d\xi \end{aligned} \quad (2.14)$$

Из теории вероятностей [55] известно, что

$$\int_{-\infty}^{\infty} p(\xi) d\xi = \int_{-\infty}^0 p(\xi) d\xi + \int_0^{\infty} p(\xi) d\xi = 1 \quad (2.15)$$

$$\int_{-\infty}^{\infty} (\xi - m_\xi) p(\xi) d\xi = \int_{-\infty}^0 (\xi - m_\xi) p(\xi) d\xi + \int_0^{\infty} (\xi - m_\xi) p(\xi) d\xi = 0 \quad (2.16)$$

С учетом (2.15) и (2.16) интегралы $\int_{-\infty}^0 p(\xi) d\xi$ и $\int_{-\infty}^0 (\xi - m_\xi) p(\xi) d\xi$

можно преобразовать к виду:

$$\int_{-\infty}^0 p(\xi) d\xi = 1 - \int_0^{\infty} p(\xi) d\xi \quad (2.17)$$

$$\int_{-\infty}^0 (\xi - m_\xi) p(\xi) d\xi = - \int_0^{\infty} (\xi - m_\xi) p(\xi) d\xi \quad (2.18)$$

Подставляя (2.17) и (2.18) в (2.14) получится следующее выражение для математического ожидания:

$$M[|\xi|] = m_\xi + 2m_\xi \int_{-\infty}^0 p(\xi) d\xi + 2 \int_0^{\infty} (\xi - m_\xi) p(\xi) d\xi \quad (2.19)$$

При допущении, что случайные величины x и \dot{x} распределены по нормальному закону с нулевым математическим ожиданием, то их функция распределения и выражение (2.19) будут иметь вид:

$$p(\xi) = \frac{1}{\sigma_\xi \sqrt{2\pi}} e^{-\frac{\xi^2}{2\sigma_\xi^2}} \quad (2.20)$$

$$M[|\xi|] = 2 \int_0^{\infty} \xi p(\xi) d\xi = 2 \int_0^{\infty} \xi \frac{1}{\sigma_\xi \sqrt{2\pi}} e^{-\frac{\xi^2}{2\sigma_\xi^2}} d\xi = \frac{2\sigma_\xi}{\sqrt{2\pi}} \quad (2.21)$$

На рисунке 2.16 приведены плотности распределения процессов x и \dot{x} , полученные в результате экспериментов при управлении летчиком конфигурациями первого и третьего уровня пилотажных характеристик. По этим рисункам можно сделать вывод о том, что законы распределения процессов x и \dot{x} близки к нормальному с нулевыми мат. ожиданиями.

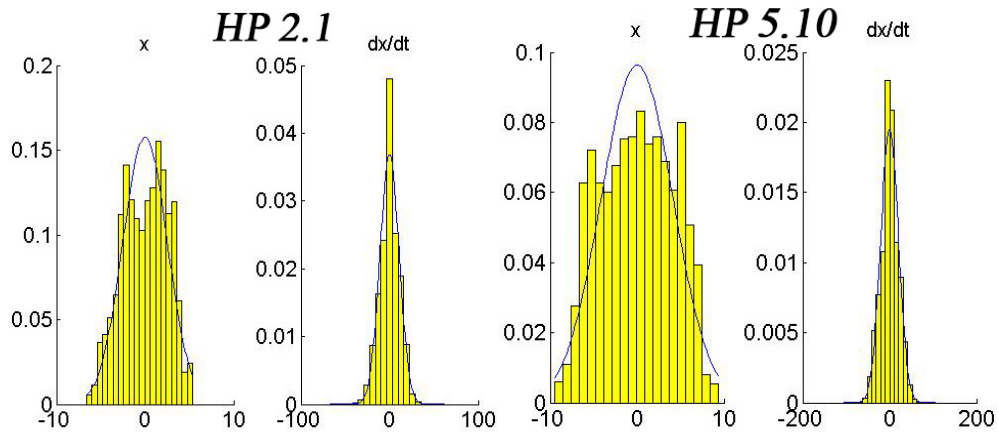


Рисунок 2.16 – Плотности распределения процессов x и \dot{x}

Подставляя выражение (2.21) в (2.10), получится:

$$A = F^x \int_0^T \frac{2\sigma_x}{\sqrt{2\pi}} \cdot \frac{2\sigma_{\dot{x}}}{\sqrt{2\pi}} dt = \frac{2T}{\pi} F^x \sigma_x \sigma_{\dot{x}} \quad (2.22)$$

где σ_x и $\sigma_{\dot{x}}$ – среднеквадратичные отклонения перемещения и скорости перемещения рычага соответственно, а выражение (2.5) примет вид:

$$N = \frac{F^x}{T} \int_0^T \frac{2\sigma_x}{\sqrt{2\pi}} \cdot \frac{2\sigma_{\dot{x}}}{\sqrt{2\pi}} dt = \frac{2}{\pi} F^x \sigma_x \sigma_{\dot{x}} \quad (2.23)$$

На рисунке 2.17 приведены результаты экспериментальных исследований на пилотажном стенде ТЛ-39 (см. рисунок 1.6), где оператором выполнялась задача компенсаторного слежения угла тангажа. Для каждой динамической конфигурации было выполнено не менее трех экспериментов, входной сигнал определялся выражением $i(t) = \sum_k A_k \cos \omega_k t$, где $\omega_k = k\omega_0$,

где k – целое число, а $\omega_0 = \frac{2\pi}{T}$ (T – продолжительность эксперимента),

спектральная плотность которого определялась выражением $S_{ii} = \frac{K^2}{(\omega^2 + \omega_i^2)^2}$,

дисперсия входного сигнала $\sigma_i^2 = 4\text{см}^2$, жесткость рычага $F^x = 10 \text{ Н/см}$, что соответствует ее оптимальному значению.

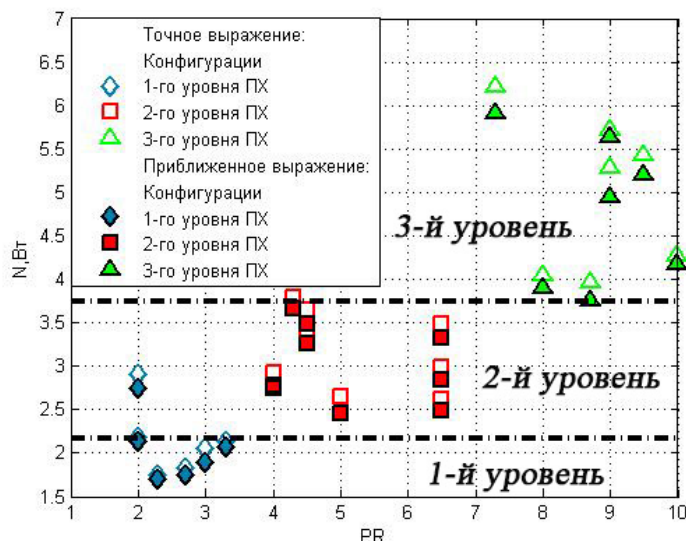


Рисунок 2.17 – Мощность усилий, прикладываемых оператором к рычагу, полученная в ходе экспериментальных исследований

Приведенные на рисунке 2.17 фигуративные точки получены двумя способами: используя выражения (2.10), отнесенное к продолжительности эксперимента (точное выражение) и (2.23) (приближенное выражение). Все полученные точки для соответствующих конфигураций отличаются менее чем на 10% (см. таблицу В13 в Приложении В), что говорит о корректности выражения (2.23) при оценке мощности усилий, прикладываемых летчиком к рычагу.

Согласно рисунку 2.17, при управлении конфигурациями первого уровня пилотажных характеристик, мощность усилий, как правило, не превышающую 2.2 Вт. Для второго уровня этот показатель находится в диапазоне от 2.2 до 3.75 Вт; для третьего уровня – более 3.75 Вт.

Таким образом, если мощность усилий, прикладываемых оператором к рычагу при выполнении задачи пилотирования, использовать как критерий оценки пилотажных характеристик, то из 22 динамических конфигураций из баз данных Nave PIO и LANOS, взятых из таблицы 2.7, у 21 был «правильно» оценен уровень пилотажных характеристик.

ГЛАВА 3 Синтез алгоритмов регулятора системы управления

3.1 Система управления на базе принципа «обратная динамика» и условия ее реализации

В настоящее время разработан ряд методик синтеза систем управления, позволяющих существенно трансформировать динамику объекта управления и тем самым обеспечить наилучшие пилотажные характеристики. Такие методики получили практическое применение при создании зарубежных образцов авиационной техники. К ним относится, в частности, принцип «обратной динамики» [56, 57, 58], один из вариантов реализации которого, так называемый принцип NDI (Nonlinear Dynamics Inversion), приведен на рисунке 3.1а. В общем случае он заключается в введении в тракт управления системы обратных связей, обеспечивающих равенство входного сигнала и управляемой координаты в широком диапазоне частот. В частности, согласно рисунку 3.1а это достигается равенством желаемого и располагаемого углового ускорения тангажа исходя из условий:

$$\dot{\omega}_z = \bar{M}_z^V V + \bar{M}_z^\alpha \alpha + \bar{M}_z^{\omega_z} \omega_z + \bar{M}_z^g g + \bar{M}_z^{\delta_B} \delta_B \quad (3.1)$$

$$\delta_B = \frac{1}{\bar{M}_z^{\delta_B}} \left(\dot{\omega}_z^{\text{жел}} - \bar{M}_z^V V - \bar{M}_z^\alpha \alpha - \bar{M}_z^{\omega_z} \omega_z - \bar{M}_z^g g \right) \quad (3.2)$$

Подставляя выражение (3.2) в (3.1) получим:

$$\dot{\omega}_z = \dot{\omega}_z^{\text{жел}} \quad (3.3)$$

В задачах ручного управления $\dot{\omega}_z^{\text{жел}}$ пропорционально сигналу, поступающему от летчика X_B . В этом случае при управлении угловым движением передаточная функция объекта управления

$\frac{g(p)}{X_B(p)}$ будет

иметь второй порядок астатизма. Следовательно, целесообразно в системе

управления ввести дополнительную обратную связь по угловой скорости тангажа, которая позволит реализовать динамику объекта управления $\omega_z(p)/X_B(p)$ описываемую аperiодическим звеном, постоянная времени которого соответствует коэффициенту $1/T$.

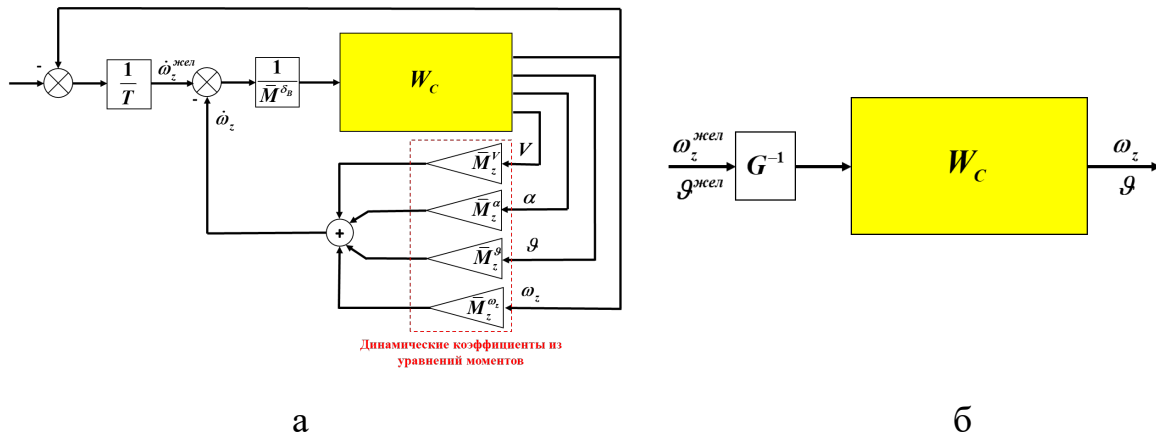


Рисунок 3.1 – Схема реализации системы управления на базе принципа «обратная динамика» различными способами

Другой вариант реализации принципа обратной динамики, используемый в настоящей работе, а также в работах [59, 60, 61], заключается в введении в тракт управления системы фильтров G^{-1} как это показано на рисунке 3.1б.

Формально такой способа реализации позволяет обеспечить равенство управляемой фазовой координаты и входного воздействия. На приведенной на рисунке 3.1б ими являются располагаемая ω_z и желаемая $\omega_z^{\text{жсел}}$, т.е. $\omega_z = \omega_z^{\text{жсел}}$. В задачах ручного пилотирования это позволит упростить характер управляющих действий летчика, так как динамика объекта управления приблизится или станет равной динамике интегрирующего звена.

Так, если $\omega_z = \omega_z^{\text{жсел}}$, то объект управления $\frac{\vartheta(p)}{X_B(p)} = \frac{1}{p}$.

Для получения выражений для системы фильтров G^{-1} рассматривается динамика объекта управления W_C в виде системы, представленной в пространстве состояний:

$$\begin{aligned}\dot{X}(t) &= AX(t) + BU(t) \\ Y(t) &= CX(t) + DU(t)\end{aligned}\quad (3.4)$$

В операторной форме эту систему можно представить в виде

$$pX(p) = AX(p) + BU(p) \quad (3.5)$$

$$Y(p) = CX(p) + DU(p) \quad (3.6)$$

Из уравнения (3.4) следует

$$X(p) = (pE - A)^{-1}BU(p) \quad (3.7)$$

Подставляя выражение (3.7) в (3,6), получится

$$Y(p) = C(pE - A)^{-1}BU(p) + DU(p) \quad (3.8)$$

С учетом этого выражения матрица передаточных функций системы W_C будет вычисляться следующим образом

$$G(p) = \frac{Y(p)}{U(p)} = C(pE - A)^{-1}B + D \quad (3.9)$$

Матрица G является квадратичной. Входными сигналами являются отклонения рычагов управления, выходными – управляемые фазовые координаты. На главной диагонали располагаются передаточные функции, связывающие управляемые фазовые координаты и соответствующие им входные сигналы, вне главной диагонали – передаточные функции, описывающие перекрестные связи. Матрица G^{-1} , обратная матрице G , и является искомой матрицей фильтров «обратной динамики», обеспечивающих условие, чтобы управляемая фазовая координата была равна входному воздействию. В случае, если число органов управления равно числу фазовых координат, то уравнение (3.9) позволяет выбрать элементы G обеспечивающие заданную динамику по одной из фазовых

координат, а также обеспечить отсутствие реакции летательного аппарата по другим координатам.

Для практической реализации описанного подхода необходимо выполнить ряд условий:

1. обеспечение устойчивости системы (3.4);
2. обеспечение реализуемости регулятора, так как порядок полинома числителя элемента матрицы G^{-1} больше порядка полинома знаменателя этого элемента;
3. обеспечение робастности управления;
4. ограничение скоростей отклонения рулевых поверхностей, не превышающих их максимальных значений.

Первое условие выполняется путем введения обратных связей (см. рисунок 3.3). Второе условие может быть выполнено путем введения матрицы выравнивающих фильтров F (см. рисунок 3.2), каждый элемент которой F_{ij} выбирается из условий того, что порядок числителя каждого элемента матрицы FG^{-1} меньше или равен порядку его знаменателя.

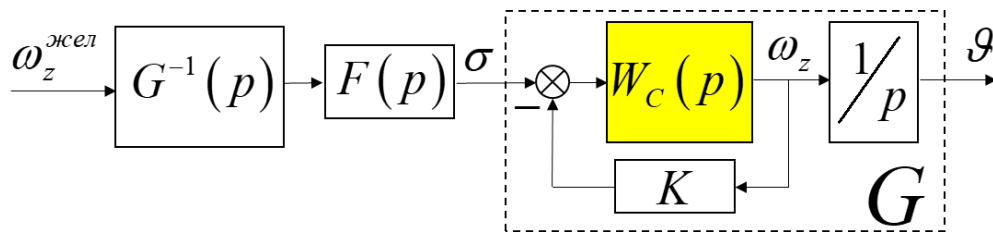


Рисунок 3.2 – Структурная схема системы управления, построенной по принципу обратной динамики в продольном канале

На рисунке 3.2 W_c – динамика летательного аппарата по угловой скорости, K – обратные связи, которые обеспечивают устойчивость системы G , G^{-1} – фильтры обратной динамики, $F(p)$ – выравнивающие фильтры.

Выполнение условия обеспечения робастности необходимо в случае несоответствия нулей и полюсов систем G и G^{-1} . Такое несоответствие может возникнуть по ряду причин: неточность знания аэродинамических производных, неточная настройка (или ее отсутствие) параметров системы

управления, заклинивание управляющей поверхности. Для решения этой проблемы можно применить метод он-лайн идентификации аэродинамических производных и варьировать параметры системы управления, используя результаты идентификации, как это показано в работах [61, 62]. Другой способ устранения несоответствия – это использование так называемой методики gain scheduling, описанной в работах [63, 64, 65], которая заключается в вычислении параметров системы управления в нескольких узловых точках и в зависимости от режима полета интерполировать параметры системы управления. В настоящей работе, а также в работах [59, 60] для улучшения свойств робастности предложено ввести в контур системы управления, обеспечивающей устойчивость, интегральный закон вида $K_{1/p}(p) = K \frac{Tp+1}{Tp}$ (см. рисунке 3.3) и учитывать его при расчете фильтров обратной динамик G^{-1} ;

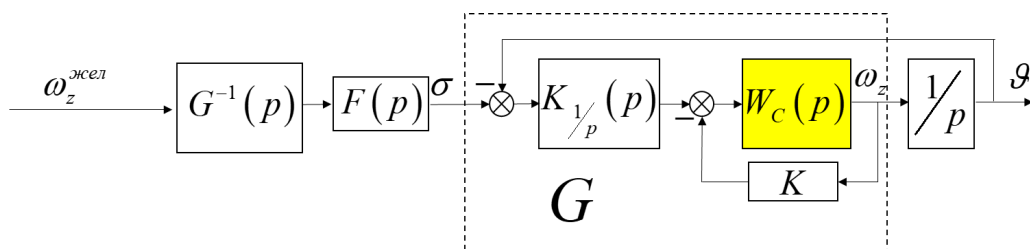


Рисунок 3.3 – Структурная схема системы управления, построенной по принципу «обратная динамика» с использованием интегрального закона

Проблемы, связанные с ограничением скоростей отклонения рулевых поверхностей и способами их решения подробно рассмотрены далее в главе 4.

Для оценки эффективности сформулированных выше условий реализации принципа обратной динамики, в настоящей главе выполнен синтез регулятора на базе принципа обратной динамики для линеаризованной модели вертолета Ми-8 [66, 67] и полной нелинейной модели сверхзвукового пассажирского самолета второго поколения [68].

3.2 Реализация регулятора, синтезируемого на базе принципа «обратная динамика» для различных летательных аппаратов и оценка его эффективности

С целью выявления общих закономерностей автоматизации в настоящей главе рассмотрены два существенно разных летательных аппарата: вертолет, выполняющий полет на околонулевых скоростях и сверхзвуковой пассажирский самолет второго поколения на посадочном режиме. Такие режимы наиболее подвержены возникновению аварийных ситуаций из-за человеческого фактора [69]. Для обоих этих летательных аппаратов оптимизируется динамика в продольном канале при управлении летчиком углом тангажа. В качестве модели вертолета взята линеаризованная модель вертолета Ми-8. Его аэродинамические производные, соответствующие околонулевым скоростям, приведены в приложении Г. В модель также включена динамика приводов, которые моделируются апериодическими звеньями. Приводы, на которые поступают сигналы от рычага циклического шага, имеют постоянные времени 0.02 с, а от педалей – 0.25 с [66, 67]. В канале управления общим шагом привод не учитывается. На рассматриваемых режимах вертолет является статически неустойчивым. Коэффициенты обратных связей, которые обеспечивают устойчивость, также приведены в приложении Г.

Нелинейная модель сверхзвукового пассажирского самолета (СПС) второго поколения разработана в рамках реализации программы НЦМУ [68] и предоставлена ЦАГИ. В модель включена динамика привода с постоянной времени 0.05 с. Аэродинамическая схема такого самолета оптимизирована исходя из требований обеспечения сверхзвукового крейсерского полета и минимизации уровня шума на поверхности земли. Из-за этого зависимость $C_y = f(\alpha)$ имеет малый наклон, что является причиной выполнения посадки

на больших углах атаки. На дозвуковых режимах СПС статически неустойчив. Для обеспечения устойчивости, а также учитывая, что из-за особенностей компоновки рассматриваемый самолет выполняет посадку на больших углах атаки ($\alpha_{\text{вал}}$ на скорости 268 км/ч ≈ 12 град), в модель введена обратная связь по углу атаки с коэффициентом 1.8.

1) Построение регулятора на базе принципа обратной динамики (случай точного знания математической модели ЛА)

Одной из особенностей динамики вертолета является взаимосвязь движения крена и угла тангажа, проявляющаяся на разных режимах полета, но особенно сильно на около нулевых скоростях [70]. Из рисунка 3.4, перемещение рычага циклического шага в продольном канале на -1 градус приводит к кренению вертолета.

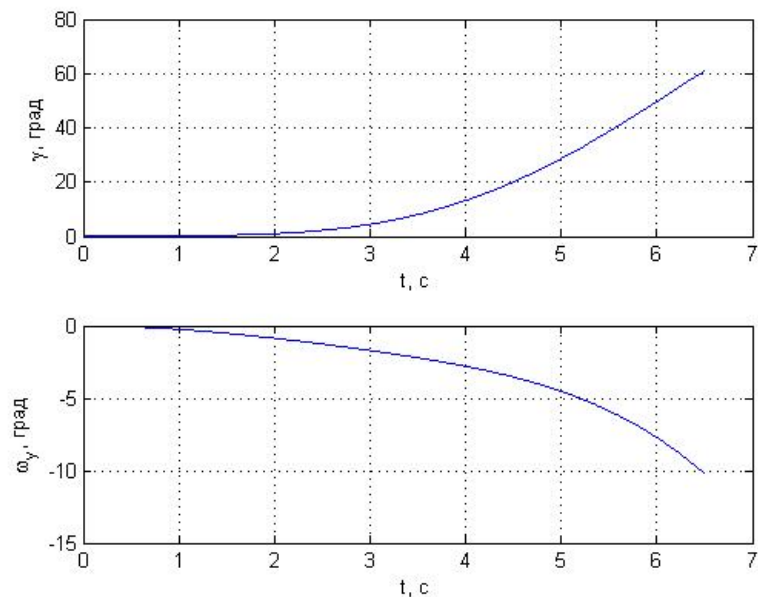


Рисунок 3.4 – Реакция вертолета Ми-8 в боковом канале на отклонение рычага циклического шага в продольном канале (режим висения)

Вертолет имеет четыре органа управления: рычаг управления общим шагом винта $\varphi_{\text{ош}}$, рычаг управления циклическим шагом винта в продольном канале κ , рычаг управления циклическим шагом винта в боковом канале η , педали для управления шагом рулевого винта $\varphi_{\text{р.в.}}$. С учетом этого,

элементами матрицы G являются соответствующие передаточные функции (см. выражение 3.10)

$$G = \begin{pmatrix} \frac{V_y}{\varphi_{ош}} & \frac{\omega_z}{\varphi_{ош}} & \frac{\omega_x}{\varphi_{ош}} & \frac{\omega_y}{\varphi_{ош}} \\ \frac{V_y}{\kappa} & \frac{\omega_z}{\kappa} & \frac{\omega_x}{\kappa} & \frac{\omega_y}{\kappa} \\ \frac{V_y}{\eta} & \frac{\omega_z}{\eta} & \frac{\omega_x}{\eta} & \frac{\omega_y}{\eta} \\ \frac{V_y}{\varphi_{рв}} & \frac{\omega_z}{\varphi_{рв}} & \frac{\omega_x}{\varphi_{рв}} & \frac{\omega_y}{\varphi_{рв}} \end{pmatrix} \quad (3.10)$$

Система фильтров G^{-1} будет обеспечивать равенство желаемых и располагаемых угловых скоростей, а также вертикальной скорости в канале управления общим шагом. В этом случае каждый элемент матрицы (3.10) имеет порядок знаменателя на единицу больше, чем порядок числителя. Отсюда следует, что для выравнивания порядков элементов матрицы G^{-1} достаточно, чтобы матрица выравнивающих фильтров F состояла из высокочастотных звеньев первого порядка.

Система управления на базе принципа «обратная динамика» позволяет, во-первых, обеспечить первый уровень пилотажных характеристик по критерию « $\omega_{BW} - \tau_p$ » (см. рисунок 3.5, области для фигуративных точек были взяты из нормативных требований для вертолетов ADS-33 [2]), во-вторых, приблизить динамику объекта управления к динамике интегрирующего звена в широком частотном диапазоне (см. рисунок 3.6), в-третьих, обеспечить развязку каналов управления, согласно структурной схеме, приведенной на рисунке 3.7а (реакция бокового движения на ступенчатое отклонения рычага управления циклическим шагом в продольном канале приведена на рисунке 3.7б).

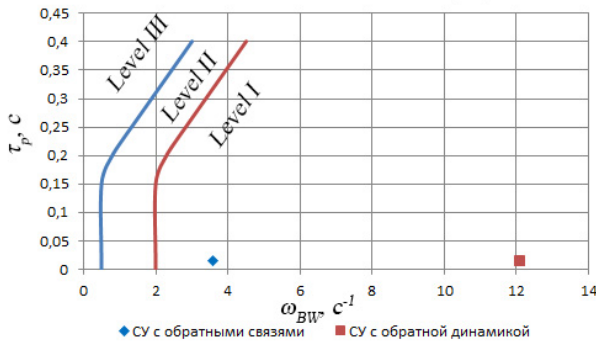


Рисунок 3.5 – Критерий « $\omega_{BW} - \tau_p$ » для Ми-8

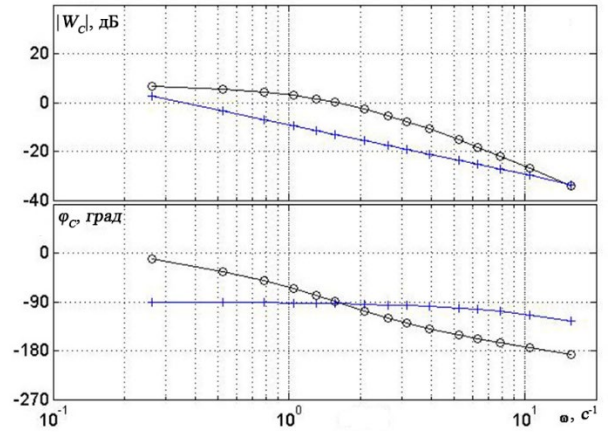


Рисунок 3.6 – ЛАФЧХ вертолета Ми-8 по углу тангажа с СУ с обратными связями (○---○) и с СУ с «обратной динамикой», (*---*)

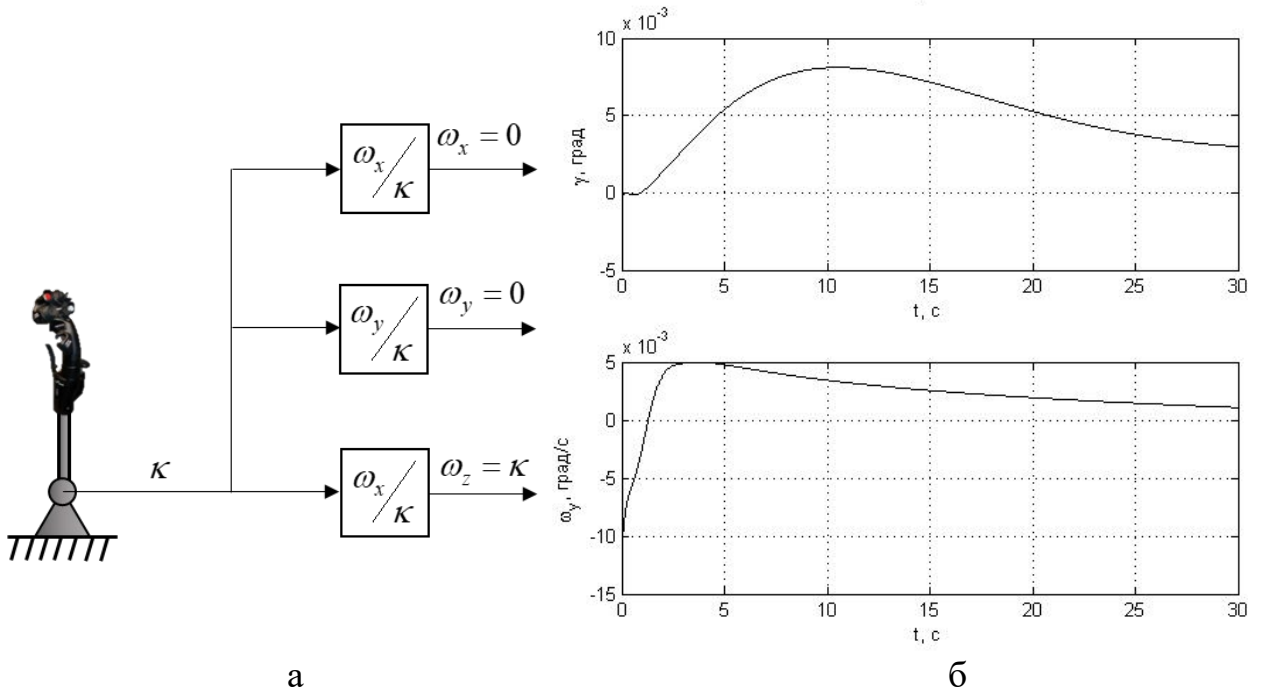


Рисунок 3.7 – Структурная схема развязки каналов управления (а) и реакция модели Ми-8 с обратной динамикой на ступенчатое отклонение рычага управления циклическим шагом в продольном канале на величину -1 градус на режиме висения (б)

Для вычисления фильтров обратной динамики для СПС были определены частотные характеристики по угловой скорости тангажа путем использования универсального метода коэффициентов Фурье [37]. Структурная схема, поясняющая процедуру идентификации, показана на

рисунке 3.8. Согласно этому методу, на вход системы подается полигармонический входной сигнал, состоящий из суммы синусоид на ортогональных частотах. В результате определяется отношение преобразований Фурье на конечном интервале времени сигнала i к сигналу ω_z на частотах входного сигнала:

$$\bar{W}_c(j\omega_k) = \left\{ \frac{i(j\omega_k)}{\omega_z(j\omega_k)} \right\} \quad (3.11)$$

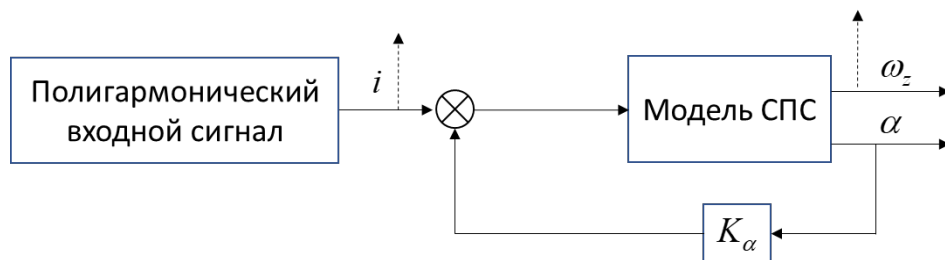


Рисунок 3.8 – Структурная схема идентификации частотной характеристики по углу тангажа

Полученная частотная характеристика была аппроксимирована следующей структурой:

$$\frac{x(1)((j\omega) + x(2))((j\omega) + x(3))(j\omega)}{((j\omega)^2 + 2x(4)x(5)(j\omega) + x(4)^2)((j\omega)^2 + 2x(6)x(7)(j\omega) + x(6)^2)} \quad (3.12)$$

В ходе аппроксимации решается задача поиска глобального минимума функционала $J = (A_{зад} - A_{анпр})^2 + \mu(\varphi_{зад} - \varphi_{анпр})^2$, где оптимизируются параметры $x(1), x(2), x(3), x(4), x(5), x(6)$ выбранной структуры. Здесь μ – весовой коэффициент (анализ показал, что наилучшее совпадение амплитудной и фазовой характеристик был получен при $\mu = 1/57.3 \frac{\partial B}{\partial \text{град}}$), $A_{зад}$ и $\varphi_{зад}$ – логарифмическая амплитудная и фазовая частотная характеристика системы, полученные в результате идентификации; $A_{анпр}$ и $\varphi_{анпр}$ – аппроксимированная логарифмическая амплитудная и фазовая частотная

характеристика этой системы. Результат аппроксимации показан на рисунке 3.9.

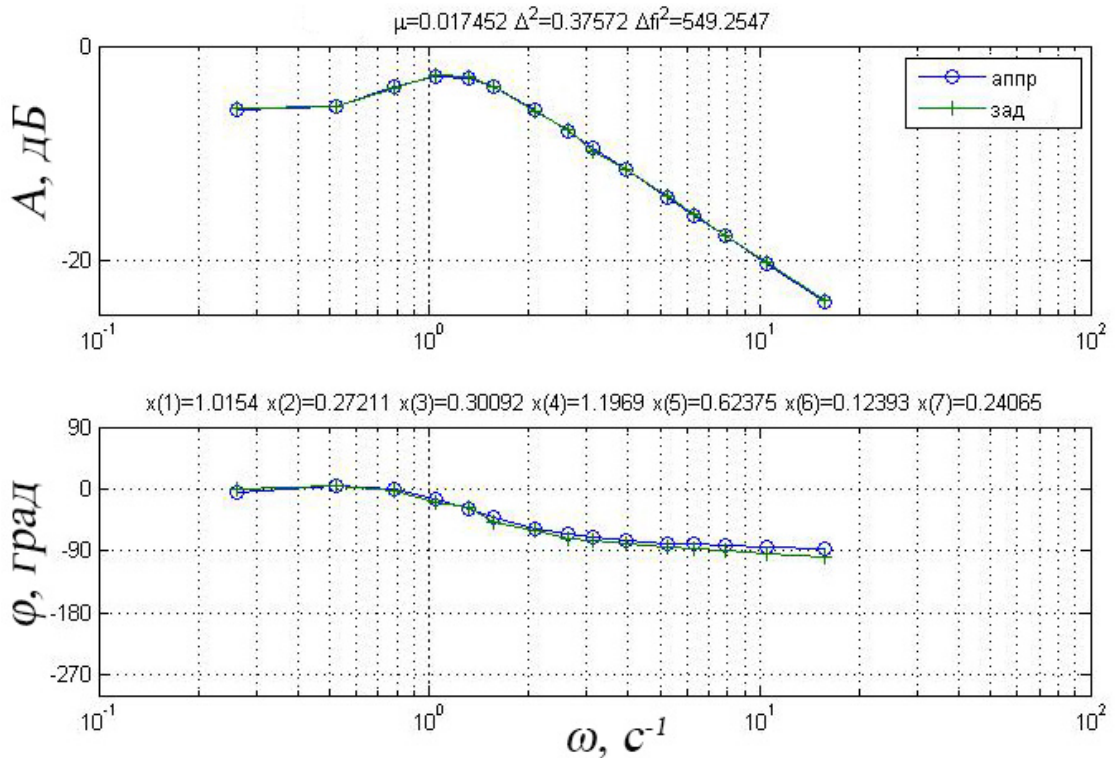


Рисунок 3.9 – Аппроксимация частотной характеристики по угловой скорости тангажа

Порядок знаменателя выражения (3.12) на единицу больше, чем порядок числителя. Выравнивающий фильтр был выбран таким образом, чтобы, во-первых, обеспечить реализуемость фильтра обратной динамики, а во-вторых, по критерию « $\omega_{BW} - \tau_p$ » обеспечить первый уровень пилотажных характеристик (см. рисунок 3.10). Сравнение частотных характеристик по углу тангажа СПС с обратной связью по углу атаки и обратной динамикой приведены на рисунке 3.11.

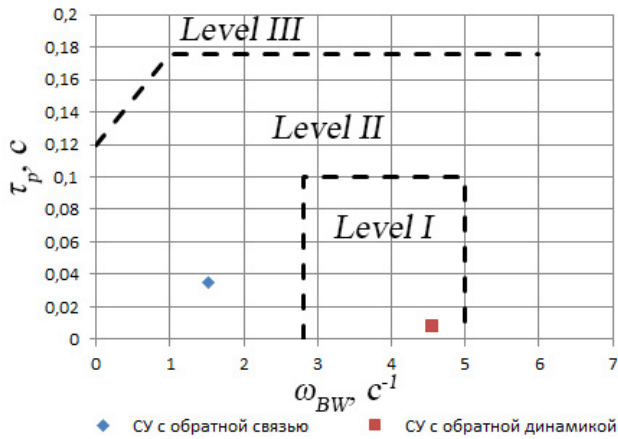


Рисунок 3.10 – Критерий

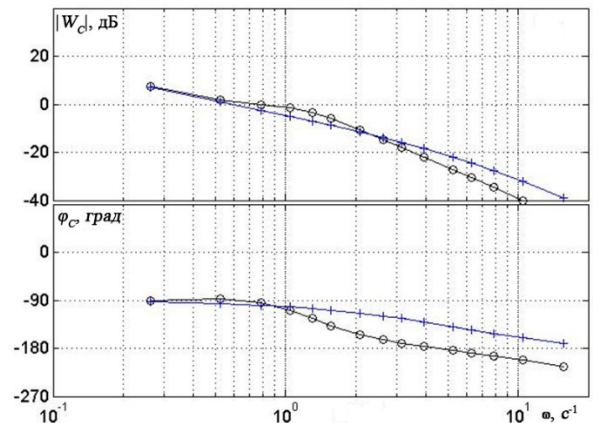
« $\omega_{BW} - \tau_p$ » для СПС

Рисунок 3.11 – ЛАФЧХ по углу

тангажа СПС с обратной связью по углу атаки (\circ --- \circ) и обратной динамикой ($*$ --- $*$)

2) Обеспечение робастности управления

Как указывалось выше, включение в систему управления фильтров «обратной динамики» предполагает точное знание математической модели движения летательного аппарата. В этом случае нули и полюса такого фильтра будут сокращаться с полюсами и нулями передаточной функции объекта управления.

На рисунке 3.12 приведено сравнение частотных характеристик по углу тангажа модели вертолета Ми-8 на режиме висения с разной степенью неточности знания аэродинамических производных:

- случай, когда аэродинамика точно известна;
- случай, когда превышение коэффициентов матриц А и В при формировании фильтров по сравнению с точным знанием составляет 25%,
- случай, когда превышение коэффициентов матрицы А составляет 25%, а значения элементов матрицы В меньше на 50% по сравнению с исходной моделью.

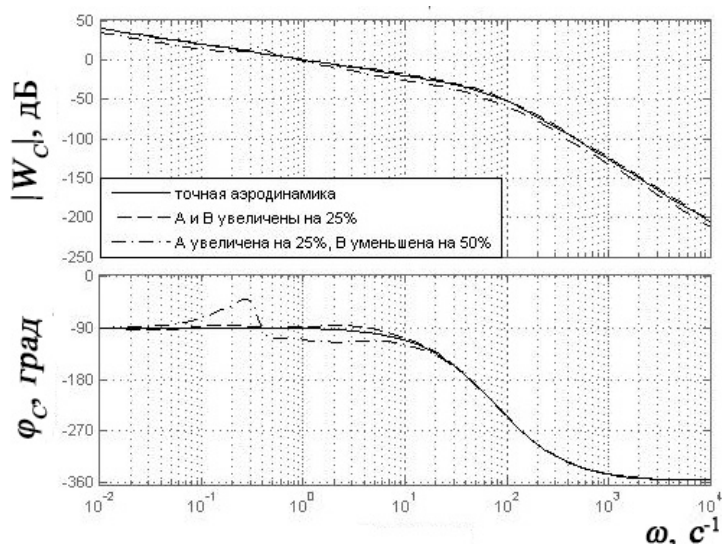


Рисунок 3.12 – Частотные характеристики модели вертолета Ми-8 по углу тангажа с СУ на базе принципа «обратная динамика» на режиме висения с разностью степенью неточности аэродинамических коэффициентов

Из рисунка 3.12 видно, что при превышении значений аэродинамических производных на 25%, частотная характеристика объекта управления практически не изменяется. В случаях еще большего несоответствия коэффициентов матрицы A и при коэффициентах матрицы B меньших 50 %, чем их реальные значения, фазовая характеристика в области низких и средних частот существенно искажается.

Использование интегрального закона, приведенного на рисунке 3.3 и введенного в контур управления для обеспечения устойчивости, приближает динамику объекта управления к динамике, соответствующей точному знанию аэродинамических производных (см. рисунок 3.13а).

Результаты математического моделирования системы самолет-летчик с использованием модифицированной структурной модели управляющих действий летчика, приведенной в Главе 1, показывают, что в случае неточного знания аэродинамических производных и использовании интегрального закона, дисперсия ошибки увеличивается на 6% по сравнению с вариантом точного знания аэродинамических производных (см. рисунок 3.13б). Это качественно подтверждается результатами экспериментальных исследований на рабочей станции (установка приведена в Главе 4).

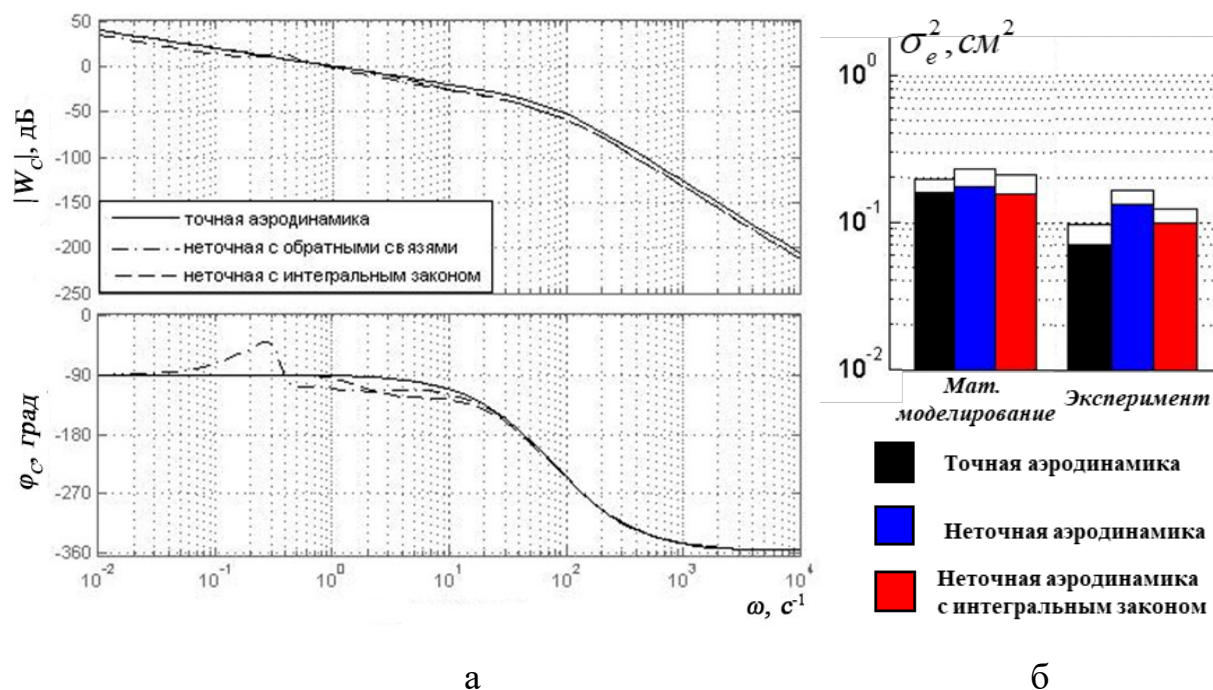


Рисунок 3.13 – Результаты исследований робастности управления

Для улучшения свойств робастности в базовую систему управления СПС был введен интегральный закон по углу атаки, коэффициенты которого были выбраны так, чтобы частотная характеристика соответствовала рисунку 3.9.

3.3 Интеграция системы управления на базе принципа обратной динамики с различными рычагам управления

Предварительный выбор жесткости и демпфирования центрального и бокового рычага управления при различных способах формирования управляющего сигнала, обеспечивающие минимум дисперсии ошибки вертолета Ми-8 как с базовой системой управления, так и с обратной динамикой, приведен в работах [66, 67]. Для модели СПС с базовым вариантом системы управления такой выбор выполнен в работе [71]. Выбор оптимальных F^X и $F^{\dot{X}}$ для модели СПС с системой управления, построенной на базе обратной динамики выполнен в настоящей работе путем математического моделирования системы самолет-летчик с использованием

модифицированной структурной модели управляющих действий летчика (см. Главу 1), результаты которого приведены в Приложении Д. В результате для всех рассматриваемых объектов управления оптимальное значение F^X центрального рычага типа DSC и FSC составляет 10 *H/cm*, бокового – 20 *H/cm* при минимальном демпфировании каждого типа рычага.

Результаты математического моделирования показывают, что переход от традиционного управления центральным рычагом типа DSC с системой управления построенной путем введения обратных связей к управлению боковым рычагом типа FSC с системой управления на базе обратной динамики позволяет улучшить точность пилотирования в 2.3 и 1.3 раза в случаях, когда объектом управления является СПС второго поколения и вертолет Ми-8 соответственно (см. рисунки 3.14 и 3.15). Кроме точности пилотирования такой переход сопровождается значительным увеличением полосы пропускания замкнутой системы, что в свою очередь приводит к улучшению пилотажных характеристик по Новому критерию МАИ (см. рисунок 3.16). Согласно этому критерию СПС с базовой системой управления вне зависимости от типа рычага управления и управляющего сигнала находится в области второго уровня пилотажных характеристик. Вертолет Ми-8 с обратными связями принадлежит второму уровню в случае использовании центрального рычага типа DSC и бокового рычага типа DSC. Использование как центрального, так и бокового рычага типа FSC позволяет исследуемому вертолету перейти в область первого уровня. Система управления, построенная на базе принципа «обратная динамика» для обоих объектов управления и всех исследуемых типов рычагов управления принадлежит первому уровню пилотажных характеристик.

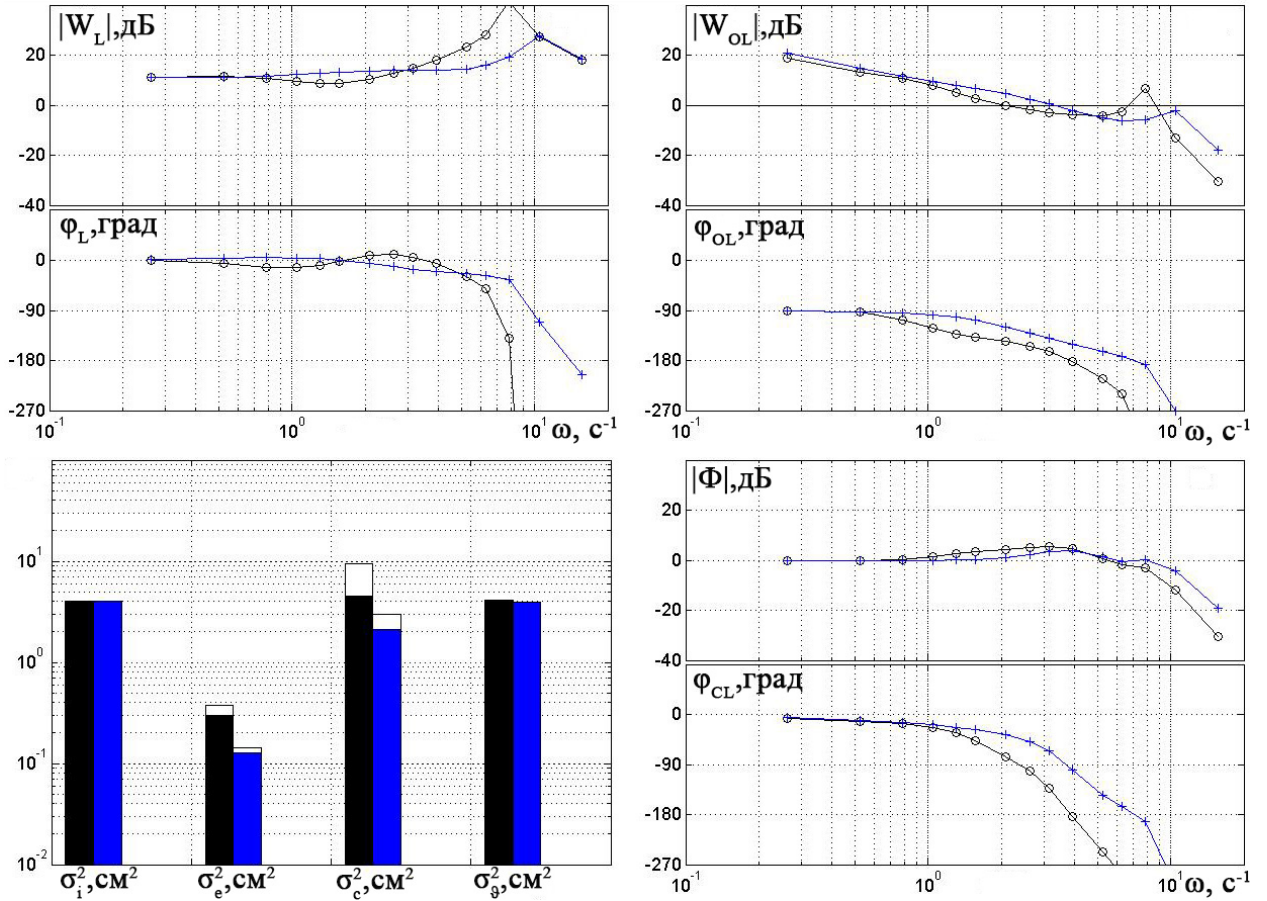


Рисунок 3.14 – Сравнение результатов математического моделирования при использовании динамики СПС с обратными связями и центральным рычагом типа DSC ($\odot\text{---}\odot$) и с обратной динамикой с боковым рычагом типа FSC

($\ast\text{---}\ast$)

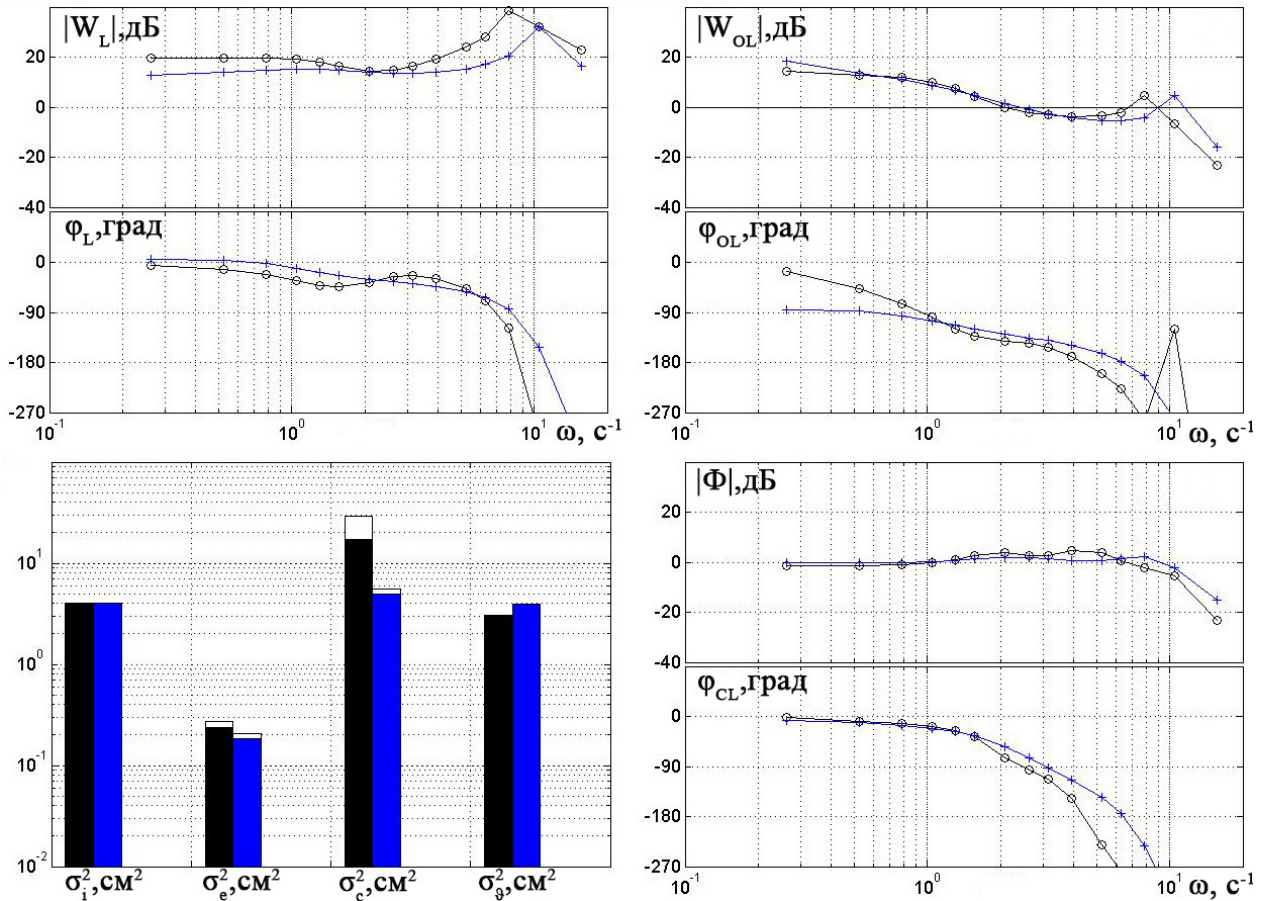


Рисунок 3.15 – Сравнение результатов математического моделирования при использовании динамики Ми-8 с обратными связями и центральным рычагом типа DSC (○---○) и с обратной динамикой с боковым рычагом типа FSC

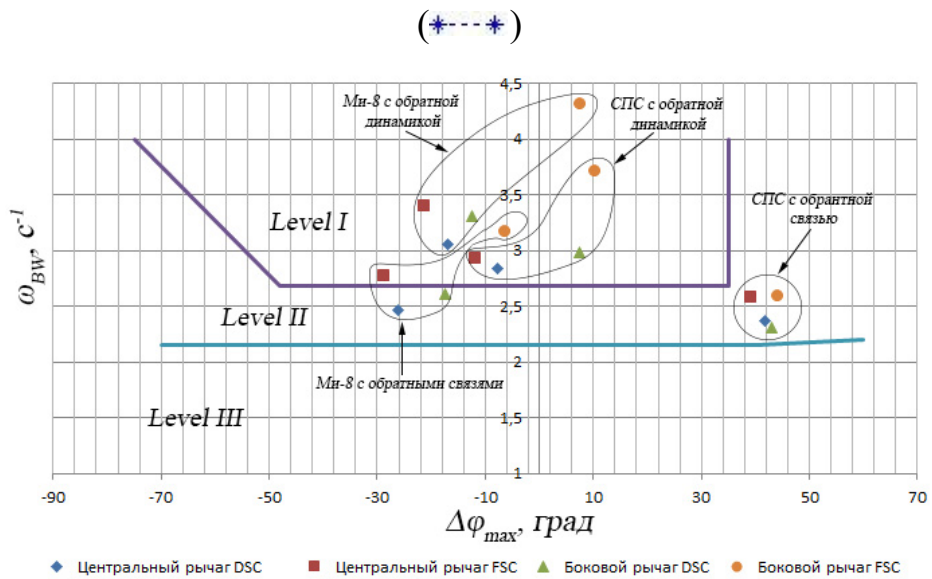


Рисунок 3.16 – Оценка пилотажных характеристик по Новому критерию МАИ

Результаты математического моделирования подтверждаются результатами экспериментальных исследований на пилотажном стенде, которые приведены в таблицах 3.1 и 3.2. Переход от базовой системы управления при управлении центральным рычагом типа DSC к системе управления, синтезированной на базе принципа обратной динамики, при управлении боковым рычагом типа FSC приводит к уменьшению дисперсии ошибки в 3.25 раза при управлении СПС и в 3 раза при управлении Ми-8. Аналогичные результаты получены в работах [59, 72]. Уровни пилотажных характеристик по мощности усилий N во всех рассматриваемых случаях соответствуют уровням, предсказанным Новым критерием МАИ (см. рисунок 3.16).

Таблица 3.1 – Результаты экспериментальных исследований СПС

Система управления	Базовая				Обратная динамика			
	Центральный		Боковой		Центральный		Боковой	
Тип рычага	DSC	FSC	DSC	FSC	DSC	FSC	DSC	FSC
Тип управляющего сигнала	DSC	FSC	DSC	FSC	DSC	FSC	DSC	FSC
$\sigma_e^2, см^2$	0.40	0.29	0.34	0.23	0.22	0.15	0.21	0.12
$N, Вт$	2.903	2.311	2.526	2.508	1.629	2.053	1.838	1.665
Уровень	II	II	II	II	I	I	I	I

Таблица 3.2 – Результаты экспериментальных исследований Ми-8

Система управления	Базовая				Обратная динамика			
	Центральный		Боковой		Центральный		Боковой	
Тип рычага	DSC	FSC	DSC	FSC	DSC	FSC	DSC	FSC
Тип управляющего сигнала	DSC	FSC	DSC	FSC	DSC	FSC	DSC	FSC
$\sigma_e^2, см^2$	0.27	0.21	0.25	0.14	0.15	0.10	0.14	0.09
$N, Вт$	2.956	2.669	1.278	1.297	2.147	2.112	2.166	1.858
Уровень	II	II	I	I	I	I	I	I

Таким образом система управления, построенная на базе обратной динамики совместно с боковым рычагом типа FSC позволяет обеспечить первый уровень пилотажных характеристик и наилучшую точность пилотирования. Оценке влияния ограничений, связанных с исполнительными устройствами, подробно рассмотрены в следующей главе.

ГЛАВА 4. Интеграция регулятора системы управления и рычагов управления с исполнительными устройствами

Приведенные в главе 3 результаты получены в условиях, когда на исполнительных устройствах не учтены никакие ограничения. Настоящая глава посвящена вопросу совместного использования регуляторов системы управления, построенного на базе обратной динамики, различных рычагов управления с исполнительными устройствами (приводами) в условиях, динамика которых учитывает ограничения на максимальную скорость отклонения рулевых поверхностей $|\dot{\delta}_{\max}|$.

4.1 Анализ целесообразности введения ограничителя предельных значений скоростей отклонения привода

Упрощенная структурная схема нелинейного привода с ограничениями на максимальную скорость его отклонения приведена на рисунке 4.1.

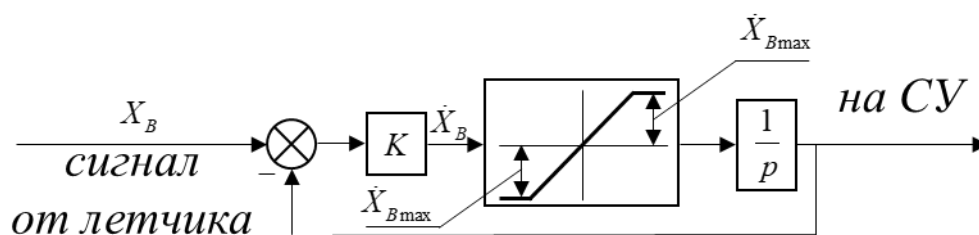


Рисунок 4.1 – Структурная схема нелинейного привода

На рисунке 4.1 при моделировании вертолета Ми-8 и СПС коэффициент K равен 50 [66, 67] и 20 соответственно. Для обоих объектов исследования проводились при максимальных величинах $|\dot{\delta}_{\max}|$ равных 30 град/с и 15 град/с как для базового варианта системы управления, так и для варианта системы, построенной по принципу обратной динамикой.

Эксперименты выполнялись на пилотажном стенде МАИ ТЛ-39 при тех же условиях, которые описаны в Главе 3.

Результаты экспериментальных исследований показывают, что рассматриваемые ограничения на $|\dot{\delta}_{\max}|$ не влияют на точность пилотирования вертолета Ми-8, так как во всех рассматриваемых случаях значение $\dot{\delta}$ не достигает значений 15 град/с (см. рисунок 4.2).

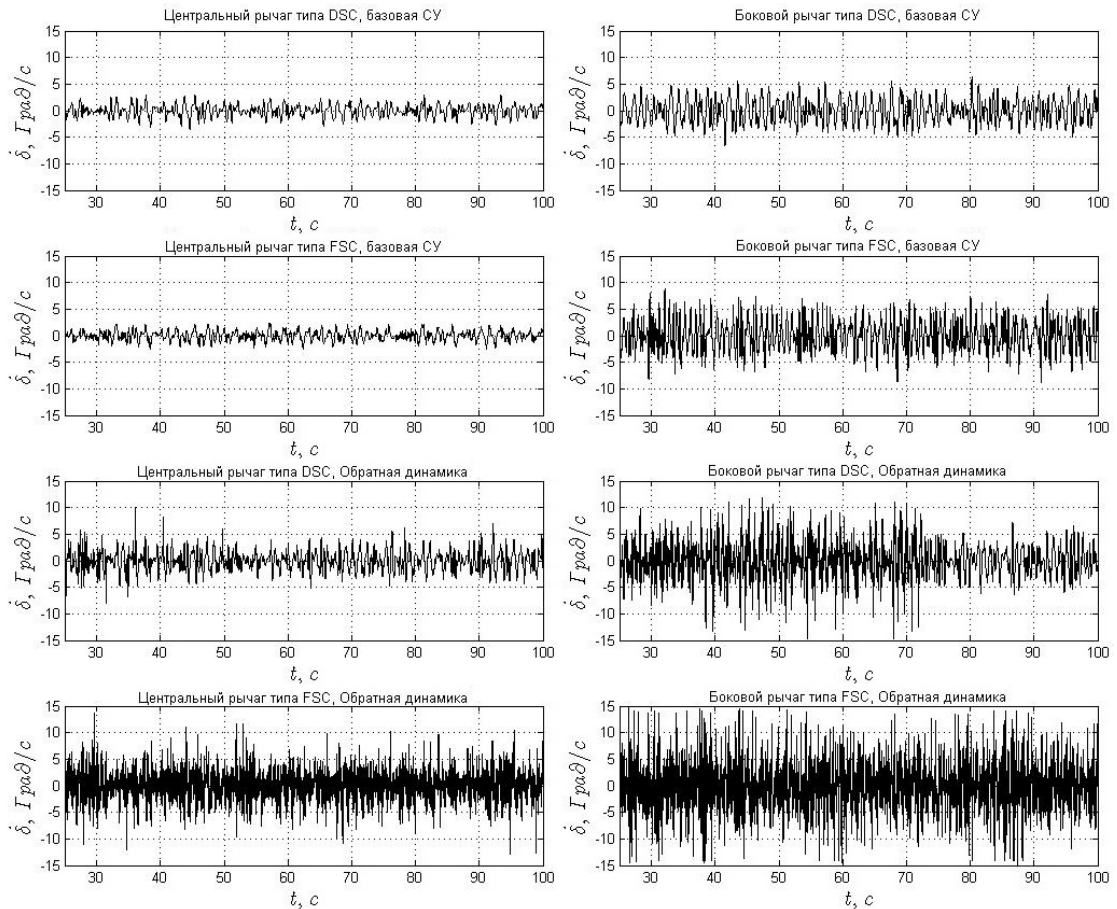


Рисунок 4.2 – Скорость отклонения привода вертолета Ми-8

В случае, когда в модели СПС используется идеальный привод (в настоящей работе под идеальным считается привод, у которого $|\dot{\delta}_{\max}| = \infty$), при базовом варианте системы управления значения $\dot{\delta}$ находятся в диапазоне $\pm 30 - 40 \text{ град/с}$ (см. рисунок 4.3). При использовании обратной динамики эти значения возрастают до $\pm 50 - 60 \text{ град/с}$.

Результаты исследований при $|\dot{\delta}_{\max}| = 30 \text{ град/с}$ и 15 град/с приведены в таблице 4.1 и на рисунках 4.4 – 4.5. При базовом варианте системы

управления учет $|\dot{\delta}_{\max}| = 30 \text{ град/с}$ не влияет на точность пилотирования для всех исследуемых типов рычага управления и управляющего сигнала. Доля времени эксперимента $\Delta t/T$, в течение которого потребные значения $\dot{\delta}$ превышают $\dot{\delta}_{\max}$ составляет менее 2.5 %. При $|\dot{\delta}_{\max}| = 15 \text{ град/с}$ происходит увеличение потребных значений $\dot{\delta}$. СКО сигнала $\dot{\delta}$ ($\sigma_{\dot{\delta}}$) увеличивается в 2.3 и 2.5 раза при использовании центрального рычага типа DSC и FSC соответственно и в 2.2 и 2.8 раза при использовании бокового рычага. Из-за этого параметр $\Delta t/T$ увеличивается до 30 – 40 %, что приводит к ухудшению точности пилотирования в 1.5 раза при управлении центральным рычагом как типа DSC, так и типа FSC. При использовании боковой ручки дисперсия ошибки σ_e^2 увеличивается в 1.3 в случае DSC и в 1.8 в случае FSC.

В случае, когда система управления построена в соответствии с принципом обратной динамики при $|\dot{\delta}_{\max}| = 30 \text{ град/с}$ параметр $\sigma_{\dot{\delta}}$ увеличивается примерно в 1.4 – 1.6 раза при использовании центрального рычага типа DSC и FSC, а также бокового рычага типа DSC. В этих случаях параметр $\Delta t/T$ находится в диапазоне от 25 до 30 %. В случае, когда при использовании боковой ручки реализован принцип FSC, среднеквадратическое отклонение $\sigma_{\dot{\delta}}$ возрастает в 2.3 раза, а $\Delta t/T = 53.3 \%$. Из-за этого ухудшается точность пилотирования: при центральном рычаге типа DSC дисперсия ошибки увеличивается в 1.1 и в 1.3 при FSC; при боковом рычаге типа DSC в 1.2 и 1.6 при FSC.

При $|\dot{\delta}_{\max}| = 15 \text{ град/с}$ происходит еще больший рост потребных значений $\dot{\delta}$, из-за чего $\Delta t/T$ составляет примерно 60 – 80 %, а дисперсия

ошибки становится примерно такой же как в случае использования базовой системы управления при $|\dot{\delta}_{\max}| = 15 \text{ град/с}$.

Исходя из приведенных результатов следует вывод о необходимости использования средств ограничения потребных скоростей отклонения привода для обеспечения его безопасной работы и улучшения точности пилотирования

Таблица 4.1 – Результаты экспериментальных исследований СПС

СУ	Тип рычага	Тип сигнала	$ \dot{\delta}_{\max} $, град/с	$\sigma_e^2, \text{см}^2$	$\Delta t/T, \%$	$\sigma_{\dot{\delta}}, \text{град/с}$
Базовая	Центральный	DSC	∞	0.399	–	13.252
			30	0.377	2.2	13.791
			15	0.582	43.7	32.162
		FSC	∞	0.291	–	11.605
			30	0.293	0	11.471
			15	0.430	39.2	28.764
	Боковой	DSC	∞	0.339	–	12.655
			30	0.330	0.5	11.975
			15	0.426	28.2	21.580
		FSC	∞	0.229	–	12.744
			30	0.228	1.2	13.268
			15	0.419	39.3	29.278
Обратная динамика	Центральный	DSC	∞	0.212	–	21.510
			30	0.234	26.6	31.053
			15	0.480	65.1	58.760
		FSC	∞	0.149	–	21.515
			30	0.189	29.6	33.737
			15	0.430	69.7	68.057
	Боковой	DSC	∞	0.205	–	19.912
			30	0.251	25.0	29.967
			15	0.446	57.8	45.855
		FSC	∞	0.124	–	24.934
			30	0.196	53.3	56.934
			15	0.444	77.5	63.550

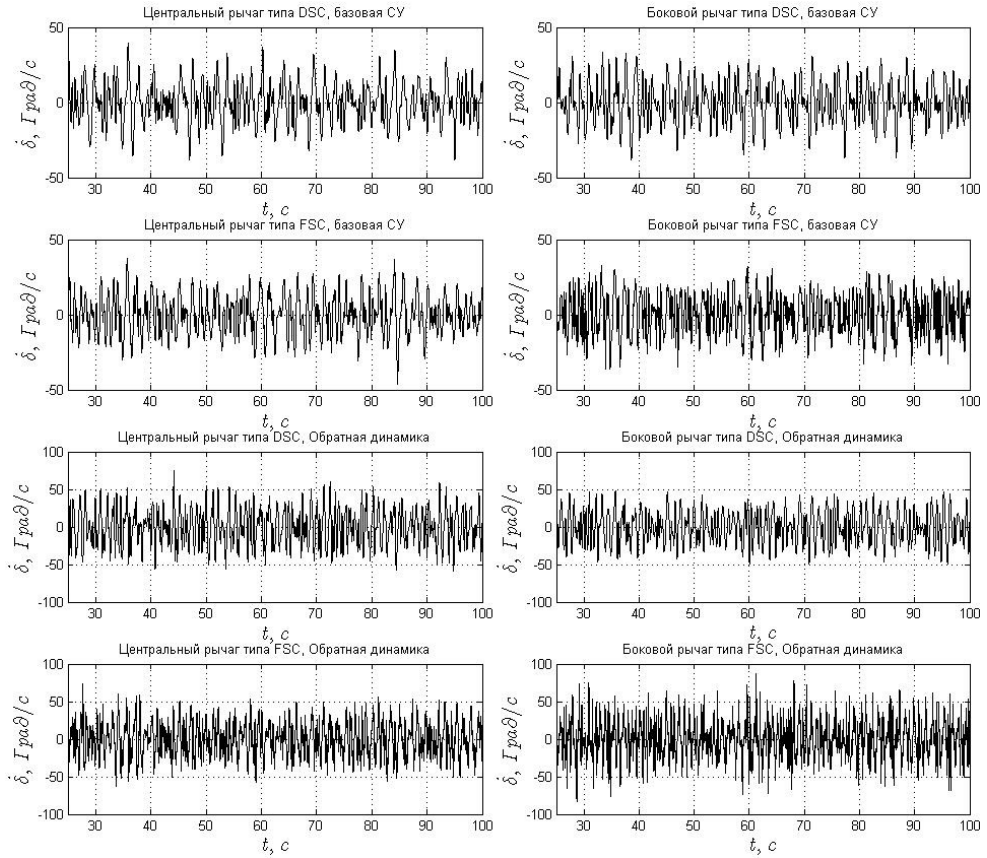


Рисунок 4.3 – Скорость отклонения привода СПС при $|\dot{\delta}_{\max}| = \infty$

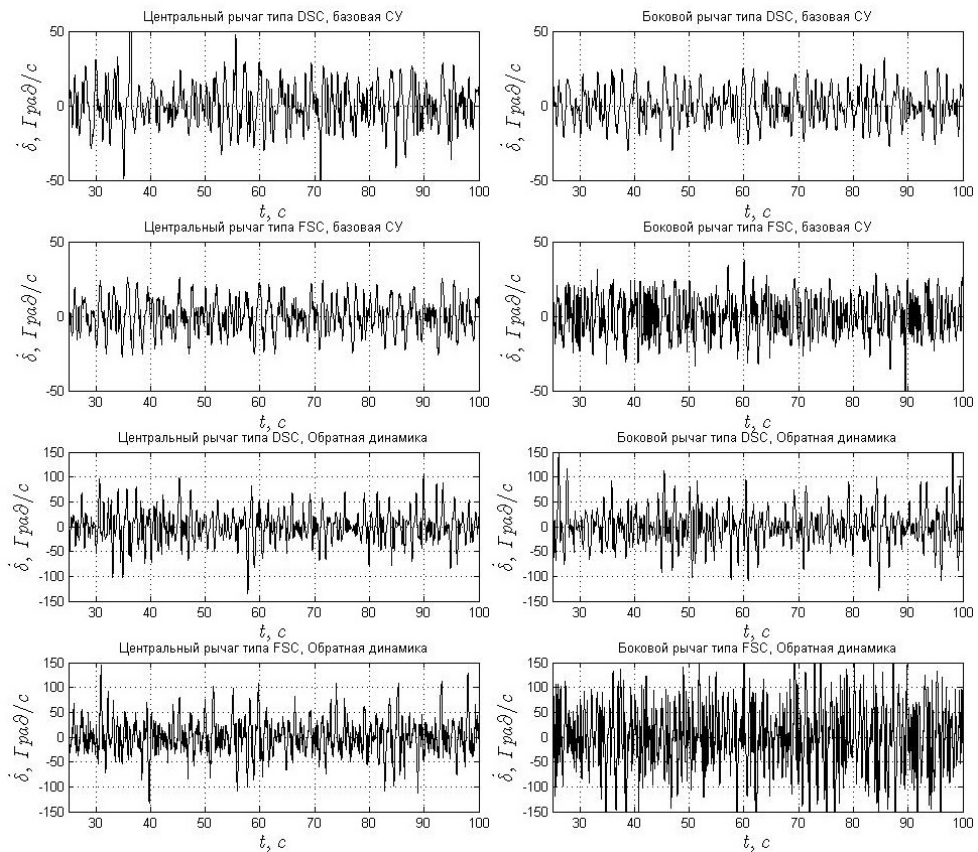


Рисунок 4.4 – Скорость отклонения привода СПС при $|\dot{\delta}_{\max}| = 30 \text{ град/с}$

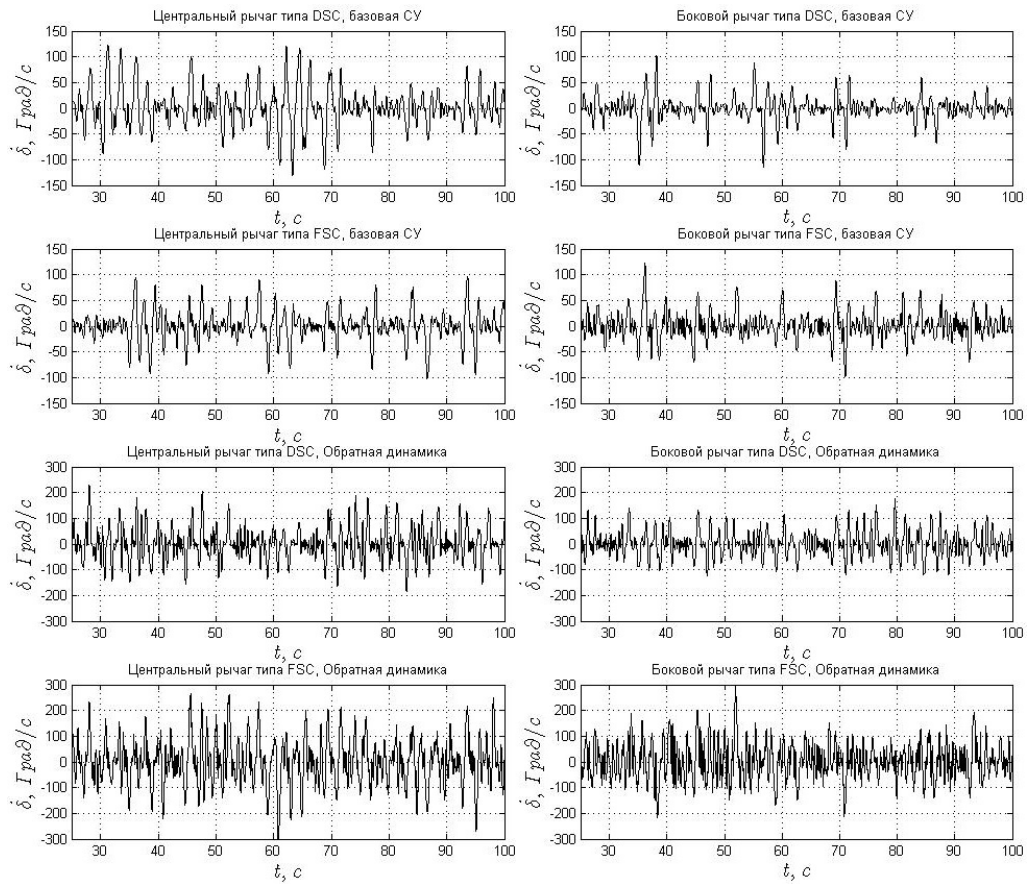


Рисунок 4.5 – Скорость отклонения привода СПС при $|\dot{\delta}_{\max}| = 15 \text{ град/с}$

4.2 Разработка алгоритма функционирования ограничителя для снижения потребных скоростей отклонения привода

Традиционным способом ограничения скорости сигнала, используемого в системах управления отечественных самолетов, поступающего на привод, является введение нелинейного ограничителя (префильтра), устанавливаемого на выходе рычага управления [73, 74]. Его структурная схема приведена на рисунке 4.6.

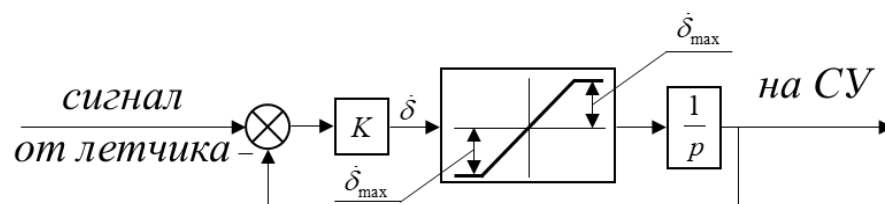


Рисунок 4.6 – Структурная схема нелинейного префильтра

Приведенный на рисунке 4.6 префильтр решает задачу ограничения сигнала, который поступает на привод от летчика. Его недостатком является то, что в тракт управления вводится дополнительное эквивалентное запаздывание, что приводит к ухудшению точности пилотирования. Для компенсации фазового запаздывания в настоящее время предложены различные решения. Например, сотрудниками ОКБ им. А.И. Микояна были разработаны алгоритмы так называемого нелинейного корректирующего устройства для систем автоматического управления [75]. Установка такого устройства непосредственно перед приводом, во-первых, позволяет предотвратить явление раскачки самолета летчиком, а во-вторых, реализовать фазовое опережение в области средних и высоких частот. Целесообразность введения нелинейного корректирующего устройства рассмотрена также в работах [76, 77, 78]. В зарубежных работах для компенсации фазового запаздывания фирмой SAAB была предложена система Feedback-With-Bypass [40] (см. рисунок 4.7), которая также устанавливается в тракте управления непосредственно перед приводом.

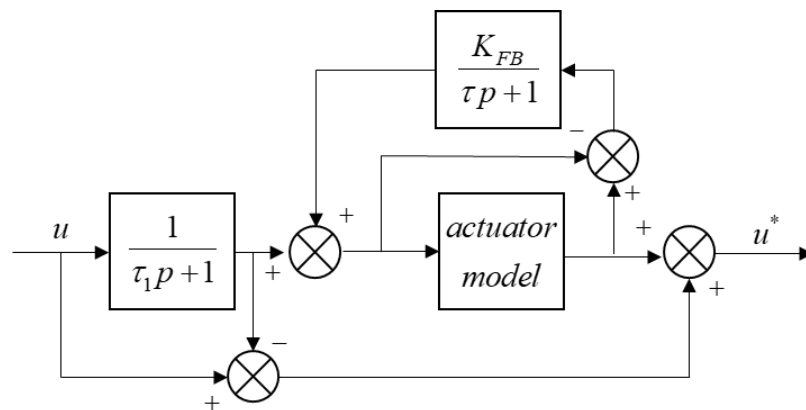


Рисунок 4.7 – Система Feedback-With-Bypass

Такая система включает в себя модель нелинейного привода и две подсистемы: ограничитель с обратной связью (см. рис. 4.7а) и ограничитель с опережением (см. рис. 4.7б).

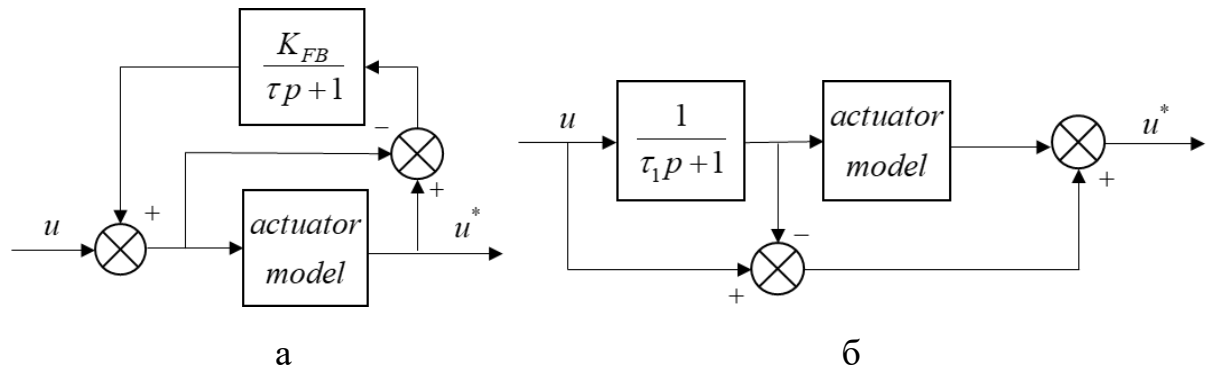


Рисунок 4.8 – Подсистемы Feedback-With-Bypass

Подсистема, приведенная на рисунке 4.8а, реализует фазовое опережение в области средних частот. Если модель привода описана звеном первого порядка, то ее передаточная функция имеет вид:

$$W = \frac{Tp + 1}{T_1Tp^2 + (T_1 + T_1K_{FB} + T)p + 1 + K_{FB}} \quad (4.1)$$

где $T_1 = 1/K$ – постоянная времени привода.

Параметры в выражении (4.1) выбираются из условия, чтобы собственная частота была не менее 10 с^{-1} , а коэффициент относительного демпфирования примерно равнялся единице. При этих условиях $T_1 = 0.05 \text{ с}$, $K_{FB} = 8$, $T = 1 \text{ с}$. На рисунке 4.8а видно, что при таких коэффициентах фазовое опережение реализуется в диапазоне от 0.1 с^{-1} до 10 с^{-1} .

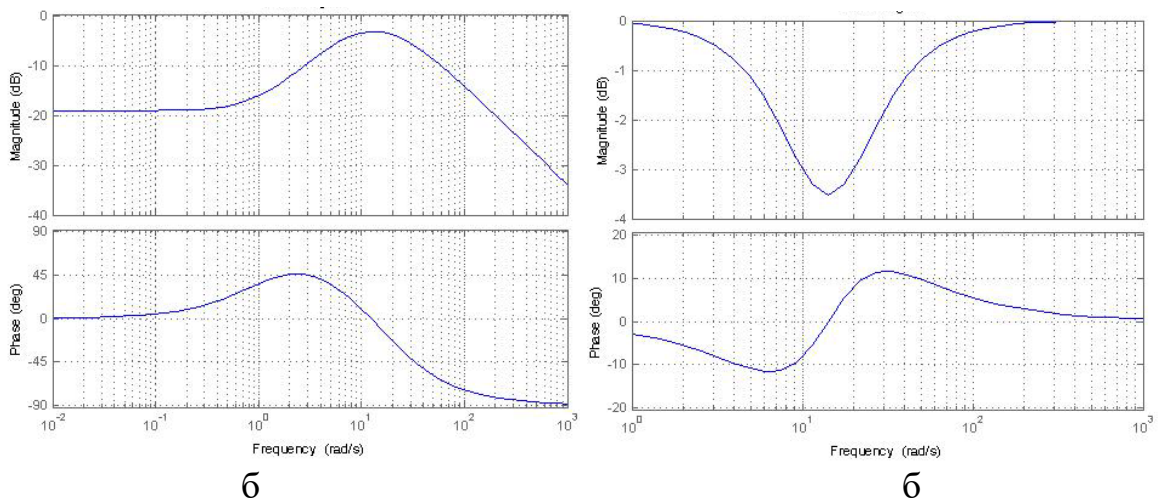


Рисунок 4.9 – Логарифмическая амплитудно-фазовая частотная характеристика ограничителя с обратной связью (а) и с опережением (б)

Подсистема, приведенная на рисунке 4.8б, реализует фазовое опережение в области высоких частот и описывается следующим выражением:

$$W = \frac{\tau T_1 p + \tau p + 1}{T_1 \tau p^2 + (T_1 + \tau) p + 1} \quad (4.2)$$

Параметр τ выбран равным 0.1 с для реализации фазового опережения на частотах выше 10 с^{-1} (см. рисунок 4.9б).

В качестве альтернативы префильтру, разработанному фирмой SAAB, в работе МАИ [79] была предложена система, приведенная на рисунке 4.10. Принцип ее работы состоит в сравнении скорости сигнала до и после ограничения в модели привода. Если сигнал $\dot{\delta}$ меньше ограничения, то на привод идет сигнал « u » от летчика и обратных связей без искажений. Иначе,

сигнал, который поступает на привод умножается на коэффициент $\frac{|\dot{\delta}_{\max}^*|}{|\dot{\delta}|}$ и проходит через коэффициент усиления K_S , который выбирается в диапазоне $0.9 \div 1.1$. Таким образом на исполнительное устройство поступает уменьшенный сигнал, что, как показано в работе [79], позволяет снизить тенденцию самолета к явлению РЮ.

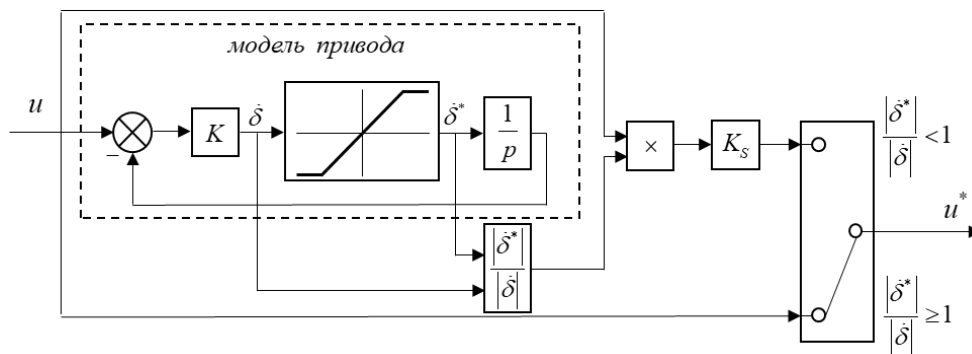


Рисунок 4.10 – Нелинейный ограничитель МАИ

Преимуществом предложенной МАИ системы является отсутствие каких-либо дополнительных звеньев в прямой цепи, следовательно, отсутствует источник дополнительного фазового запаздывания. Недостатком является то, что в случае выхода модели привода на ограничения по

максимальной скорости, сигнал, поступающий на привод, ограничивается по величине, но не по скорости.

В настоящей работе предложен интегрированный вариант системы Feedback-With-Bypass и нелинейного ограничителя МАИ. Его структурная схема приведена на рисунке 4.11. В этой системе сохранены возможности системы Feedback-With-Bypass значительного уменьшения фазового запаздывания системы. Кроме того, он позволяет более эффективно подавлять явления РЮ за счет уменьшения величины сигнала, поступающего на привод, в случае превышения максимальной скорости $\dot{\delta}_{\max}$.

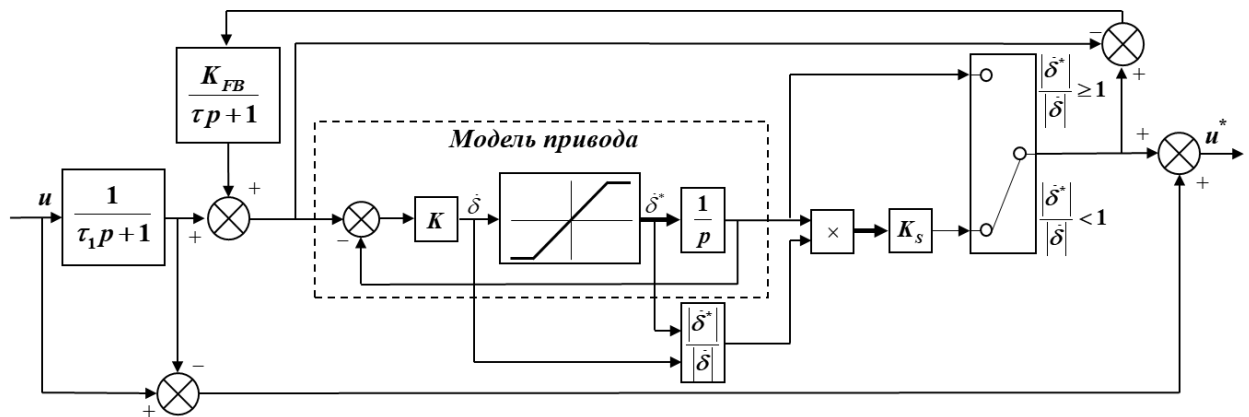


Рисунок 4.11 – Модифицированный нелинейный ограничитель МАИ

В настоящей работе выполнен комплекс экспериментальных исследований по оценке эффективности различных вариантов ограничителя в задаче точного отслеживания угла тангажа. Исследования были выполнены на пилотажном стенде МАИ ТЛ-39 (см рисунок 1.6) с использованием бокового рычага управления типа DSC (см. рисунок 1.10) и на рабочей станции МАИ (см. рисунок 4.12) при выполнении задачи компенсаторного слежения. В этих исследованиях оператором выполнялась задача компенсаторного слежения угла тангажа. Спектральная плотность входного сигнала определялась выражением $S_{ii} = \frac{K^2}{(\omega^2 + \omega_i^2)^2}$. Эксперименты были выполнены при дисперсии входного сигнала $\sigma_i^2 = 4 \text{ см}^2$ и ширине спектра $\omega_i = 0.5 \text{ с}^{-1}$.



Рисунок 4.12 – Рабочая станция МАИ

В качестве объекта управления используется СПС с системой управления, построенной на базе обратной динамики, у которого учитываются ограничения на максимальную скорость отклонения рулевых поверхностей $|\dot{\delta}_{\max}| = 30 \text{ град/с}$, которое является типичным для современных пассажирских самолетов, а также $|\dot{\delta}_{\max}| = 15 \text{ град/с}$, которое характерно для отказных ситуаций в исполнительных механизмах. Также была выбрана математическая модель аэрокосмического ЛА, соответствующая модели Спейс Шаттла с системой управления, построенной на базе обратной динамики. Такой выбор связан с тем, что для Спейс Шаттла характерно достаточно большое эквивалентное фазовое запаздывание в тракте управления (0.124 с) и малые значения $|\dot{\delta}_{\max}|$ (15 град/с), что потенциально является причиной возникновения явления РЮ. Его структурная схема вместе с базовой системой управления приведена на рисунке 4.13 [80]. Этот летательный аппарат статически неустойчив и его устойчивость, а также управляемость базовой конфигурацией обеспечивается введением интегрального закона.

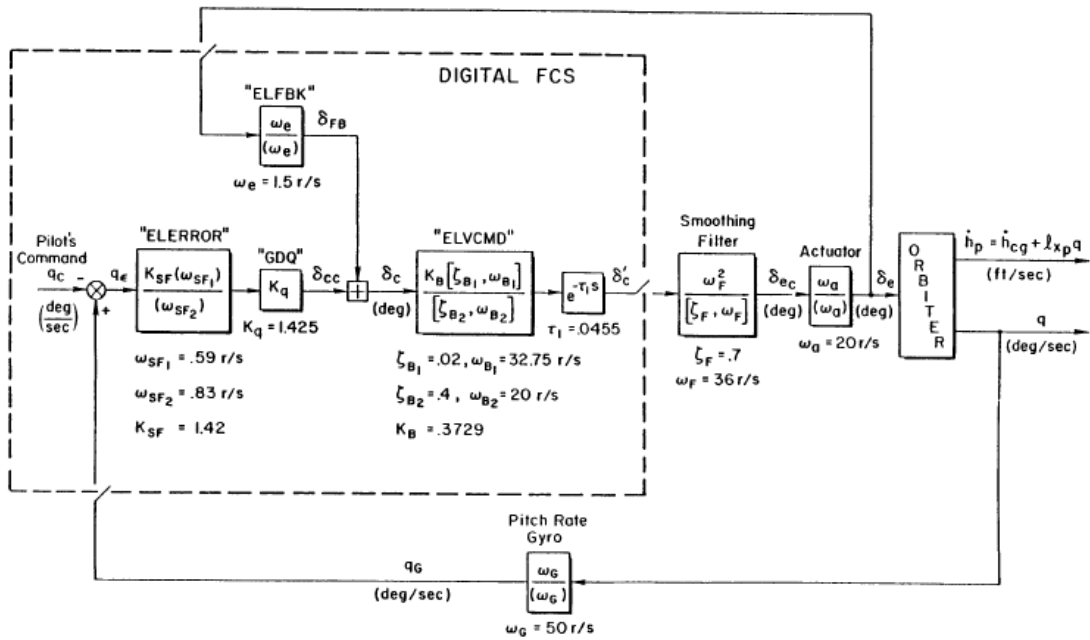


Рисунок 4.13 – Структурная схема системы «Спейс Шаттл - СУ» [80]

При пренебрежении низкочастотным фильтром “ELERROR” и аппроксимации высокочастотных фильтров “ELVCMD”, “Smoothing Filter” и динамики длиннопериодического движения звеном запаздывания такая структурная схема примет вид, приведенный на рисунке 4.14.

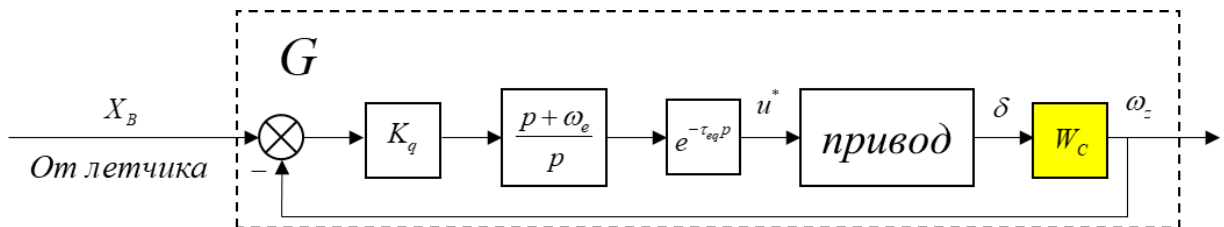


Рисунок 4.14 – Упрощенная структурная схема системы «Спейс Шаттл - СУ»

На рисунке 3.10 $K_q = 1.425$, $\omega_e = 1.5 \text{ c}^{-1}$, $\tau_{eq} = 0.124 \text{ c}$,

$$W_c = \frac{0.92(p + 0.54)}{(p + 0.85)(p - 0.17)} - \text{динамика короткопериодического движения,}$$

характеризующаяся статической неустойчивостью. Устойчивость

обеспечивается интегральным законом $K_q \frac{p + \omega_e}{p}$. В модели присутствует

модель привода, описываемая аperiодическим звеном с собственной частотой 20 c^{-1} .

Фильтр обратной динамики вычисляется как $G^{-1} = \frac{1}{G}$. Система G описывается передаточной функцией $\frac{\omega_z}{X_B}$, в которой не учитывается динамика высокочастотного привода и эквивалентное запаздывание $e^{-\tau_{eq}p}$. У этой передаточной функции порядок знаменателя на единицу выше порядка числителя. Отсюда следует, что для выравнивания порядков числителя и знаменателя в системе G^{-1} достаточно ввести высокочастотное звено первого порядка. В результате получен объект управления, приведенный на рисунке 4.15.

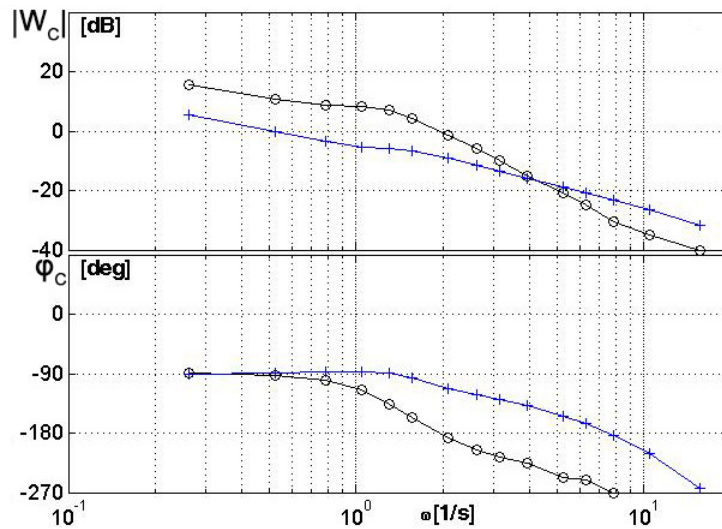


Рисунок 4.15 – Сравнение частотных характеристик Спейс Шаттл по углу тангажа с СУ с интегральным законом (○---○) и с СУ с «обратной динамикой» (*---*)

Эксперименты, выполненные на рабочей станции, где объектом управления являлся Спейс Шаттл $|\dot{\delta}_{\max}| = 15 \text{ град/с}$ показали, что значение $\Delta t/T$ составляет 84 % (см. рисунок 4.16а). Точность пилотирования при уменьшении $|\dot{\delta}_{\max}|$ ухудшается в 5.2 раза (см. рисунок 4.16), а σ_{δ} увеличивается в 2.6 раза при том же значении $|\dot{\delta}_{\max}|$ по сравнению со случаем идеального привода.

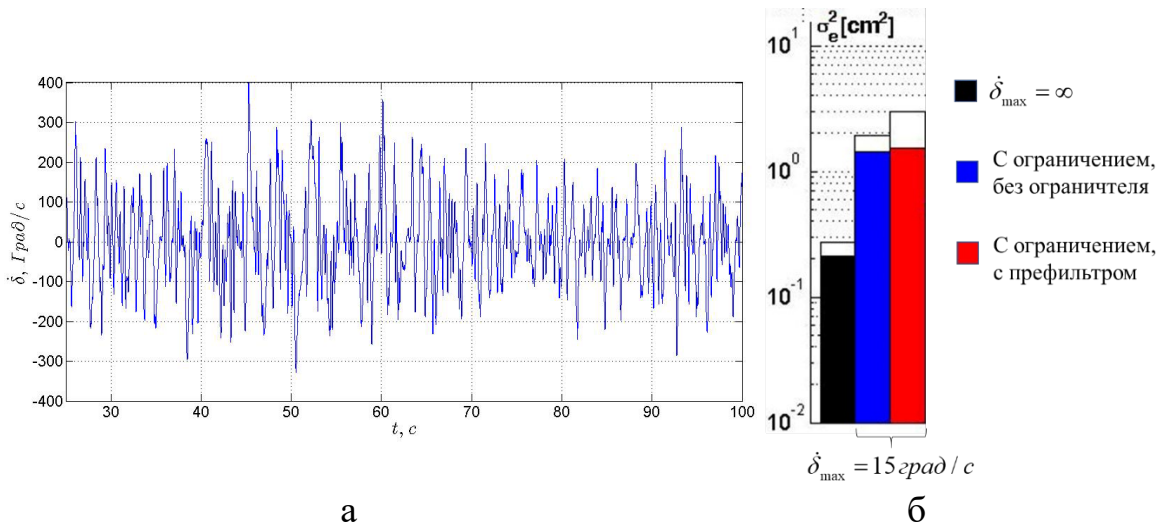


Рисунок 4.16 – Потребная скорость отклонения привода Спейс Шаттла с обратной динамикой при $|\dot{\delta}_{\max}| = 15 \text{ град/с}$ (а) и дисперсия сигнала ошибки Спейс Шаттла (б)

При использовании системы управления на базе принципа «обратная динамика» введение в тракт управления нелинейных ограничителей скорости отклонения привода, приведенных на рисунках 4.7 и 4.10, сопровождается еще большим ухудшением точности пилотирования по сравнению со случаями, когда ограничителя в системе управления нет, но на приводе учтены ограничения. Например, при использовании модифицированного ограничителя МАИ в тракте управления Спейс Шаттлом (см. рисунок 4.11) σ_e^2 увеличивается в 1.6 раз при $|\dot{\delta}_{\max}| = 15 \text{ град/с}$ (см. рисунок 4.16б). Это связано с особенностями системы управления на базе обратной динамики, из-за которых реализуются высокоскоростные сигналы, не обрабатываемые ограничителем. Для решения этой проблемы в настоящей работе предложено ограничивать сигналы с фильтров обратной динамики путем введения дополнительного нелинейного префильтра, который используется фирмой SAAB как один из элементов ограничителя скорости [40]. В тракт управления такой префильтр вводится согласно структурной схеме, приведенной на рисунке 4.17 (на схеме обозначен «Доп. префильтр», модифицированный нелинейный ограничитель – «Ограничитель») и имеет

структурную схему, приведенной на рисунке 4.18. Далее по тексту система, состоящая из доп. префильтра и ограничителя будет называться нелинейный ограничитель скорости.

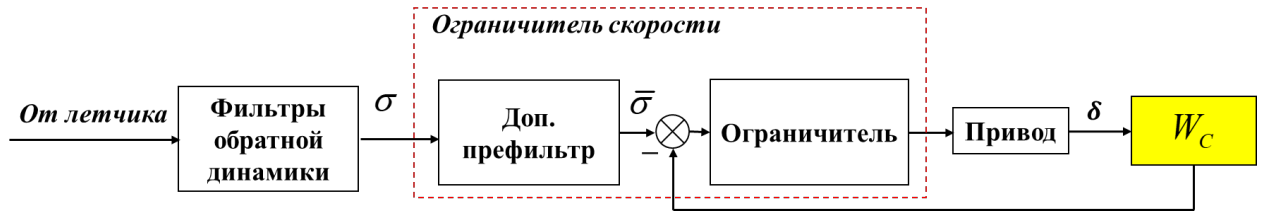


Рисунок 4.17 – Структурная схема системы самолет+система управления с дополнительным префильтром

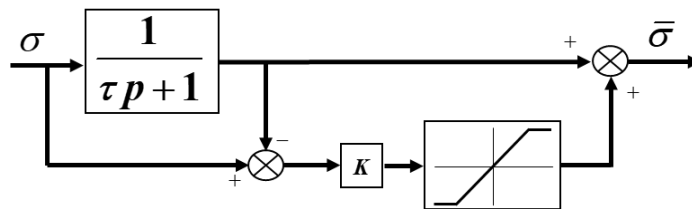


Рисунок 4.18 – Структурная схема дополнительного префильтра

Согласно [40] параметр τ выбирается равным $0.8 \frac{1}{\bar{Y}_\alpha}$, коэффициент K выбирается в диапазоне от 0 до 1. Величина ограничения задается меньше, чем на основном префильтре. В настоящей работе его величина задавалась равной в 5 раз меньше, чем на основном префильтре, коэффициент $K=0.9$.

Введение в тракт управления СПС приведенных выше ограничителей позволяет уменьшить требуемые скорости отклонения привода (см. рисунки 4.19 – 4.20 и таблицу 4.2). Использование модифицированного нелинейного ограничителя скорости МАИ позволяет сохранить точность пилотирования при $|\dot{\delta}_{\max}| = 30 \text{ град/с}$ и уменьшить дисперсию ошибки в 1.4 раза при $|\dot{\delta}_{\max}| = 15 \text{ град/с}$ соответственно по сравнению со случаем, когда ограничитель отсутствует. По сравнению с ограничителем Feedback-with-bypass он позволяет обеспечить более высокую точность пилотирования (см. таблицу 4.2).

Кроме улучшения точности модифицированный ограничитель позволяет уменьшить требуемые скорости $\dot{\delta}$: параметр $\Delta t/T$ равен 2.6 % и 31.0 % при $|\dot{\delta}_{\max}| = 30$ и 15 *град/с* соответственно. При использовании ограничителя фирмы SAAB эти значения сравнимы. В этом случае они составляют 1.2 % и 26.7 % соответственно (см. рисунки 4.20 – 4.21 и таблицу 4.2).

Введение в тракт управления Спейс Шаттла исследуемых ограничителей также позволяет уменьшить требуемые скорости отклонения привода (см. рисунок 4.21 и таблицу 4.2). При использовании модифицированного нелинейного ограничителя скорости МАИ дисперсия ошибки уменьшается в 4.7 раз ($|\dot{\delta}_{\max}| = 15$ *град/с*) соответственно по сравнению со случаем, когда он отсутствует. При использовании ограничителя Feedback-with-bypass в условиях ограничений $|\dot{\delta}_{\max}|$ улучшения точности не происходит (см. таблицу 4.2). Параметр $\Delta t/T$ равен 41.4 % и 36.3 % в экспериментах с Feedback-with-bypass и модифицированным ограничителем МАИ соответственно (см. рисунок 4.21 и таблицу 4.2).

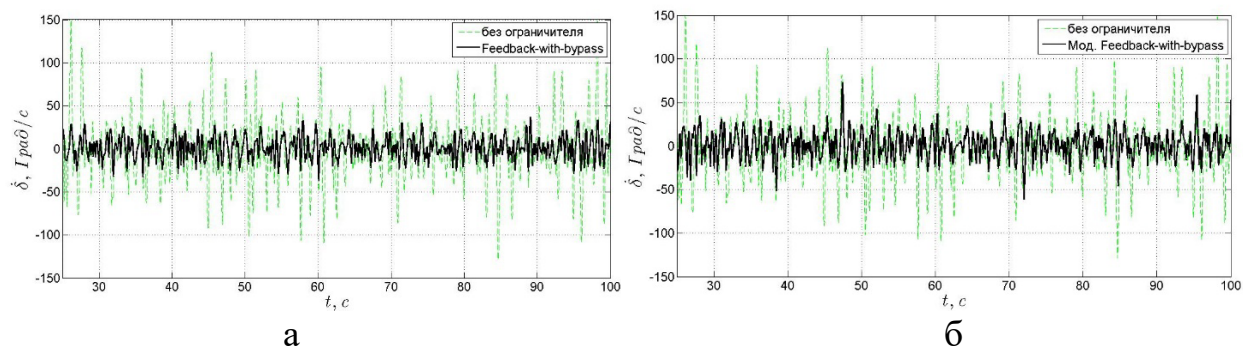


Рисунок 4.19 – Потребная скорость отклонения привода СПС с обратной динамикой при $|\dot{\delta}_{\max}| = 30$ *град/с* с ограничителем Feedback-with-bypass (а) и модифицированным ограничителем МАИ (б)

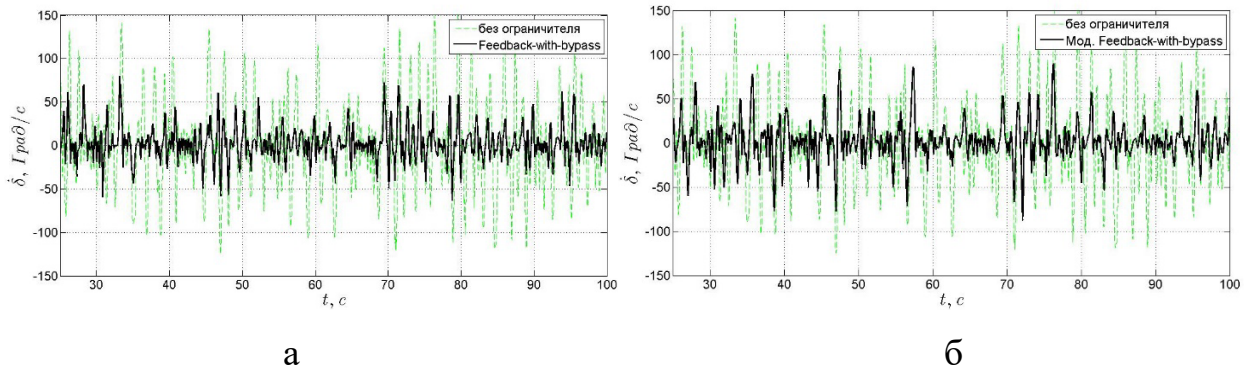


Рисунок 4.20 – Потребная скорость отклонения привода СПС с обратной динамикой при $|\dot{\delta}_{\max}| = 15 \text{ grad/c}$ с ограничителем Feedback-with-bypass (а) и модифицированным ограничителем МАИ (б)

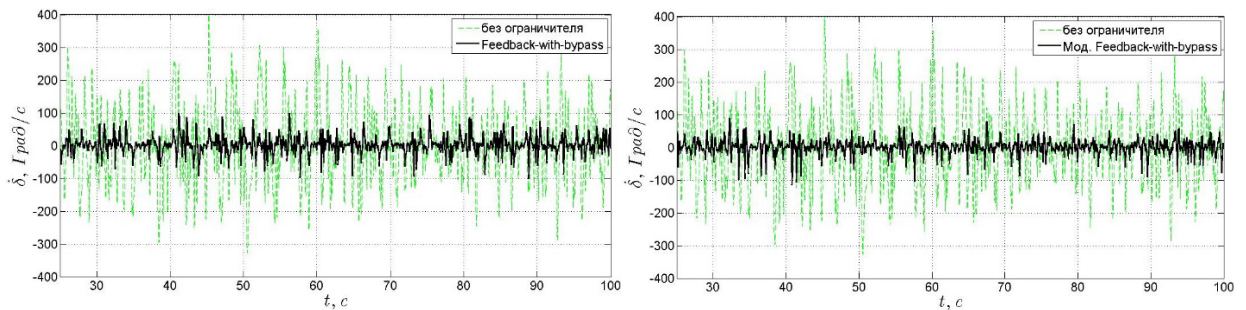


Рисунок 4.21 – Потребная скорость отклонения привода Спейс Шаттла с обратной динамикой при $|\dot{\delta}_{\max}| = 15 \text{ grad/c}$ с ограничителем Feedback-with-bypass (а) и модифицированным ограничителем МАИ (б)

Таблица 4.2 – Результаты экспериментальных исследований

Ограничитель	$ \dot{\delta}_{\max} $, <i>град/с</i>	СПС		Спейс Шаттл	
		$\sigma_e^2, \text{см}^2$	$\Delta t/T, \%$	$\sigma_e^2, \text{см}^2$	$\Delta t/T, \%$
Без ограничителя	∞	0.205	–	0.248	–
	30	0.251	25.0	–	–
	15	0.446	57.8	1.293	84.1
Feedback-with-bypass	30	0.351	1.2	–	–
	15	0.540	26.5	1.780	41.4
Модифицированный ограничитель МАИ	30	0.244	2.6	–	–
	15	0.316	31.0	0.634	36.3

Также модифицированный нелинейный ограничитель позволяет подавить явление раскачки самолета летчиком. На рисунке 4.22 в качестве

примера приведено сравнение входного и выходного сигналов, полученных при использовании модели Спейс Шаттла при $\dot{\delta}_{\max} = 15 \text{ град/с}$. На рисунке 4.22 показано, что нелинейный ограничитель позволяет подавить колебания угла тангажа, возникающие на 87 секунде при его отсутствии.

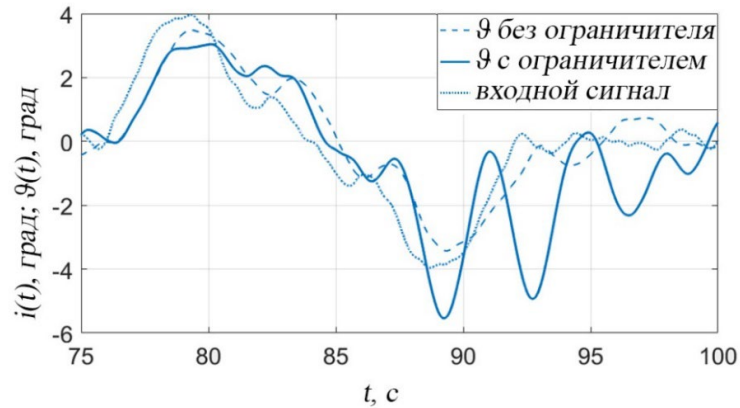


Рисунок 4.22 – Явление РЮ при пилотировании Спейс Шаттла

Таким образом при проектировании авиационной техники, оснащенной системами управления, которые существенно трансформируют динамику объекта управления, для обеспечения безопасной работы привода и снижения эффекта влияния ограничений на $|\dot{\delta}_{\max}|$ необходимо использовать нелинейные ограничители скорости отклонения рулевых поверхностей.

4.3 Интеграция ограничителя скорости с различными типами рычагов управления

Результаты экспериментальных исследований СПС с использованием модифицированного ограничителя приведены в таблицах 4.3 и 4.4, а также на рисунках 4.23 и 4.24. В экспериментах с базовой системой управления (см. рисунок 4.23 и таблицу 4.3) при $|\dot{\delta}_{\max}| = 30 \text{ град/с}$ ограничитель позволяет сохранить точность пилотирования как в случае, когда привод идеальный, предотвратить выход скорости привода на значения $|\dot{\delta}_{\max}|$, а также уменьшить

σ_{δ} в 1.4 – 1.6 раз при использовании любого типа рычага управления и управляющего сигнала.

При ограничениях $|\dot{\delta}_{\max}| = 15 \text{ grad/c}$ и введении ограничителя (см. рисунок 4.24 и таблицу 4.3) в случае использования центрального рычага параметр $\Delta t/T$ не превышает 6.5 % для обоих типов управляющего сигнала. При этом параметр σ_{δ} уменьшается в 3.7 при использовании центрального рычага типа DSC и в 3.9 – при рычаге типа FSC. Дисперсия ошибки σ_e^2 при этом уменьшается в 1.2 и 1.1 раза при использовании центрального рычага типа DSC и FSC соответственно по сравнению со случаем, когда на приводе учтены ограничения, но отсутствует ограничитель скорости. Что касается боковой ручки, то при таком ограничении (15 grad/c) точность пилотирования незначительно ухудшается по сравнению со случаем использования идеального привода. Параметр $\Delta t/T$ составляет примерно 11 % как для бокового рычага типа DSC, так и для бокового рычага типа FSC. Среднеквадратическое отклонение σ_{δ} уменьшается в 2 и 2.6 раза при использовании рычагов типа DSC и FSC соответственно по сравнению со случаем, когда $|\dot{\delta}_{\max}| = 15 \text{ grad/c}$ при отсутствии ограничителя.

В случае, когда система управления построена на принципе обратной динамики, для центрального рычага типа DSC и FSC использование модифицированного ограничителя при $|\dot{\delta}_{\max}| = 30 \text{ grad/c}$ (см. рисунок 4.24 и таблицу 4.4) позволяет достигнуть той же точности как при идеальном приводе, значение параметра $\Delta t/T$ составляет менее 7 %, а σ_{δ} уменьшается примерно в 2 раза. Для бокового рычага типа DSC при том же ограничении дисперсия ошибки практически не изменяется, а для бокового рычага типа FSC уменьшается в 1.4 по сравнению с вариантом, при котором ограничитель отсутствует, а величина $|\dot{\delta}_{\max}| = 30 \text{ grad/c}$. При этом параметр $\Delta t/T$ составляет

2.6 %, при боковом рычаге типа DSC. В случае, когда используется боковой рычаг типа FSC $\frac{\Delta t}{T} = 19.2$, то есть в 2.8 раза меньше, чем в случае отсутствия ограничителя при $|\dot{\delta}_{\max}| = 30 \text{ град/с}$. $\sigma_{\dot{\delta}}$ уменьшается в 2 – 2.2 раза по сравнению с этим же случаем для обоих типов управляющего сигнала.

При меньших значениях $|\dot{\delta}_{\max}|$ (15 град/с) в экспериментах с использованием центрального рычага типа DSC точность пилотирования практически не изменилась по сравнению с вариантом, когда ограничитель отсутствует. Кроме того в этом случае параметры $\frac{\Delta t}{T}$ и $\sigma_{\dot{\delta}}$ уменьшаются примерно в 2 раза. При использовании центрального рычага типа FSC дисперсия ошибки уменьшается в 1.2 раза, $\frac{\Delta t}{T}$ – в 2 раза, $\sigma_{\dot{\delta}}$ – в 3 раза. При использовании бокового рычага точность пилотирования повышается в 1.4 и 1.7, $\frac{\Delta t}{T}$ уменьшается в 1.9 и 1.5 раза при переходе от управляющего сигнала пропорционально перемещению рычага к управляющему сигналу, пропорционального прикладываемым к нему усилиям, соответственно.

Таблица 4.3 – Результаты экспериментальных исследований СПС при базовом варианте системы управления

Тип рычага	Тип сигнала	$ \dot{\delta}_{\max} $, град/с	ограничитель	$\sigma_e^2, см^2$	$\Delta t/T, \%$	$\sigma_{\dot{\delta}}$, град/с
Центральный	DSC	∞	Нет	0.399	–	13.252
		30	Нет	0.377	2.2	13.791
			Есть	0.406	0.1	8.575
		15	Нет	0.582	43.7	32.162
			Есть	0.481	6.4	8.742
		FSC	∞	Нет	0.291	–
	30		Нет	0.293	0	11.471
			Есть	0.281	0	7.993
	15		Нет	0.430	39.2	28.764
		Есть	0.384	4.0	7.403	
Боковой	DSC	∞	Нет	0.339	–	12.655
		30	Нет	0.330	0.5	11.975
			Есть	0.312	0	8.501
		15	Нет	0.426	28.2	21.580
			Есть	0.380	11.1	11.063
		FSC	∞	Нет	0.229	–
	30		Нет	0.228	1.2	13.268
			Есть	0.229	0	9.716
	15		Нет	0.419	39.3	29.278
		Есть	0.269	11.3	11.319	

Таблица 4.4 – Результаты экспериментальных исследований СПС при использовании системы управления на базе обратной динамики

Тип рычага	Тип сигнала	$ \dot{\delta}_{\max} $, град/с	ограничитель	$\sigma_e^2, \text{см}^2$	$\Delta t/T, \%$	$\sigma_{\dot{\delta}}$, град/с
Центральный	DSC	∞	Нет	0.212	–	21.510
		30	Нет	0.234	26.6	31.053
			Есть	0.206	4.0	14.935
		15	Нет	0.480	65.1	58.760
			Есть	0.464	34.2	26.527
		FSC	∞	Нет	0.149	–
	30		Нет	0.189	29.6	33.737
			Есть	0.154	6.9	16.728
	15		Нет	0.430	69.7	68.057
		Есть	0.345	34.5	22.3464	
Боковой	DSC	∞	Нет	0.205	–	19.912
		30	Нет	0.251	25.0	29.967
			Есть	0.244	2.6	14.318
		15	Нет	0.446	57.8	45.855
			Есть	0.316	31.0	22.694
		FSC	∞	Нет	0.124	–
	30		Нет	0.196	53.3	56.934
			Есть	0.143	19.2	26.065
	15		Нет	0.444	77.5	63.550
		Есть	0.259	51.5	31.212	

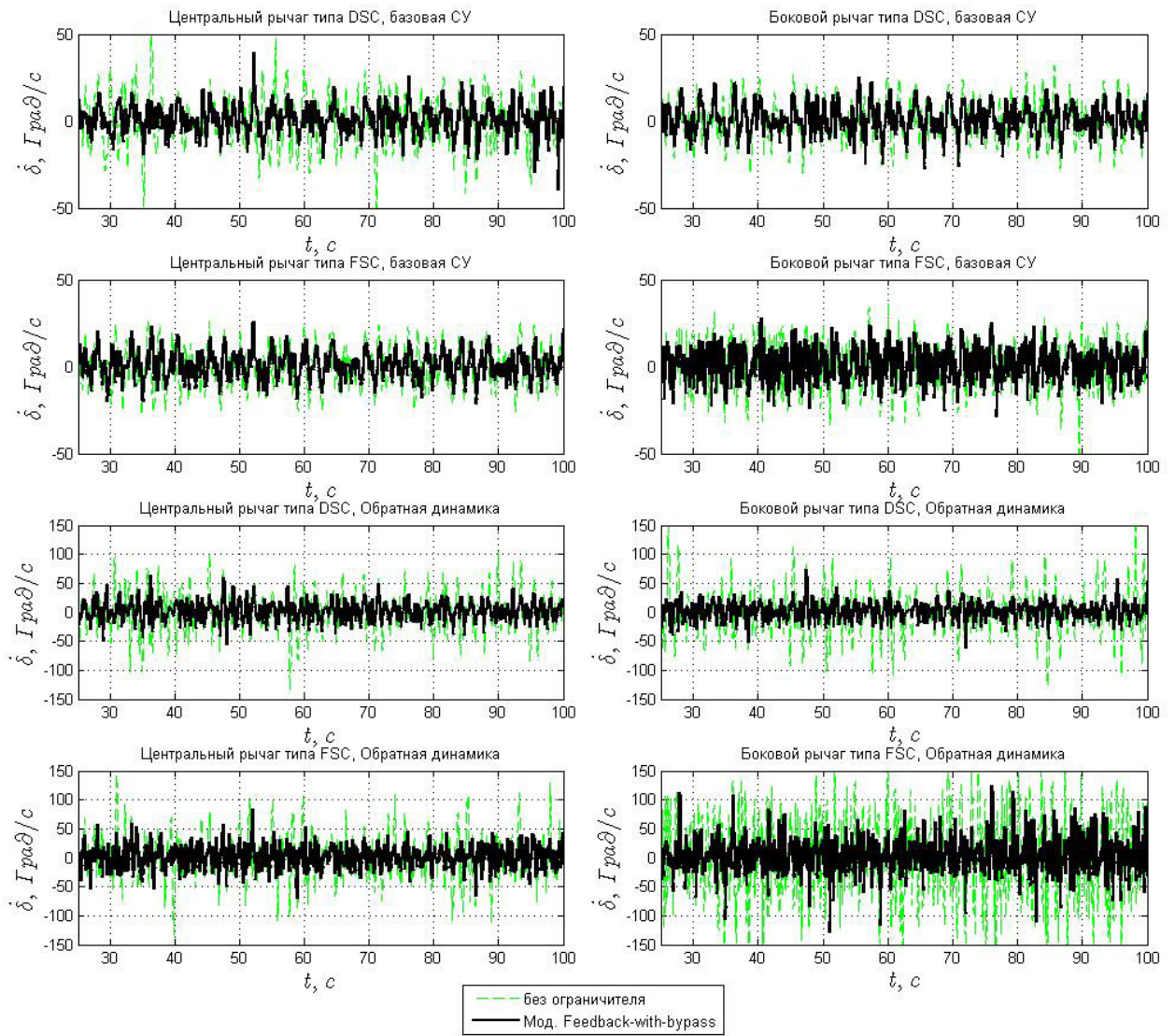


Рисунок 4.23 – Скорость отклонения привода СПС при $|\dot{\delta}_{\max}| = 30 \text{ град/с}$ с использованием модифицированного ограничителя скорости

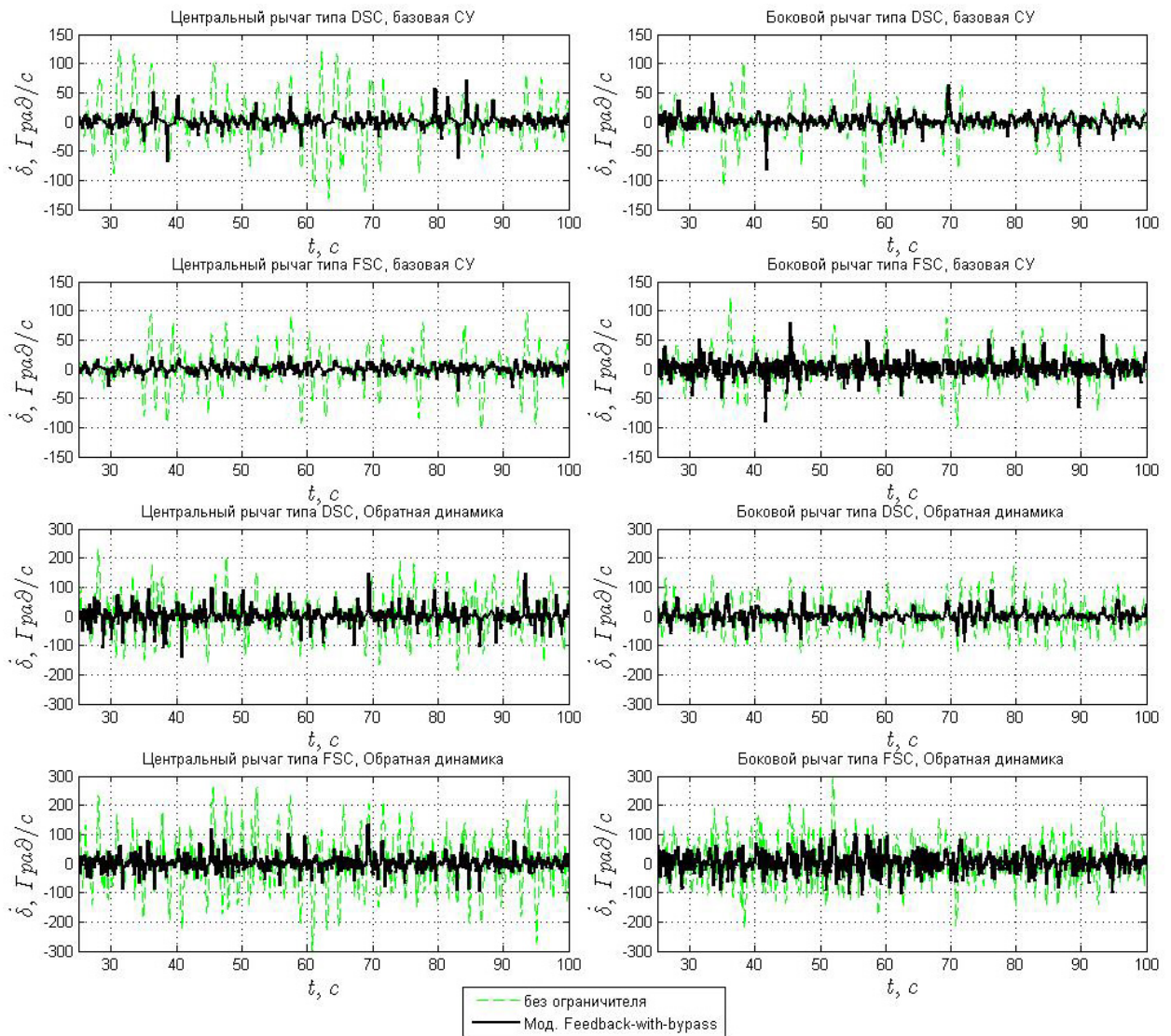


Рисунок 4.24 – Скорость отклонения привода СПС при $|\dot{\delta}_{\max}| = 15 \text{ град/с}$ с использованием модифицированного ограничителя скорости

Исходя из вышеописанного следует, что наилучшая точность пилотирования при прочих равных достигается при совместном использовании системы управления на базе принципа обратной динамики с введенным в тракт управления модифицированным нелинейным ограничителем скорости отклонения рулевых поверхностей и бокового рычага управления типа FSC. Кроме того, для недопущения негативных эффектов влияния ограничений $|\dot{\delta}_{\max}|$ целесообразно использовать привода, которые могут реализовать большие скорости отклонения.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Настоящая диссертационная работа посвящена исследованию перспективных принципов построения элементов технической части системы самолет-летчик для улучшения пилотажных характеристик летательного аппарата, основными результатами которой являются:

– Результаты экспериментальных исследований системы самолет-летчик, выполненные с различными типами и характеристиками рычагов управления, управляющего сигнала, позволившими выявить наличие оптимального значения жесткости, которое обеспечивает минимум дисперсии ошибки, достигаемой у центрального рычага 10 Н/см и 20 Н/см у бокового для обоих типов управляющего сигнала и для объектов управления, принадлежащим разным уровням пилотажных характеристик. Исследования также показали, что увеличение демпфирования более 0.36 Н с/см у центрального и 2.1 Н с/см у бокового приводит к ухудшению характеристик системы самолет-летчик.

– Использование в качестве управляющего сигнала, передаваемого от рычага в тракт управления усилий, прикладываемых летчиком, позволяет существенного улучшения точности пилотирования по сравнению с традиционным способом управления пропорционально перемещению рычага. Для бокового рычага в этом случае дисперсия ошибки уменьшается в 2.9 раза при управлении конфигурацией первого уровня пилотажных характеристик и в 1.9 раз при управлении конфигурацией третьего уровня по сравнению со случаем использования центрального рычага с управляющим сигналом, пропорциональным перемещению.

– Разработана модификация структурной модели управляющих действий летчика. В этой модели учтены модели восприятия и коррекции визуальной и проприоцептивной информации, а также шумы их восприятия; динамика нервно-мышечной системы и рычага управления. Модифицированная модель позволяет учитывать влияние типа

управляющего сигнала и типа рычага управления. Ее параметры выбираются путем оптимизации функционала, состоящего из суммы дисперсии ошибки и слагаемого, пропорционального дисперсии усилий и жесткости рычага. Модель позволяет получить результаты, близкие к полученным в ходе экспериментальных исследований, осуществить выбор основных параметров рычага управления.

– В работе было предложено правило выбора динамических конфигураций из баз данных, используемых для модификации критериев оценки пилотажных характеристик. Для отобранных 48 конфигураций выполнено уточнение границ существующих критериев оценки ПХ и предсказания тенденции к явлению РЮ. Такая модификация позволила повысить процент «правильной» оценки при использовании критерия Гибсона и критерия « $\omega_{BW} - \tau_p$ » для предсказания тенденции к «раскачке» до 93.8 %, критерия « $\omega_{BW} - \tau_p$ » для оценки пилотажных характеристик до 91.7 %, критерия, нормирующего параметры переходного процесса по угловой скорости тангажа до 90.5%. Уточнен также критерий МАИ, нормирующий показатели системы самолет-летчик.

– Предложен Новый критерий МАИ, базирующийся на математическом моделировании системы самолет-летчик, при котором использовалась модифицированная структурная модель управляющих действий летчика. В качестве параметра, определяющего качество выполнения задачи пилотирования, выбрана полоса пропускания замкнутой системы. В этом случае процент «правильной» оценки пилотажных характеристик составил 91.6 %.

– В качестве параметра, оценивающего загрузку летчика при выполнении задачи пилотирования было предложено использовать мощность усилий, прикладываемых им к рычагу при выполнении задачи пилотирования. Установлено, что численные значения мощности коррелированы с уровнем пилотажных характеристик для 95.5 %

исследованных конфигураций: 21 из 22 динамических конфигураций из баз данных Have PIO и LANOS.

– В работе сформулированы условия реализации системы управления на базе обратной (инверсной) динамики. К ним относятся обеспечение устойчивости базового объекта управления, выравнивание порядка числителя и знаменателя в выражении для фильтра обратной динамики, обеспечение робастности управления. На примере линеаризованной модели Ми-8 и нелинейной модели сверхзвукового пассажирского самолета второго поколения показано, что такая система позволяет добиться заданной динамики системы управления в широком диапазоне частот, подавить связь продольного и бокового движений, характерной для вертолетов, и обеспечить первый уровень пилотажных характеристик по ряду критериев. Показано, что при переходе от системы управления, построенной путем введения обратных связей при использовании центрального рычага, формирующий управляющий сигнал пропорционально его перемещению, к системе управления на базе обратной динамики при использовании бокового рычага управления, реализующим сигнал пропорционально усилиям, точность пилотирования улучшается в 3 – 3.25 раз.

– В работе оценено влияние ограничений на максимальную скорость отклонения привода при использовании различных алгоритмов системы управления, а также рычагов и показано, что при использовании системы управления, построенной на базе обратной динамики, и ограничении (± 30 град/с) точность пилотирования ухудшается: в 1.1 – 1.3 раза в случае использования центрального рычага и 1.2 – 1.6 в случае бокового по сравнению со случаем отсутствия ограничителя на максимальную скорость отклонения рулевых поверхностей. Уменьшение ограничений на скорость отклонения рулевых поверхностей до ± 15 град/с приводит к значительному увеличению дисперсии ошибки при обоих вариантах системы управления.

– Для ограничения потребных скоростей отклонения привода в работе предложен алгоритм нелинейного ограничителя скорости. Он представляет

из себя интеграцию ограничителя, разработанной фирмой SAAB и нелинейного ограничителя МАИ. На примере модели СПС и линеаризованной модели Спейс Шаттла показано, что использование такого ограничителя позволяет значительно уменьшить процент превышения потребной скорости отклонения привода ее максимальных значений (в 2 – 2.3 раза), а также улучшить точность пилотирования по сравнению со случаем, когда ограничитель отсутствует при учтенных ограничениях на максимальную скорость отклонения (в 1.4 – 2 раза при ограничениях ± 15 град/с). Кроме того, в экспериментах с разработанным ограничителем явление раскачки летательного аппарата летчиком не проявлялось.

– Использование модифицированного нелинейного ограничителя позволило при управлении сверхзвуковым пассажирским самолетом с базовой системой управления при использовании любого рассматриваемого в работе рычага управления приблизить точность пилотирования к случаю, когда ограничения на приводе не учитываются.

– В работе показано, что в условиях, когда при моделировании привода учтены ограничения на максимальную скорость отклонения рулевых поверхностей совместное использование системы управления на базе обратной динамики, боковой ручки управления, реализующей управляющий сигнал пропорциональный прикладываемым летчиком усилиям и модифицированного нелинейного ограничителя позволяет добиться наилучшей точности пилотирования.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Bennet, D. Combat Capabilities And Versatility Through CCV / D. Bennet, Johannes, R. P // Society of Automotive Engineers, National Aerospace Engineering and Manufacturing Meeting, San Diego, California. – 1972. – p. 10.
2. ADS-33E-RPF. Aeronautical design standard handling qualities requirements for military aircraft. – Alabama: United States Army Aviation and Missile Command Aviation Engineering Directorate Redstone Arsenal, 2000. – p. 103.
3. Miller C. Nonlinear Dynamic Inversion Baseline Control Law: Architecture and Performance Predictions/ C. Miller // AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. – 2011. – p. 6467 – 6492.
4. 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.
5. 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.
6. Reiner, J. Flight Control Design Using Robust Dynamic Inversion and Time-Scale Separation / J. Reiner, G.J. Balas, and W.L. Garrard // Automatica. – 1996. – Vol. 32, No. 11. – p. 1493–1504.
7. Lee, H. Robust Nonlinear Dynamic Inversion Control for a Hypersonic Cruise Vehicle / H. Lee, S. Reiman, C. Dillon, H. Youssef // AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. – 2007, p. 6685.
8. 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.

9. Matamoros, I. Incremental Nonlinear Control Allocation for a Tailless Aircraft with Innovative Control Effectors / I. Matamoros, C.C. de Visser // 2018 AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, 2018, p. 1116.
10. Huang, Y. Time-Delay Margin and Robustness of Incremental Nonlinear Dynamic Inversion Control / Y. Huang, Y. Zhang, D.M. Pool, O. Stroosma, and Q. Chu // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. – 2022. – Vol. 45, No. 2. – p. 394–404.
11. Van Ekeren, W. Design, Implementation and Flight-Test of Incremental Backstepping Flight Control Laws / W. Van Ekeren, G. Looye, R. Kuchar, Q. Chu, and E.J. Van Kampen // AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. – 2018. – p. 1–21.
12. 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.
13. Lampton, A.K. Preliminary Evaluation of the SAFE Cue Warning Display for Loss of Control Mitigation / A.K. Lampton, D.H. Klyde, L. Dongchan, C. Schulze, B. Cogan // AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference (AIAASciTech, Kissimmee, Florida). – 2015. – p. 1 – 15.
14. Lee, B.P. An approach to feel system characteristics selection / Lee B.P., Rodchenko V.V., Zaichik L.E // AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit – 2004. – p. 1371-1380.
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. Hosman, R. Active and passive side stick controller in manual control / R. Hosman, B. Benard, H. Fourquet // IEEE conference. – 2000. – p. 527 – 529

18. Klyde, D.H. Smart-Cue and Smart-Gain Concepts Development to Alleviate Loss of Control / D. H. Klyde, D. McRuer // *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. – 2009. – Vol. 32, No. 5. – p. 1409-1417.

19. Klyde, D.H. Approach and Landing Flight Evaluation of Smart Cue and Smart-Gain Concepts / D.H. Klyde, C.-Y. Liang // *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. – 2009. – Vol. 32, No. 4. – p. 1057 – 1070.

20. 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.

21. 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.

22. 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.

23. 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.

24. 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.

25. 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.

26. 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.

27. 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.

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

29. 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.

30. 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.

31. 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.

32. 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.

33. Heffley, R.K. Aircraft Handling Qualities Data: Technical Report NASA CR-2144 / R.K. Heffley. – Hawthorne, California: W.F. Jewel Systems Technology, Inc., 1972. – p. 343.

34. 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.

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

38. Efremov, A.V. Some Results in Flying Qualities Criteria Developed at PVL / A. V. Efremov, M. S. Tiaglik, E. V. Efremov // AIAA SciTech Forum and Exposition, San Diego, California, USA. – 2019. – p. 1– 16.

39. 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.

40. Rundqwist, L. Rate Limiters with Phase Compensation / L. Rundqwist // Proceedings of 20th Congress of ICAS. – 1996, p. 2634–2642

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. Оболенский, Ю.Г. Управление полетом маневренных самолетов / Оболенский Ю.Г. – Москва: Воениздат, 2007. – 480 с.

44. 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

45. Ефремов, А.В. Модификация структурной модели управляющих действий летчика и ее приложение к задаче выбора характеристик и типа рычага управления / Ефремов А.В., Ефремов Е.В. // Вестник Московского авиационного института. – 2023. – Т. 30, №1. – с. 30 – 42.

46. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ №2021617377 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 №2021616162 26.04.2021 зарегистрировано 13.09.2021.

47. 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.

48. 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 // IFAC-PapersOnLine. – 2018. – Vol. 51, No. 34. – p. 372 – 377.

49. Gibson, J.C. Development of a Methodology for Excellence in Handling Qualities Design for Fly-By-Wire Aircraft / Gibson J.C. – Delft, Netherlands: Delft University Press, 1999. – p. 240

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

51. Influence of Inceptors on Pilot-Aircraft System Characteristics and Flying Qualities / Efremov A.V., Efremov E.V., MbiKayi Z., Irgaleev I.Kh. // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. – 2019. – Vol. 476, No. 1. – p. 1–8.

52. Anderson, R. O. A new approach to the specification and evaluation of flying qualities: Technical Report AFFDL-TR-69-120 / Anderson, R. O. – Dayton, Ohio: Wright-Patterson Air Force Base, 1970. – p. 65.
53. Dillow, J. The ‘Paper-Pilot’ - a digital computer program to predict pilot rating for the hover task: Technical Report Number AFFDL-TR-70-40 / Dillow, J. – Dayton, Ohio: Wright-Patterson Air Force Base, 1971. – p. 98.
54. Бутенин, Н.В. Курс теоретической механики, том I, II, / Бутенин Н.В., Лунц Я.Л., Меркин Д.Р. – Москва: Наука, 1979. – 2 т.
55. Вентцель, Е.С., Теория вероятностей / Е.С. Вентцель. – Москва: Наука, 1969. – 576 с.
56. Buchholz, J.J. Inversion Impossible? / J.J. Buchholz, W.v. Grunhagen. – Bremen, Germany: University of Applied Sciences, 2008. – p. 45.
57. Tischler, M.B. Flight Control Technology Advancements and Challenges for Future Rotorcraft / Tischler, M.B // Journal of The American Helicopter Society. – 2022. – Vol. 67, No. 4. – p. 1 – 39.
58. Zeng, C. Develop a Robust Nonlinear Controller for Large Aircraft by Applying NDI, SMC and Adaptive Control: MSc Thesis / C. Zeng. – Cranfield: Cranfield University, 2012. – p. 153.
59. Synthesis of a helicopter control system using inverse dynamics and its upgrade with the use of a sidestick controller / Efremov A.V., Efremov E.V., Mbikayi Z., Esaulov S.Yu., Ivchin V.A., Myasnikov M.I. // 46th European Rotorcraft Forum, ERF 2020. – 2020. – p. 9–17.
60. 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.
61. Adaptive flight control system for flight safety improvement in reentry and other high-velocity vehicles / A.V. Efremov, E.V. Efremov, M.S. Tiaglik, I. Kh Irgaleev, A.I. Shcherbakov, Z. Mbikayi // Acta Astronautica. – 2022. – Vol. 204. – p. 900 – 911.

62. Human Pilot Interaction with Fast Adapting Flight Control System / Z. Mbikayi, F. Holzapfel, A. I. Scherbakov, A. V. Efremov // IFAC PapersOnline. – 2022. – Vol. 55, No. 41. – p. 113 – 118.

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

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

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

66. Разработка алгоритмов системы полуавтоматического управления для перспективных винтокрылых летательных аппаратов с целью оптимизации их пилотажных характеристик: отчет о НИР (Этап 1); рук. Ефремов А.В. – Москва, 2020. – 164 с. – договор от 15.02.2019, №50410-01060/Ми-19-0241-04.

67. Разработка алгоритмов системы полуавтоматического управления для перспективных винтокрылых летательных аппаратов с целью оптимизации их пилотажных характеристик: отчет о НИР (Этап 2); рук. Ефремов А.В. – Москва, 2020. – 126 с. – договор от 15.02.2019, №50410-01060/Ми-19-0241-04.

68. 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.

69. Методика оценки рисков человеческого фактора из-за ошибок летчика в процессе пилотирования авиационной техники / Ефремов А.В., Тяглик М.С., Иргалеев И.Х., Ефремов Е.В., Воронка Т.В. // Авиационная техника. Известия вузов. – 2020. – №2. – с. 63 – 69.

70. Padfield, G. Helicopter flight dynamics. The theory and application of flying qualities and simulation modeling / G. Padfield. – Oxford: Blackwell Publishing Asia Pty Ltd, 2007. – p. 641

71. Развернутый промежуточный отчет о реализации программы создания и развития центра НЦМУ «Сверхзвук» за 2022 год, Направление «ИСКУССТВЕННЫЙ ИНТЕЛЛЕКТ И БЕЗОПАСНОСТЬ ПОЛЕТОВ», рук. Ефремов А.В. – Москва, 2021. – 236 с. – соглашение №75-15-2020-924 от 16.11.2020 г.

72. Efremov, A.V. Comparative Study of Different Algorithms for a Flight Control System Design and the Potentiality of Their Integration with a Sidestick / Ефремов А. В., Ефремов Е. В., МбиКайи З. // MDPI Aerospace. – 2021. – Vol. 8, No. 10. – p. 1 – 17.

73. Захаров, К.В. Расчетный метод анализа продольной раскачки самолета легчиком / Захаров К.В., Потапова Т.С., Ткаченко О.И. // Журнал «Техника воздушного флота». – 1999. – №6. – с. 15 – 20.

74. Системы управления самолетами «ОКБ имени А.И.Микояна». Идеология построения, история, развитие: в 2-х томах / Под редакцией Оболенского Ю.Г. – М.: Радис-РРЛ, 2021. – Т. I, II

75. Патент на изобретение №2734153 Нелинейное корректирующее устройство для систем автоматического управления / Гордеев А.В., Кабаков В.Б., Казаков Е.В., Кисин Е.Н., Оболенский В.Ю., Оболенский Ю.Г., Орлов С.В. (RU); правообладатель АО «РСК «МиГ» (RU). – заявка № 2019120271 28.06.2019 г., дата регистрации 13.10.2020 г.

76. Hanley, J.G. A comparison of nonlinear algorithms to prevent pilot-induced oscillations caused by actuator rate: Thesis / J.G. Hankey. – Dayton, Ohio Wright-Patterson Air Force Base, 2003. – p. 107.

77. Зайцева, Ю.С. Предотвращение колебаний, вызванных летчиком, методом нелинейной коррекции / Зайцева Ю.С. // Журнал «Труды МАИ». – 2021. – № 116. – с. 1 – 17.

78. Andrievsky, B. Nonlinear phase shift compensator for pilot-induced oscillations prevention / Andrievsky B., Kuznetsov N., Kuznetsova O., Leonov G., Seledzhi S. // IEEE European Modelling Symposium (Madrid, 2015). – 2015. – p. 225-231.

79. Перспективные средства подавления раскачки самолета летчиком / Ефремов А.В., Щербаков А.И., Корзун Ф.А., Проданик В.А. // Вестник Московского авиационного института. – 2022. –Т. 29, №1. – с. 201 – 210ю

80. Myers, T.T. Space Shuttle Flying Qualities and Criteria Assessment: NASA Contractor Report 4049 / T.T. Myers, D.E. Johnston, D.T. McRuer. – Edwards, California: Ames Research Center Dryden Flight Research Facility, 1987. – p. 202.

ПРИЛОЖЕНИЕ А

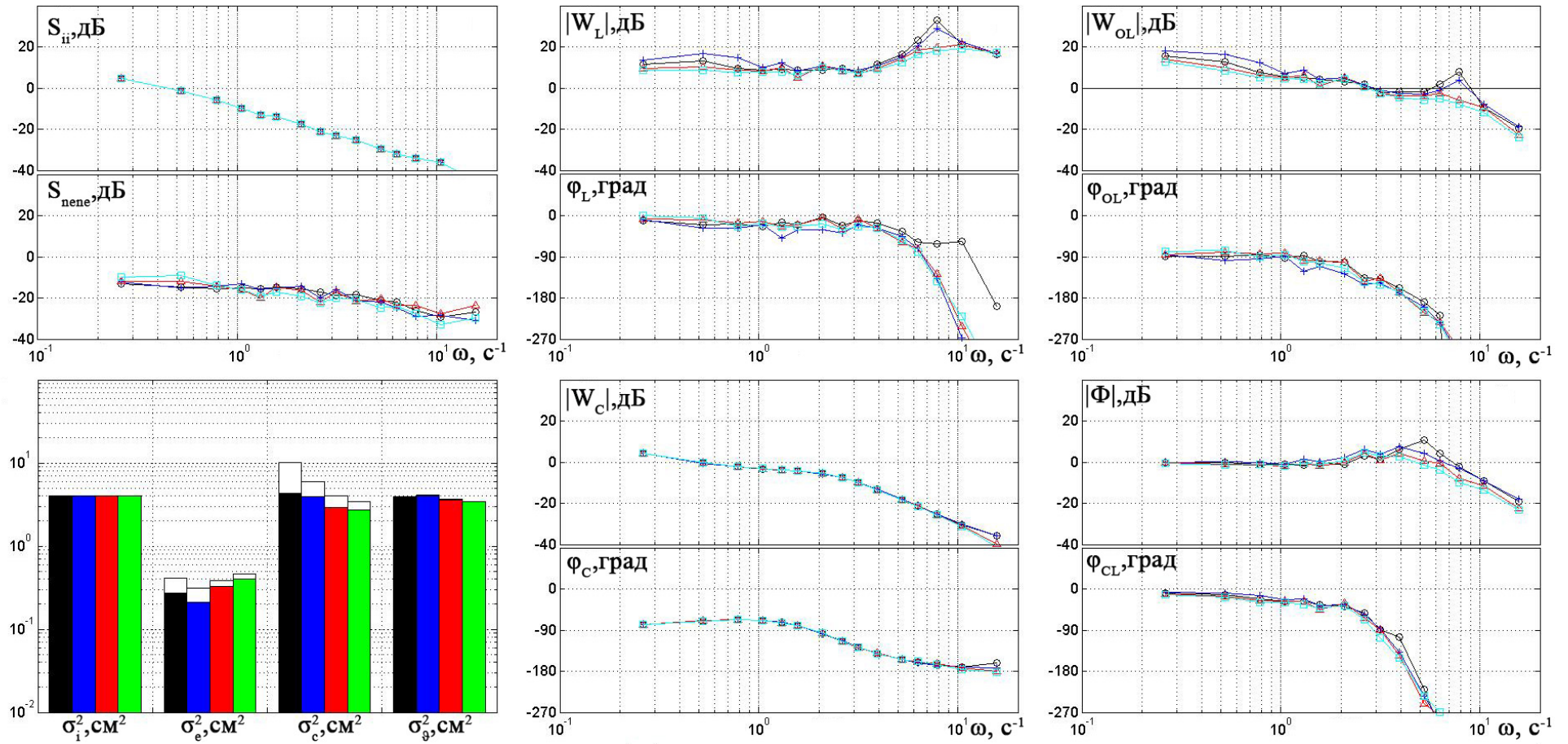


Рисунок А.1 – Влияние жесткости рычага на характеристики системы самолет-летчик, $F^X = 5 \text{ Н/см}$ ($\odot \cdots \odot$), $F^X = 10 \text{ Н/см}$ ($* \cdots *$), $F^X = 20 \text{ Н/см}$ ($\triangle \cdots \triangle$), $F^X = 30 \text{ Н/см}$ ($\square \cdots \square$), конфигурация НР 2.1, центральный рычаг типа FSC

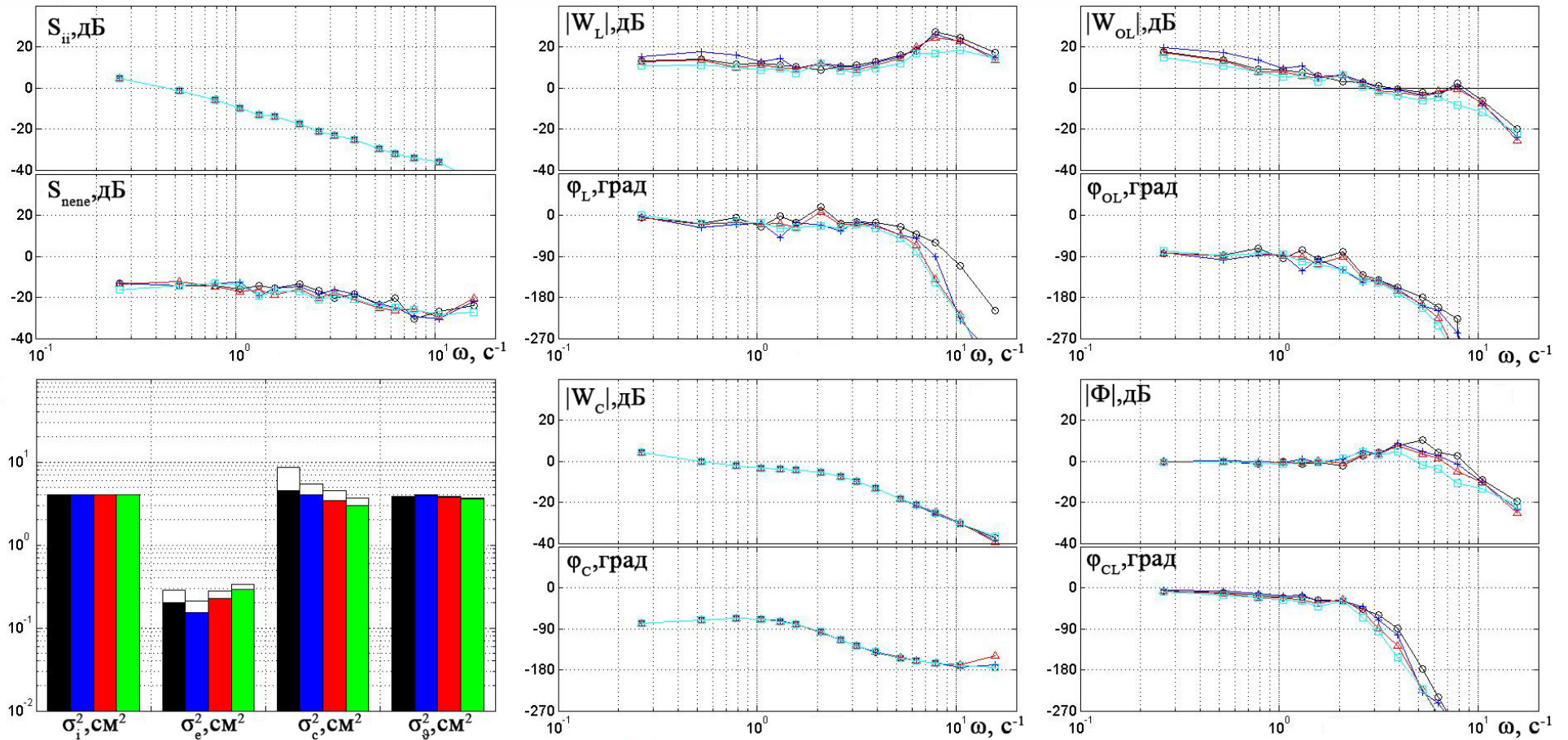


Рисунок А.2 – Влияние жесткости рычага на характеристики системы самолет-летчик, $F^X = 5$ H/cm ($\odot \cdots \odot$), $F^X = 10$ H/cm ($* \cdots *$), $F^X = 20$ H/cm ($\triangle \cdots \triangle$), $F^X = 30$ H/cm ($\square \cdots \square$), конфигурация НР 2.1, центральный рычаг типа FSC

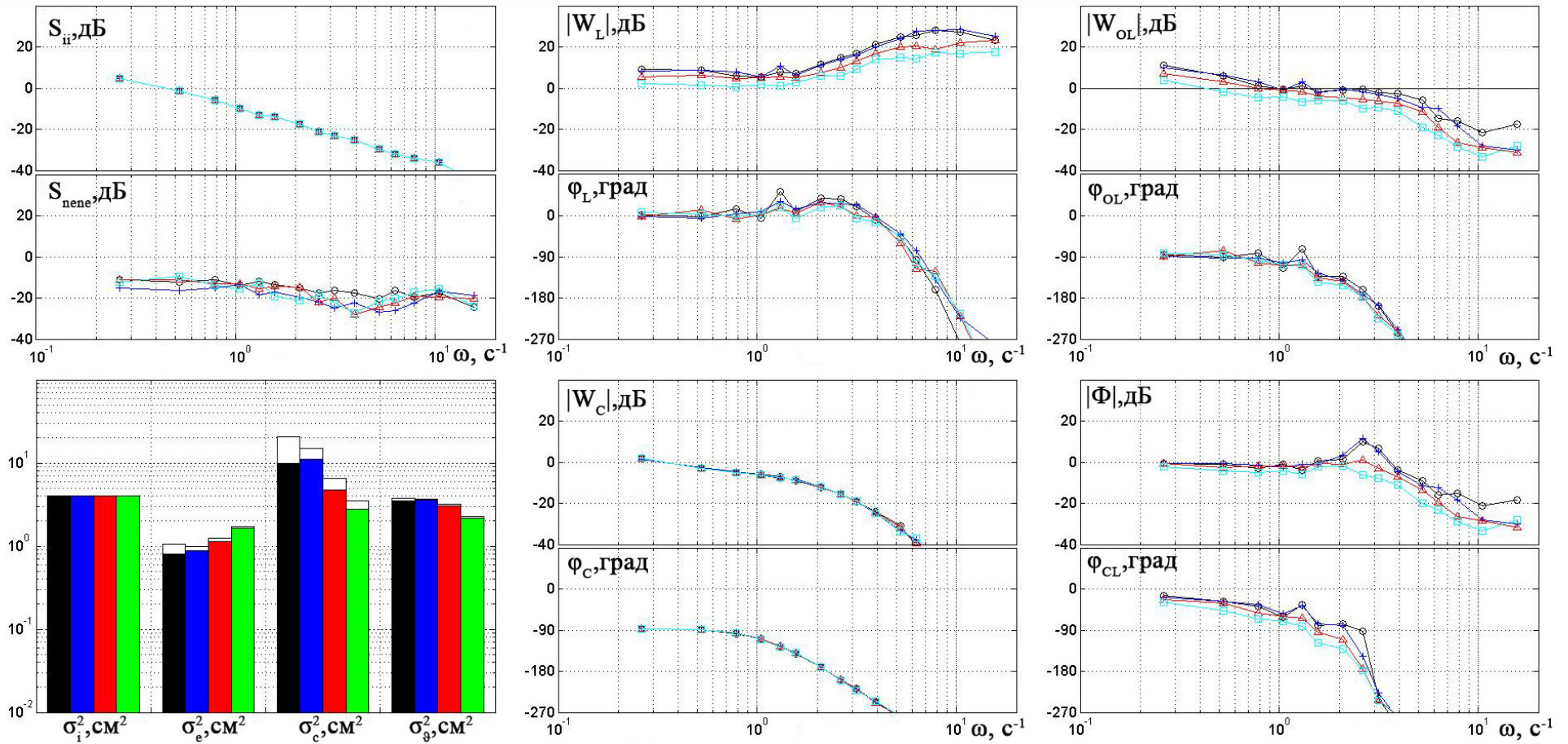


Рисунок А.3 – Влияние жесткости рычага на характеристики системы самолет-летчик, $F^X = 5 \text{ Н/см}$ ($\odot \cdots \odot$), $F^X = 10 \text{ Н/см}$ ($* \cdots *$), $F^X = 20 \text{ Н/см}$ ($\triangle \cdots \triangle$), $F^X = 30 \text{ Н/см}$ ($\square \cdots \square$), конфигурация НР 5.10, центральный рычаг типа DSC

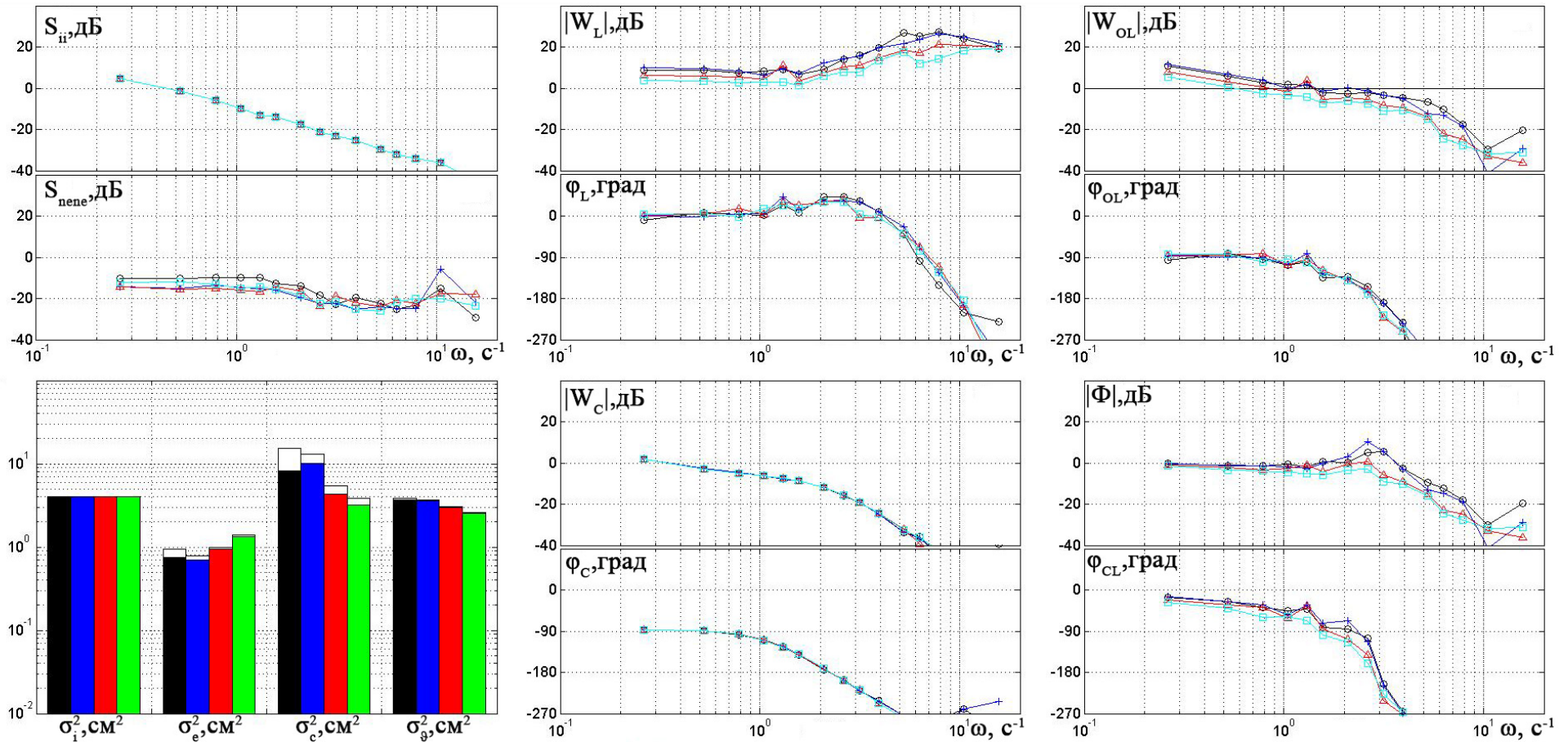


Рисунок А.4 – Влияние жесткости рычага на характеристики системы самолет-летчик, $F^X = 5 \text{ Н/см}$ ($\odot \cdots \odot$), $F^X = 10 \text{ Н/см}$ ($* \cdots *$), $F^X = 20 \text{ Н/см}$ ($\triangle \cdots \triangle$), $F^X = 30 \text{ Н/см}$ ($\square \cdots \square$), конфигурация НР 5.10, центральный рычаг типа FSC

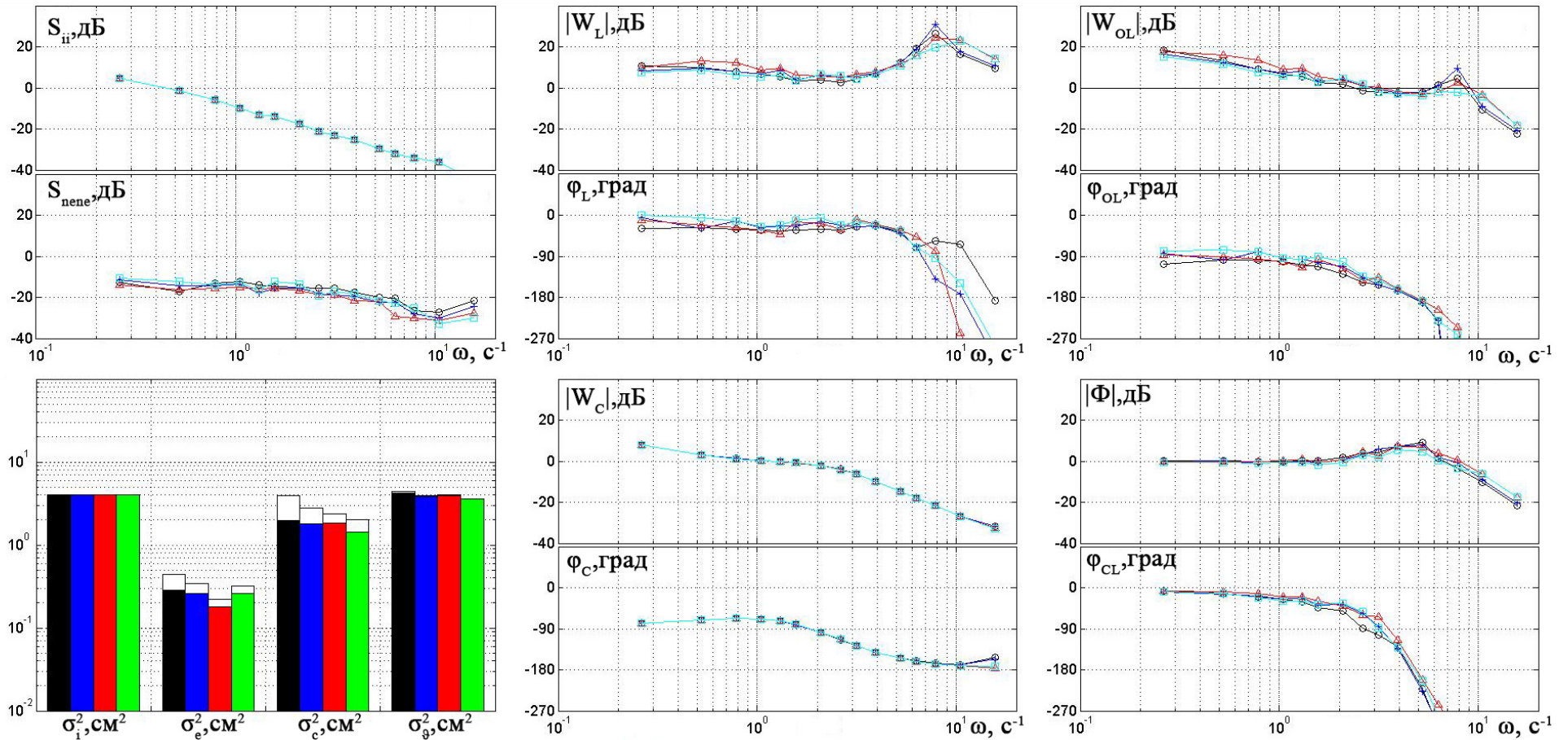


Рисунок А.5 – Влияние жесткости рычага на характеристики системы самолет-летчик, $F^X = 5 \text{ Н/см}$ ($\odot \dots \odot$), $F^X = 10 \text{ Н/см}$ ($* \dots *$), $F^X = 20 \text{ Н/см}$ ($\triangle \dots \triangle$), $F^X = 30 \text{ Н/см}$ ($\square \dots \square$), конфигурация НР 2.1, боковой рычаг типа DSC

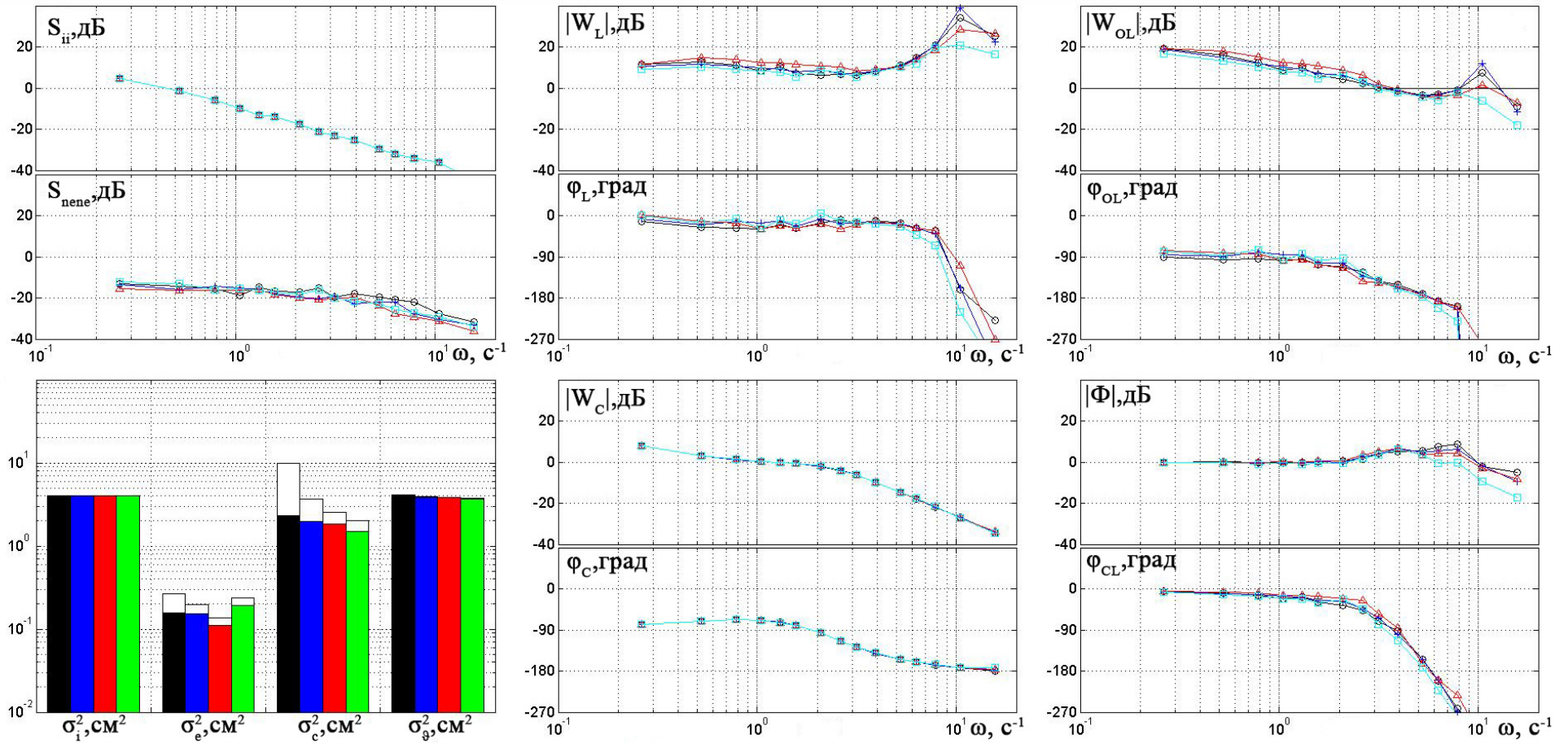


Рисунок А.6 – Влияние жесткости рычага на характеристики системы самолет-летчик, $F^X = 5 \text{ Н/см}$ ($\odot \cdots \odot$), $F^X = 10 \text{ Н/см}$ ($* \cdots *$), $F^X = 20 \text{ Н/см}$ ($\triangle \cdots \triangle$), $F^X = 30 \text{ Н/см}$ ($\square \cdots \square$), конфигурация НР 2.1, боковой рычаг типа FSC

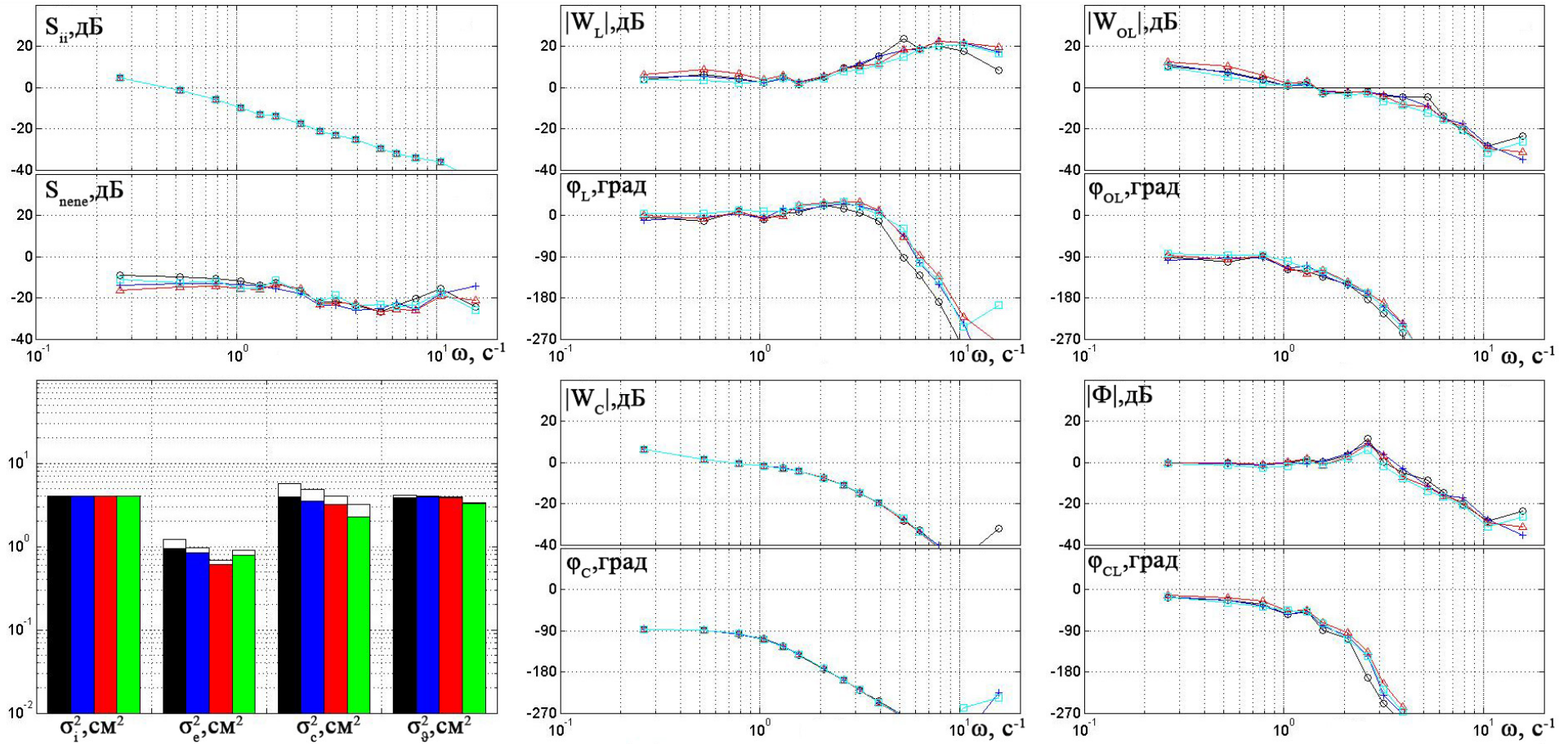


Рисунок А.7 – Влияние жесткости рычага на характеристики системы самолет-летчик, $F^X = 5 \text{ Н/см}$ ($\odot \cdots \odot$), $F^X = 10 \text{ Н/см}$ ($* \cdots *$), $F^X = 20 \text{ Н/см}$ ($\triangle \cdots \triangle$), $F^X = 30 \text{ Н/см}$ ($\square \cdots \square$), конфигурация НР 5.10, боковой рычаг типа DSC

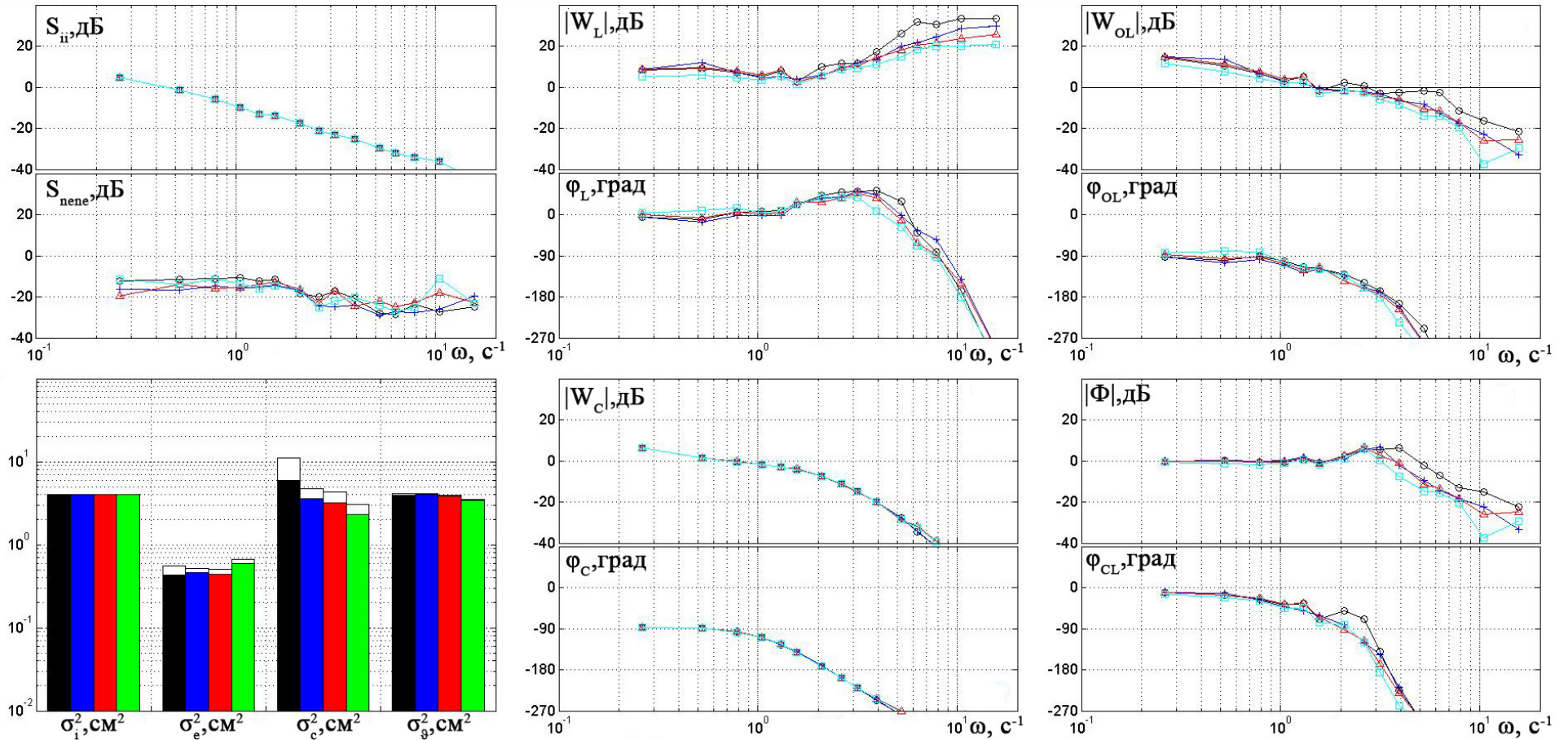


Рисунок А.8 – Влияние жесткости рычага на характеристики системы самолет-летчик, $F^X = 5$ Н/см ($\odot \cdots \odot$), $F^X = 10$ Н/см ($* \cdots *$), $F^X = 20$ Н/см ($\triangle \cdots \triangle$), $F^X = 30$ Н/см ($\square \cdots \square$), конфигурация НР 5.10, боковой рычаг типа FSC

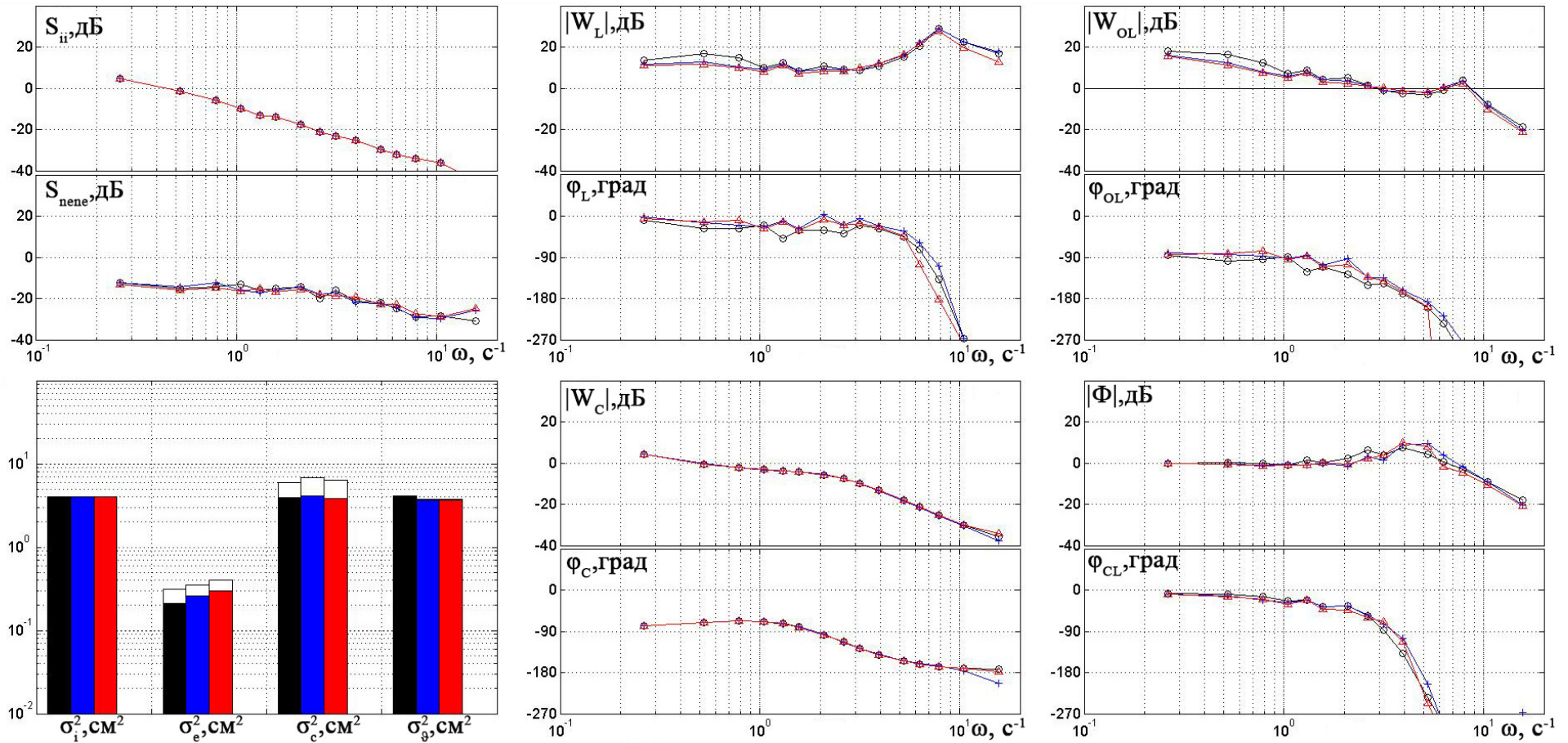


Рисунок А.9 – Влияние демпфирования рычага на характеристики системы самолет-летчик, $F^X = 0.36 \text{ Н с/см}$ ($\odot \dots \odot$),

$F^X = 0.97 \text{ Н с/см}$ ($* \dots *$), $F^X = 1.58 \text{ Н с/см}$ ($\triangle \dots \triangle$), конфигурация НР 2.1, центральный рычаг типа DSC

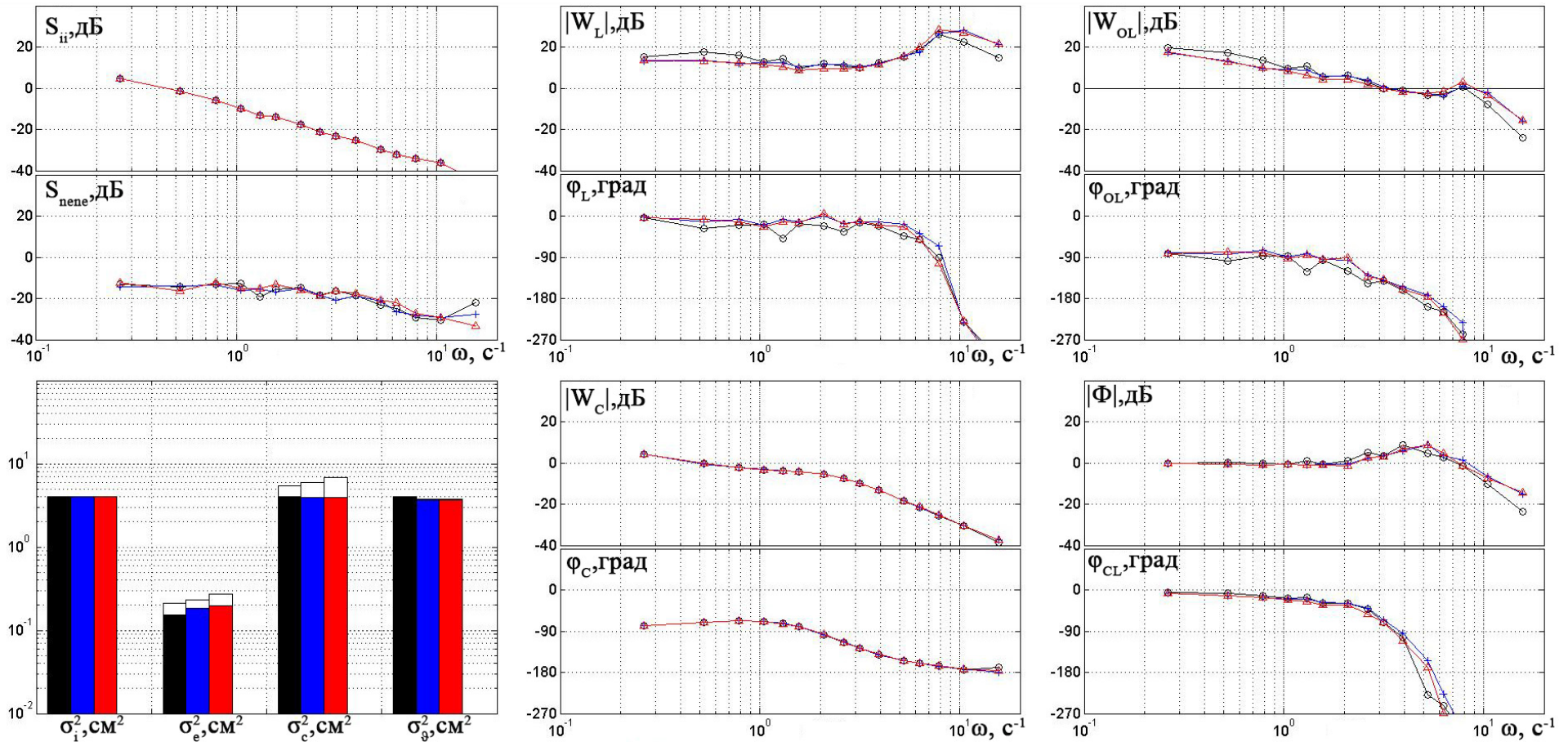


Рисунок А.10 – Влияние демпфирования рычага на характеристики системы самолет-летчик, $F^{\dot{X}} = 0.36 \text{ Н с/см}$ ($\odot \cdots \odot$), $F^{\dot{X}} = 0.97 \text{ Н с/см}$ ($\ast \cdots \ast$), $F^{\dot{X}} = 1.58 \text{ Н с/см}$ ($\triangle \cdots \triangle$), конфигурация НР 2.1, центральный рычаг типа FSC

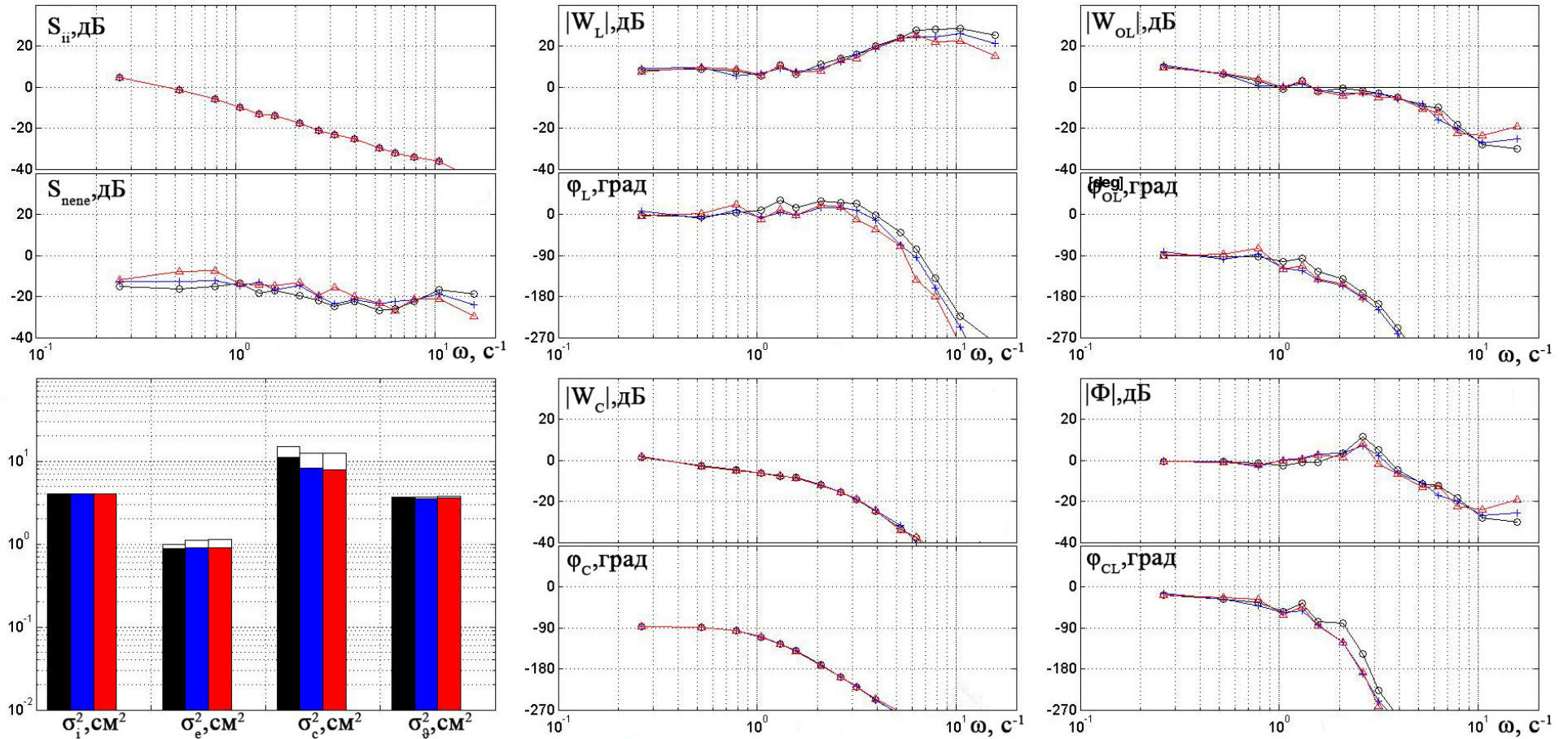


Рисунок А.11 – Влияние демпфирования рычага на характеристики системы самолет-летчик, $F^{\dot{X}} = 0.36 \text{ H c/cm}$ ($\odot \cdots \odot$),

$F^{\dot{X}} = 0.97 \text{ H c/cm}$ ($* \cdots *$), $F^{\dot{X}} = 1.58 \text{ H c/cm}$ ($\triangle \cdots \triangle$), конфигурация НР 5.10, центральный рычаг типа DSC

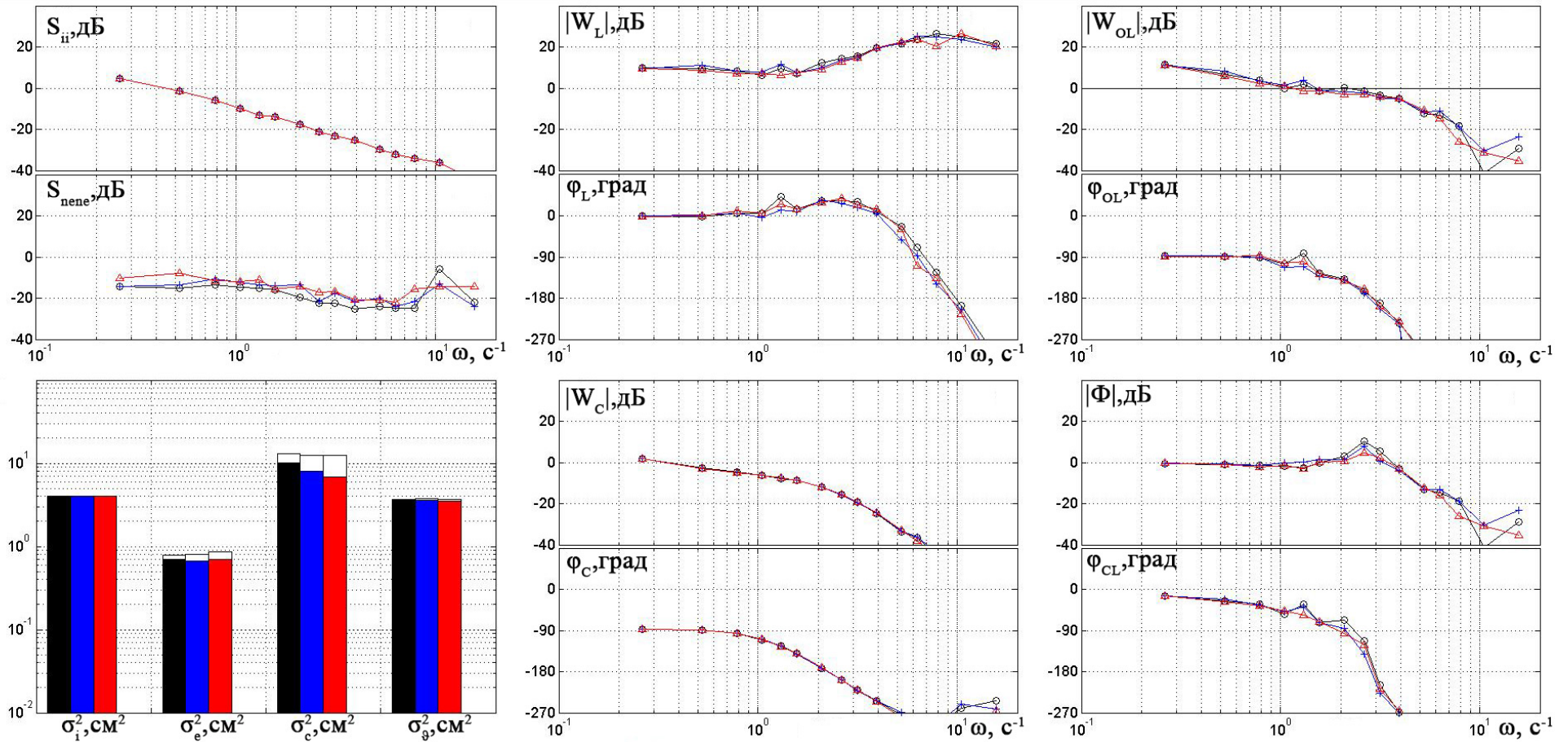


Рисунок А.12 – Влияние демпфирования рычага на характеристики системы самолет-летчик, $F^{\dot{X}} = 0.36 \text{ H c/cm}$ ($\odot \cdots \odot$),

$F^{\dot{X}} = 0.97 \text{ H c/cm}$ ($* \cdots *$), $F^{\dot{X}} = 1.58 \text{ H c/cm}$ ($\triangle \cdots \triangle$), конфигурация HP 5.10, центральный рычаг типа FSC

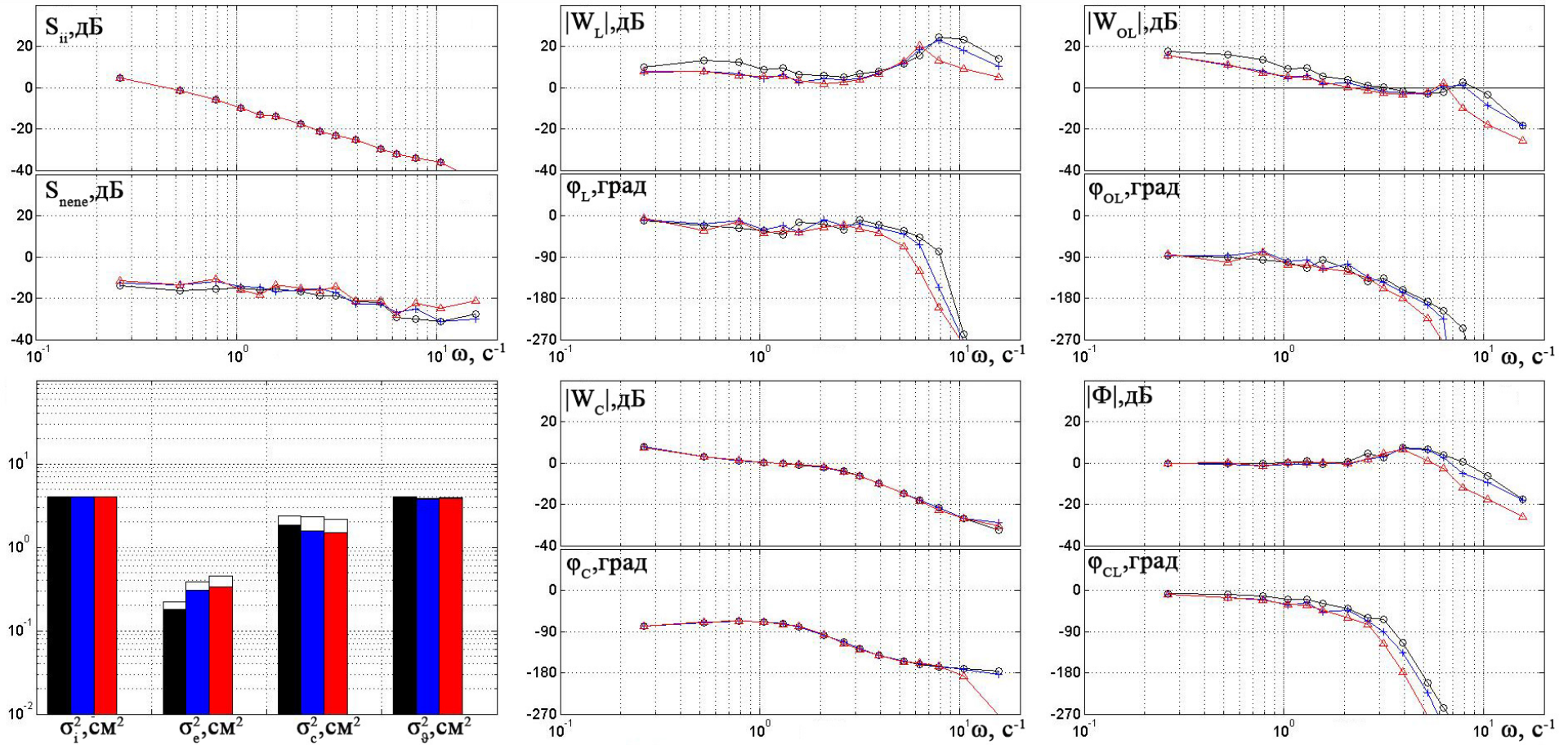


Рисунок А.13 – Влияние демпфирования рычага на характеристики системы самолет-летчик, $F^{\dot{X}} = 2.1 H c/cm$ ($\odot \cdots \odot$),

$F^{\dot{X}} = 4.2 H c/cm$ ($* \cdots *$), $F^{\dot{X}} = 6.3 H c/cm$ ($\triangle \cdots \triangle$), конфигурация НР 2.1, боковой рычаг типа DSC

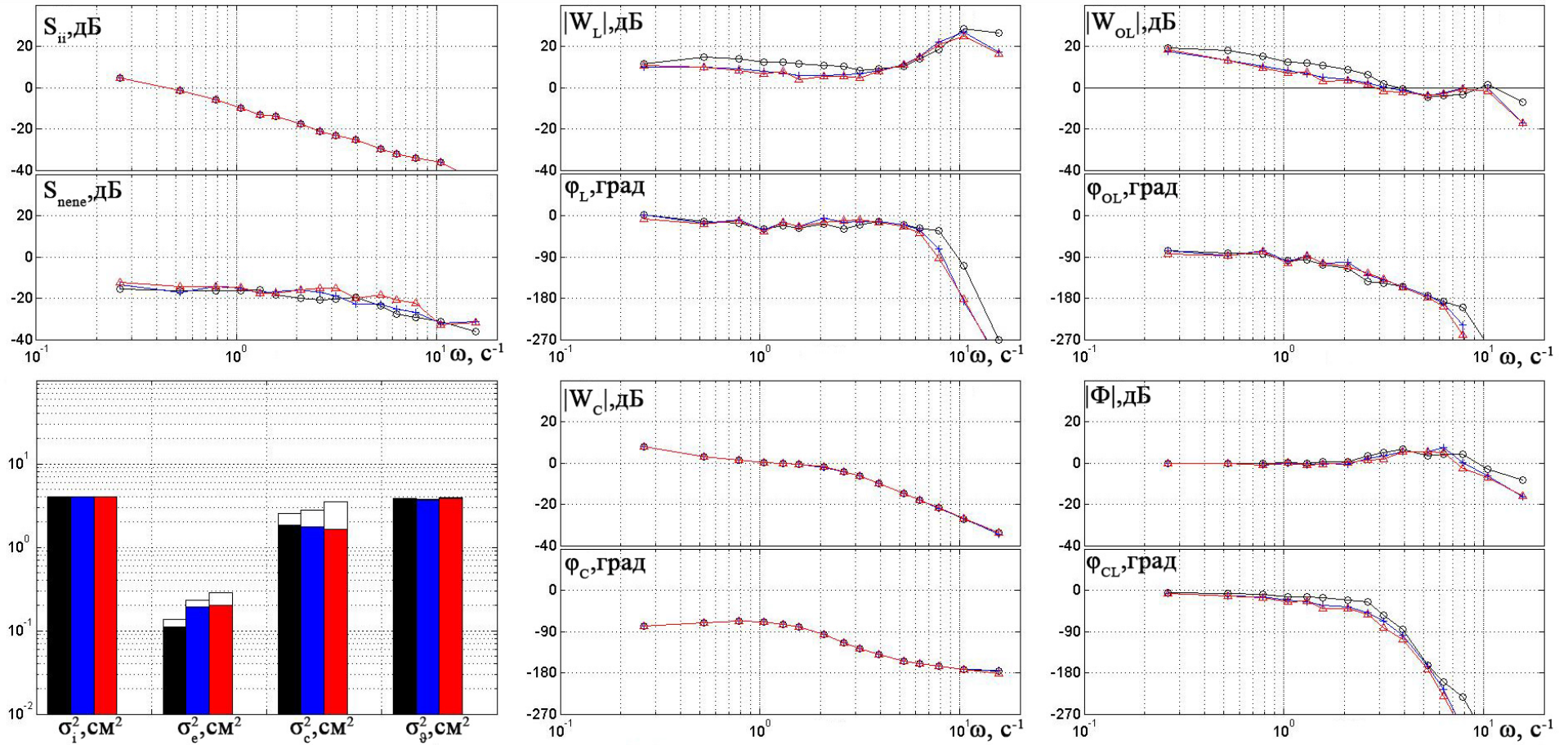


Рисунок А.14 – Влияние демпфирования рычага на характеристики системы самолет-летчик, $F^{\dot{X}} = 2.1 \text{ Н с/см}$ ($\odot \cdots \odot$),

$F^{\dot{X}} = 4.2 \text{ Н с/см}$ ($* \cdots *$), $F^{\dot{X}} = 6.3 \text{ Н с/см}$ ($\triangle \cdots \triangle$), конфигурация НР 2.1, боковой рычаг типа FSC

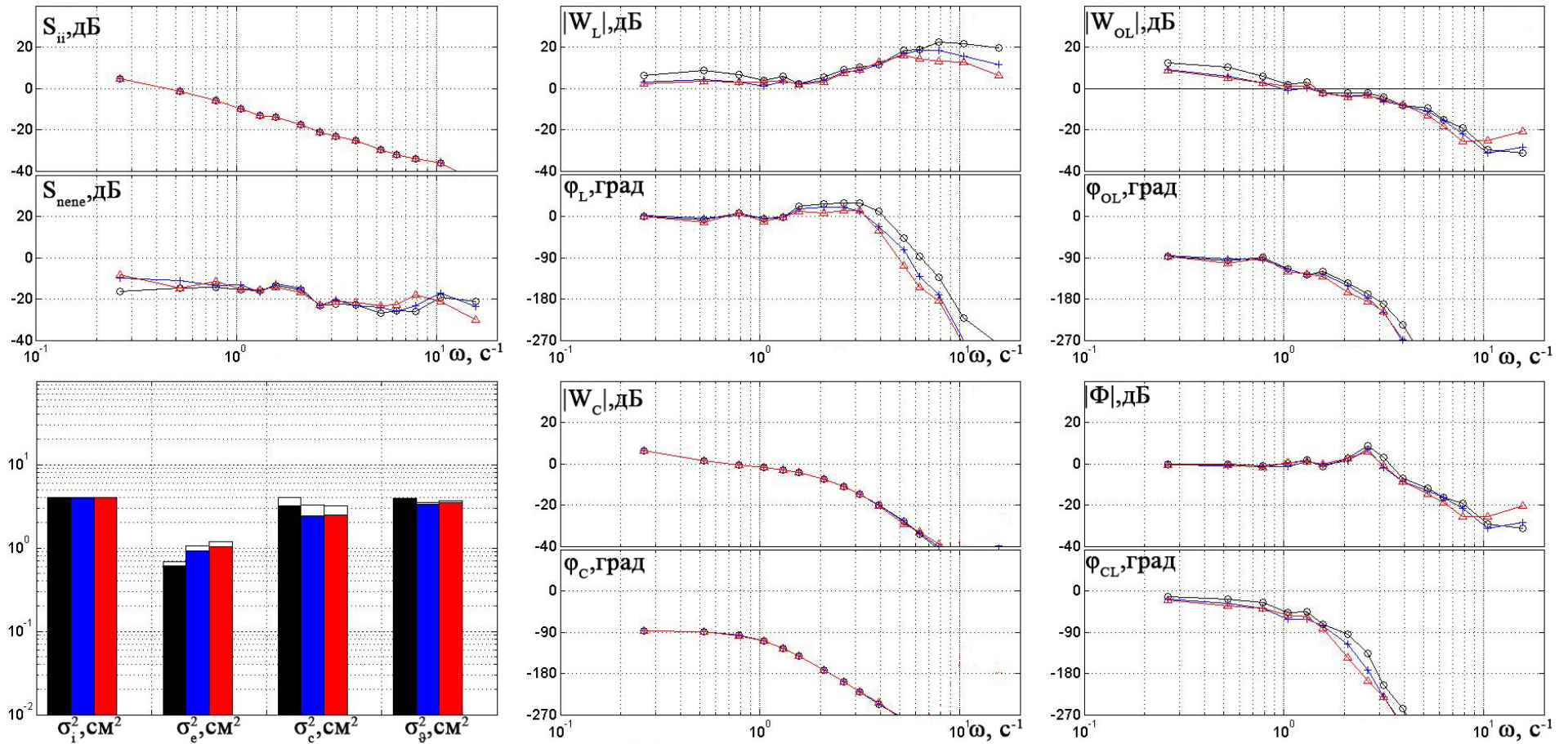


Рисунок А.15 – Влияние демпфирования рычага на характеристики системы самолет-летчик, $F^X = 2.1 \text{ Н с/см}$ ($\odot \cdots \odot$),

$F^X = 4.2 \text{ Н с/см}$ ($* \cdots *$), $F^X = 6.3 \text{ Н с/см}$ ($\triangle \cdots \triangle$), конфигурация НР 5.10, боковой рычаг типа DSC

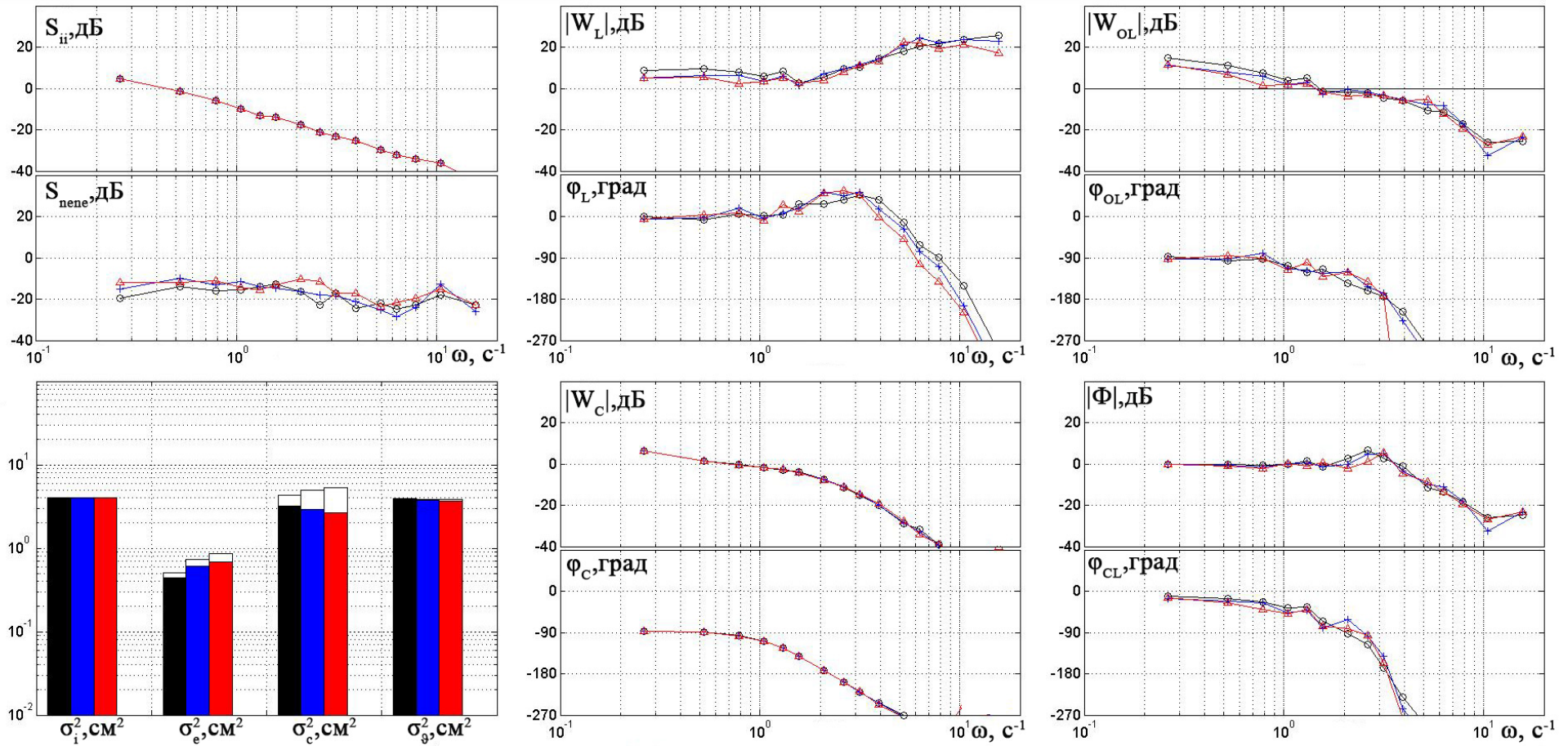


Рисунок А.16 – Влияние демпфирования рычага на характеристики системы самолет-летчик, $F^X = 2.1 \text{ Н с/см}$ ($\odot \cdots \odot$),

$F^X = 4.2 \text{ Н с/см}$ ($* \cdots *$), $F^X = 6.3 \text{ Н с/см}$ ($\triangle \cdots \triangle$), конфигурация НР 5.10, боковой рычаг типа FSC

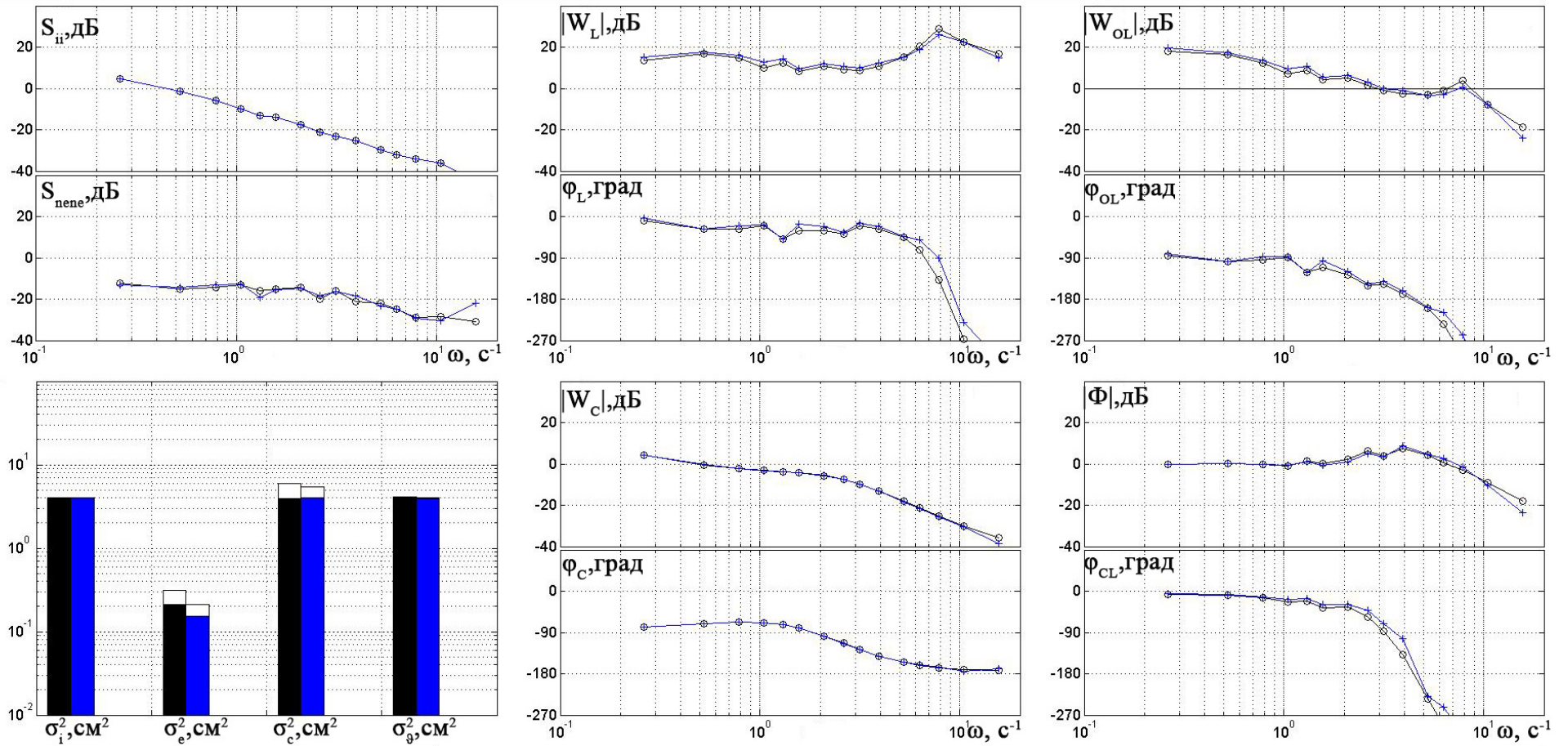


Рисунок А.17 – Результаты экспериментальных исследований, конфигурация НР 2.1, центральный рычаг управления типа DSC (○····○) и FSC (*····*)

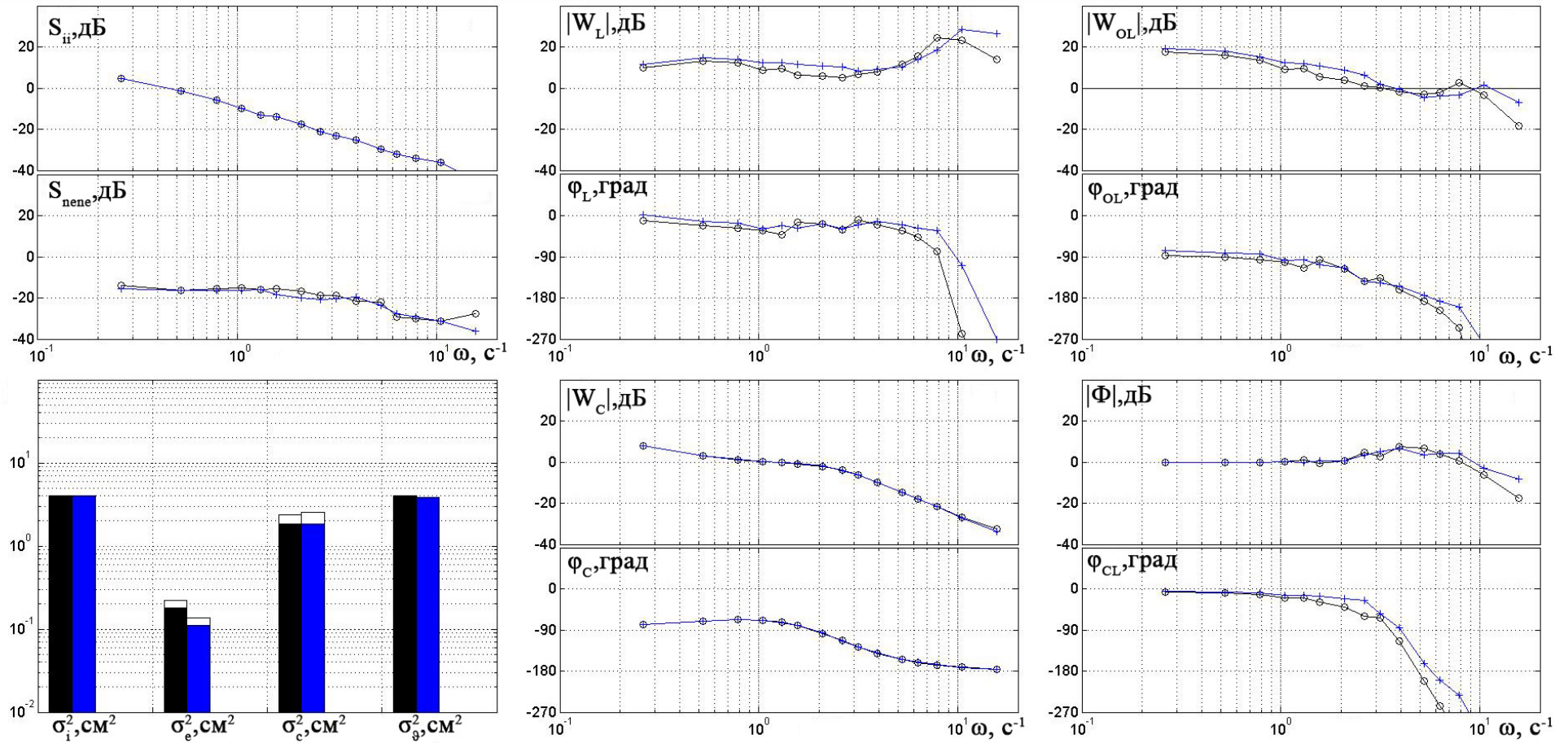


Рисунок А.18 – Результаты экспериментальных исследований, конфигурация НР 2.1, боковой рычаг управления типа

DSC ($\odot \cdots \odot$) и FSC ($\ast \cdots \ast$)

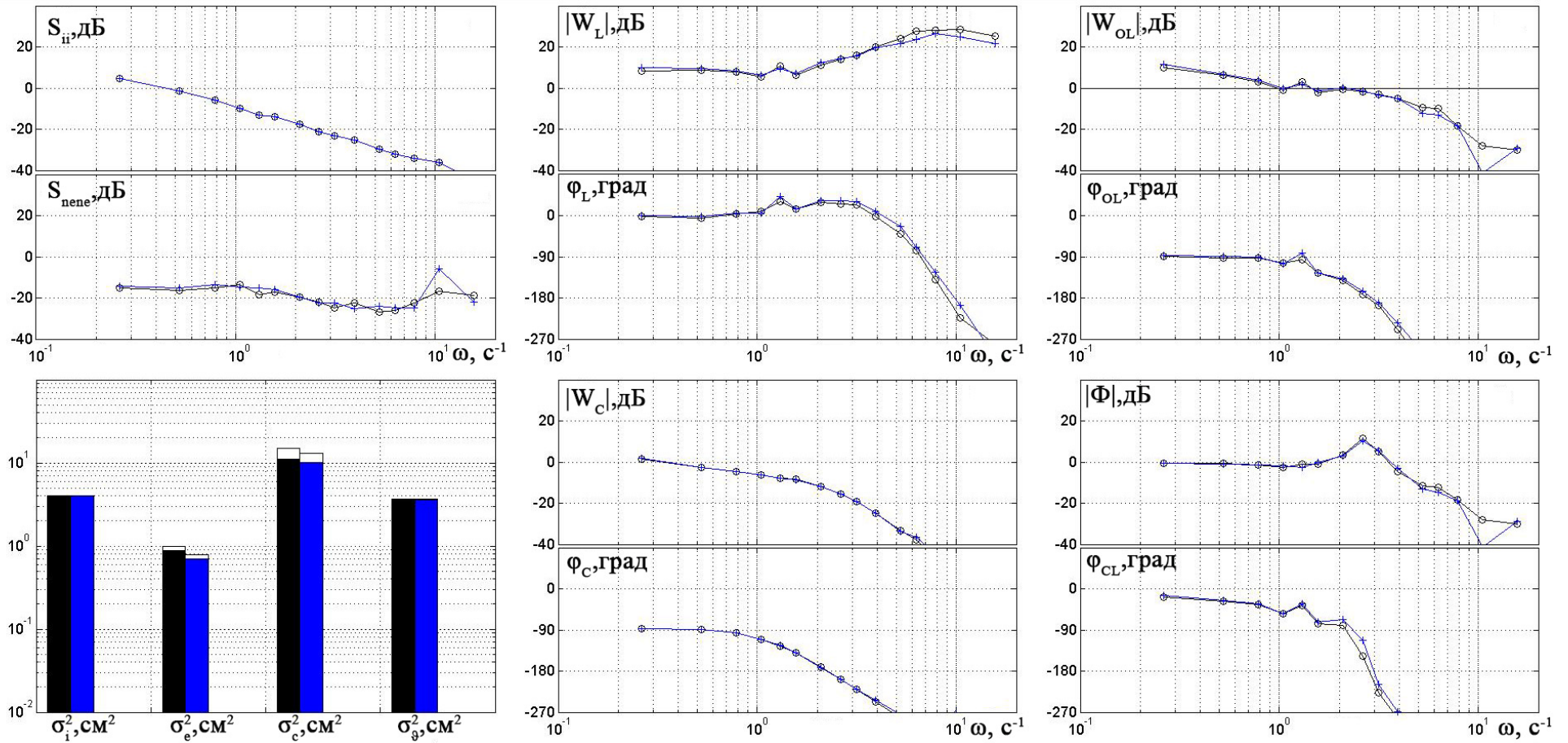


Рисунок А.19 – Результаты экспериментальных исследований, конфигурация НР 5.10, центральный рычаг управления типа DSC (○····○) и FSC (*····*)

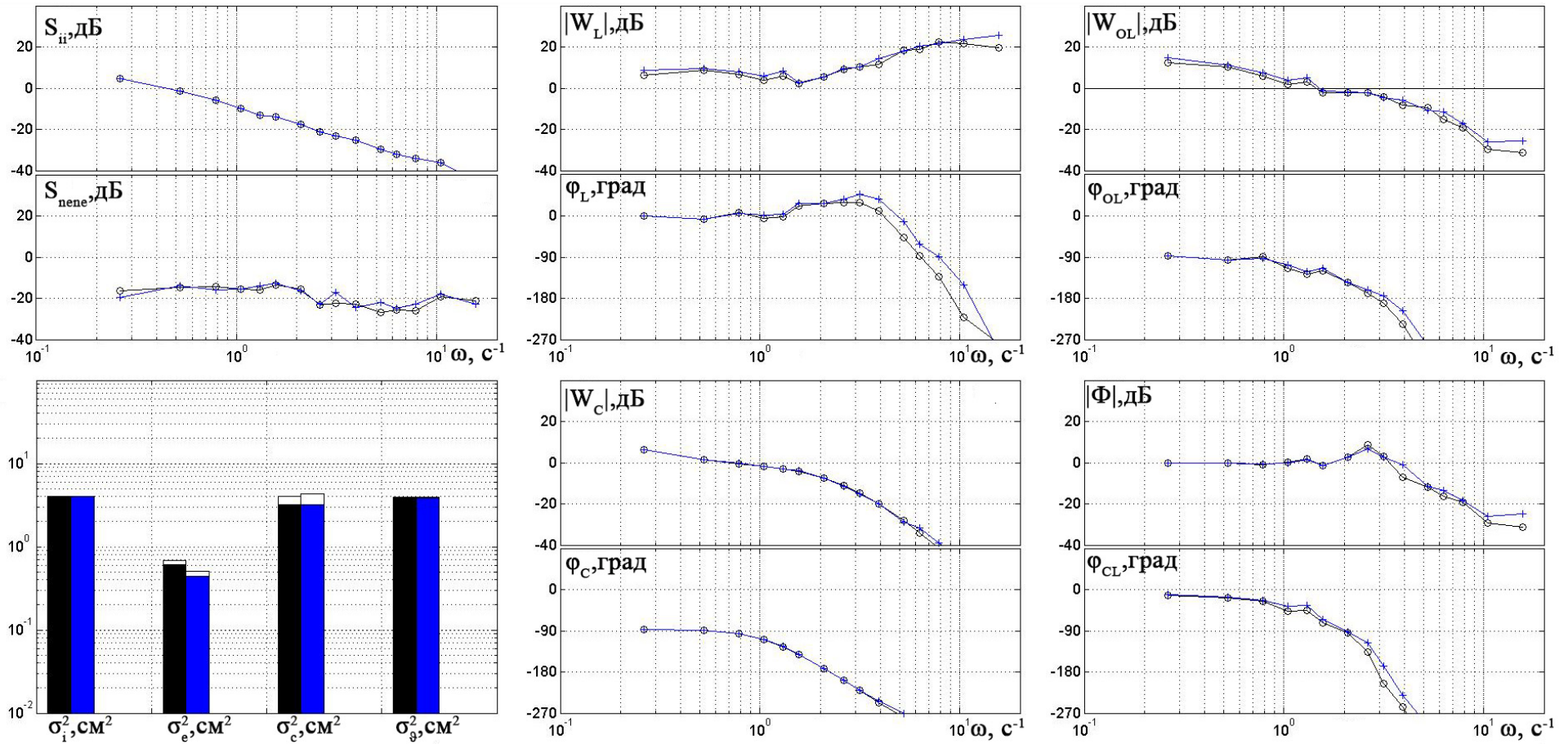


Рисунок А.20 – Результаты экспериментальных исследований, конфигурация НР 5.10, боковой рычаг управления типа

DSC (○ ··· ·○) и FSC (* ··· ·*)

ПРИЛОЖЕНИЕ Б

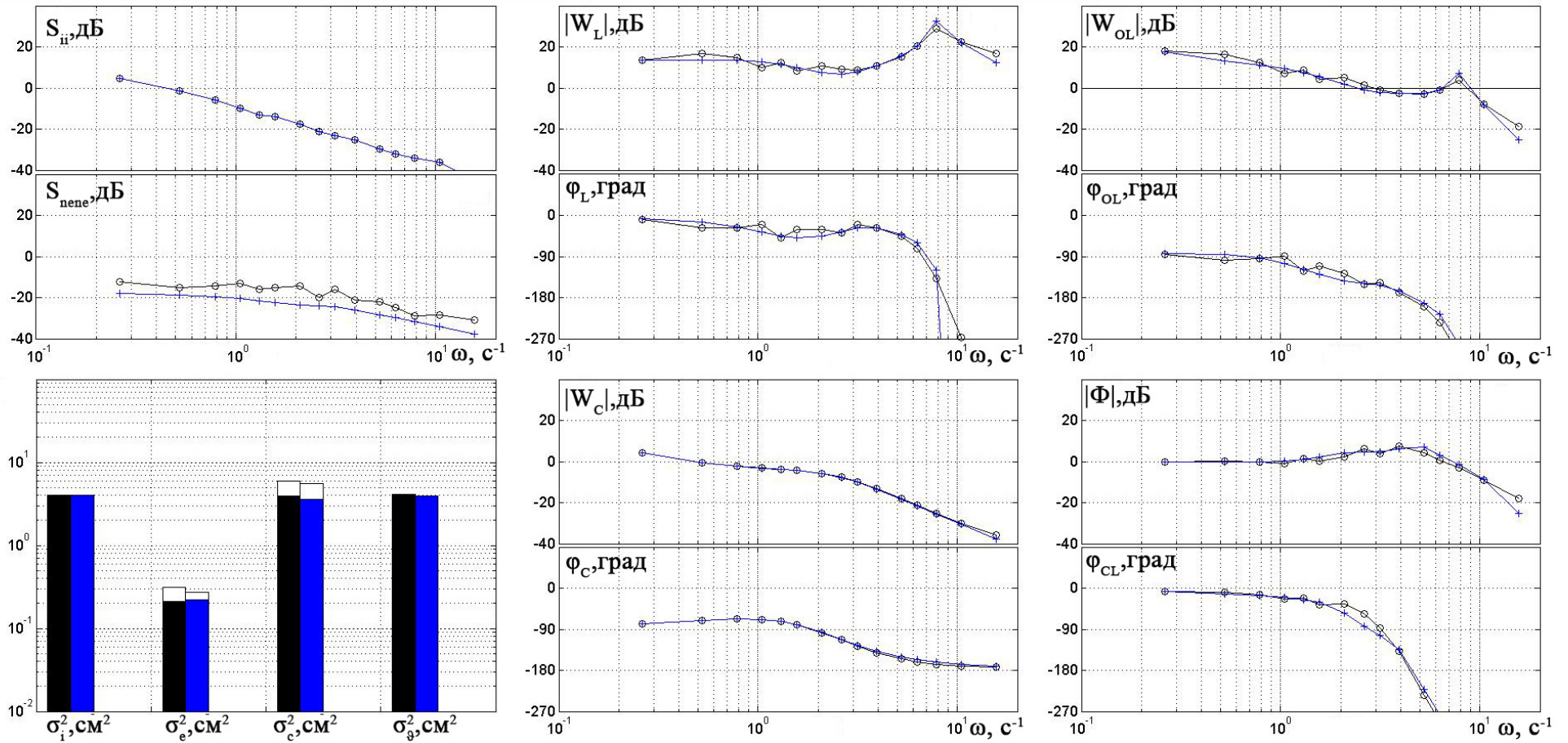


Рисунок Б.1 – Сравнение результатов эксперимента (○---○) и математического моделирования (*---*) (конф. НР 2.1, центральный рычаг DSC)

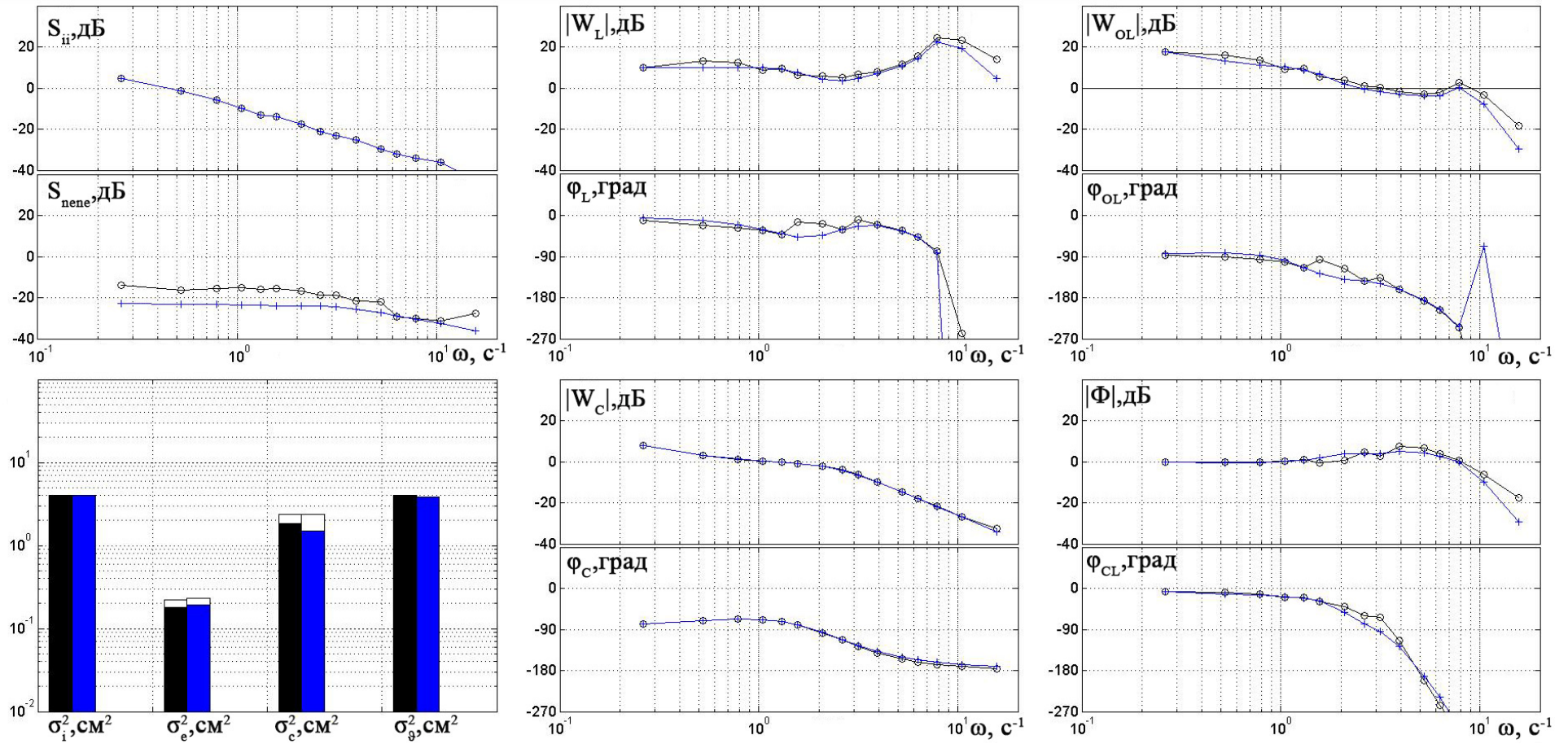


Рисунок Б.2 – Сравнение результатов эксперимента (\odot --- \odot) и математического моделирования ($*$ --- $*$) (конф. НР 2.1, боковой рычаг DSC)

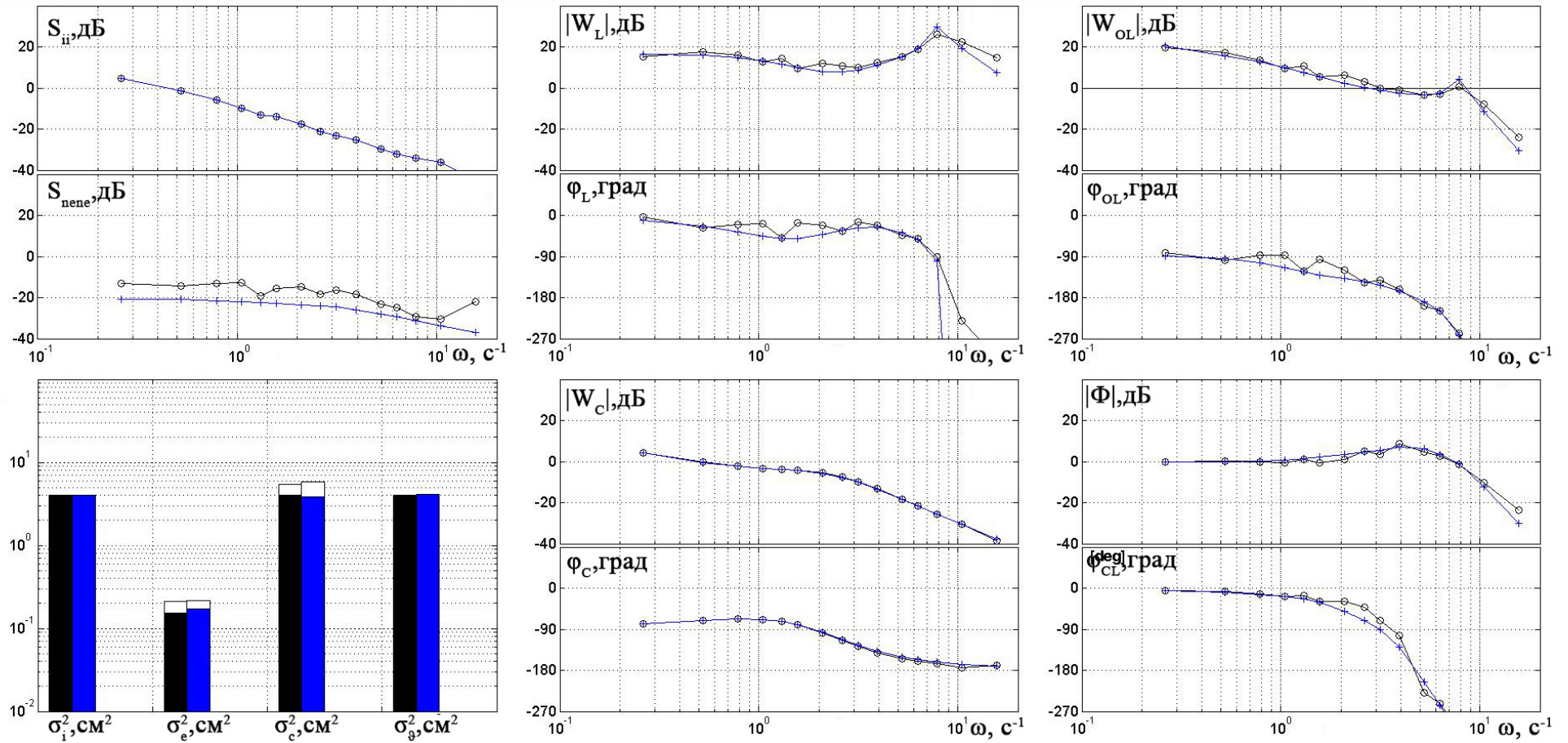


Рисунок Б.3 – Сравнение результатов эксперимента (○---○) и математического моделирования (*---*) (конф. НР 2.1, центральный рычаг FSC)

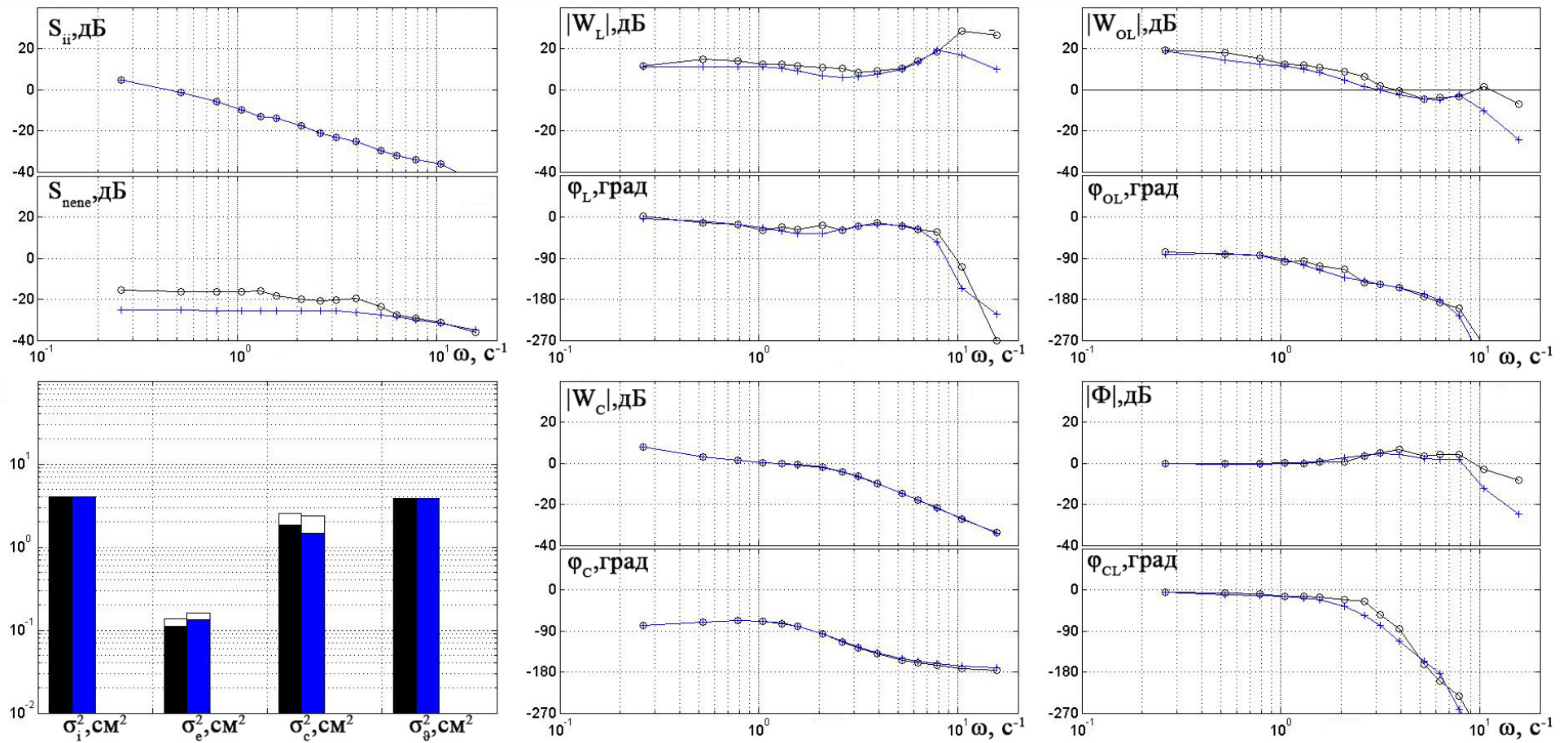


Рисунок Б.4 – Сравнение результатов эксперимента (○---○) и математического моделирования (*---*) (конф. НР 2.1, боковой рычаг FSC)

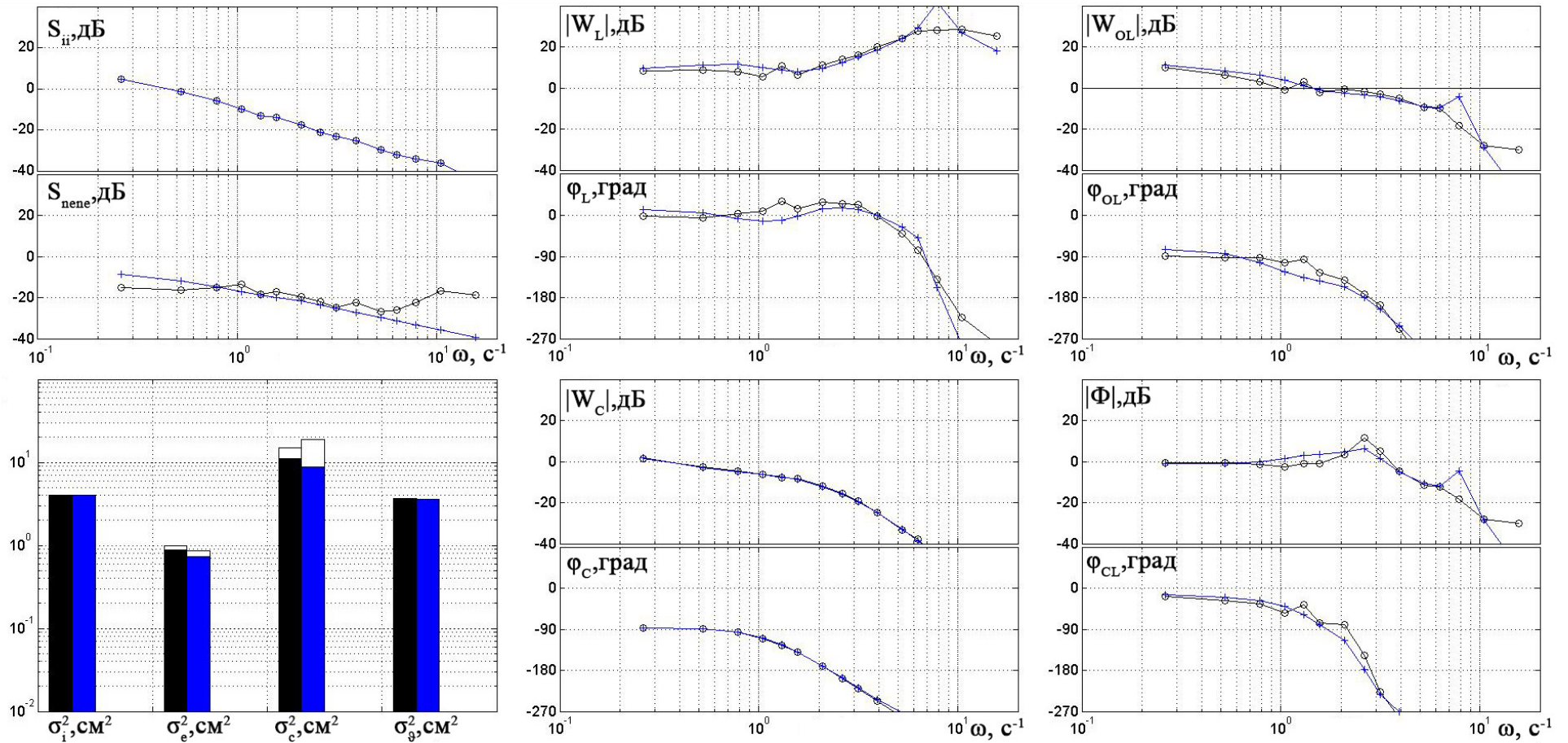


Рисунок Б.5 – Сравнение результатов эксперимента (○---○) и математического моделирования (*---*) (конф. НР 5.10, центральный рычаг DSC)

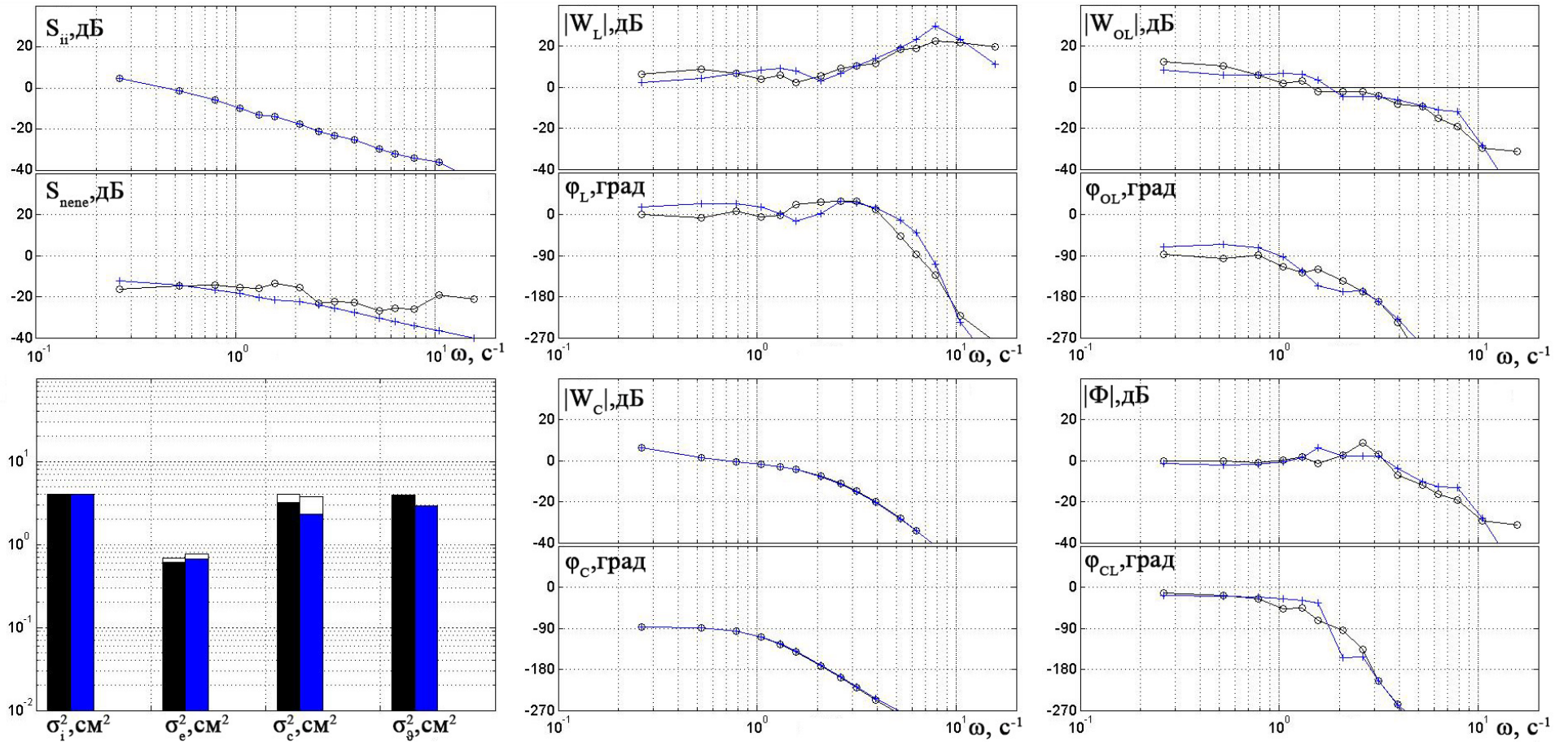


Рисунок Б.6 – Сравнение результатов эксперимента (○---○) и математического моделирования (*---*) (конф. НР 5.10, боковой рычаг DSC)

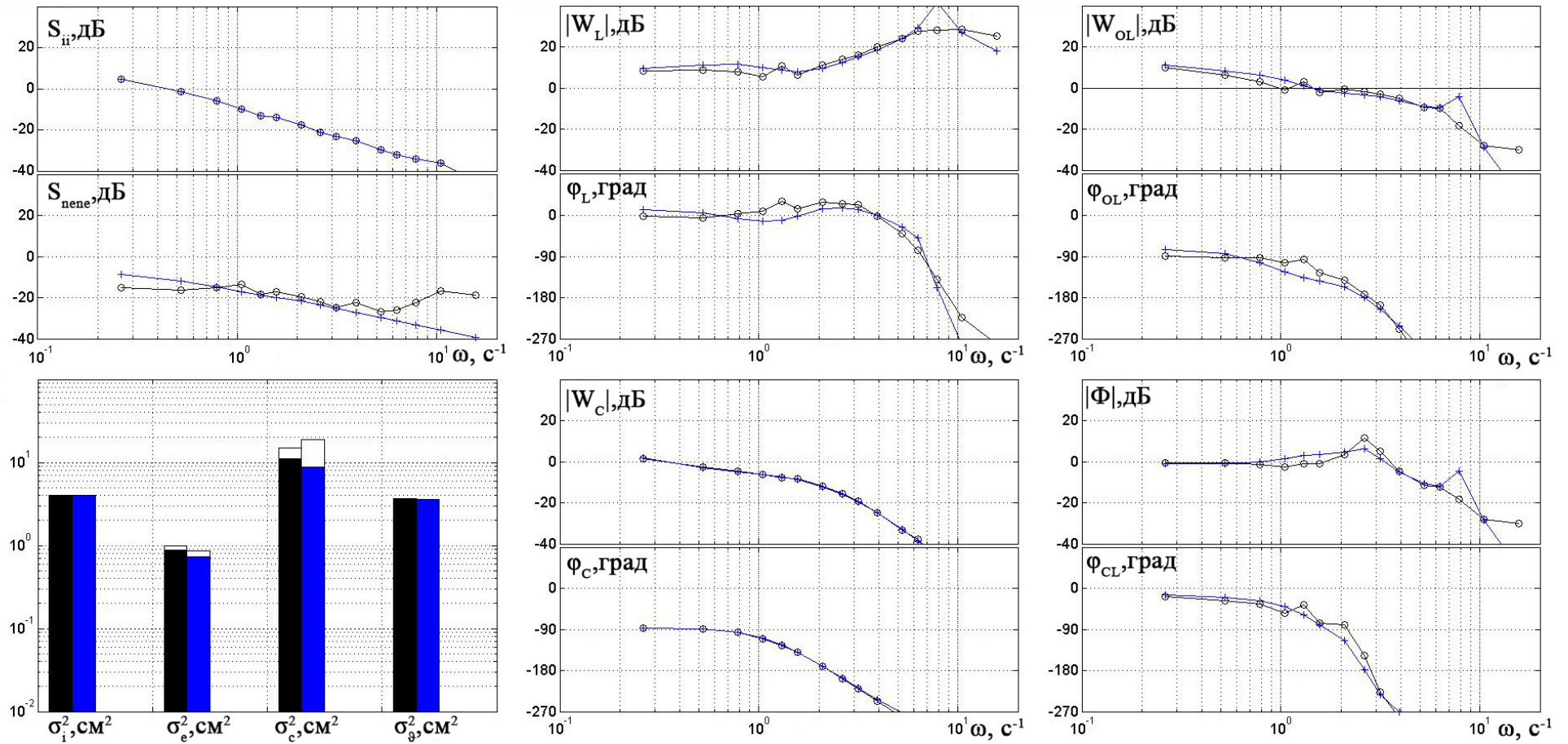


Рисунок Б.7 – Сравнение результатов эксперимента (○---○) и математического моделирования (*---*) (конф. НР 5.10, центральный рычаг FSC)

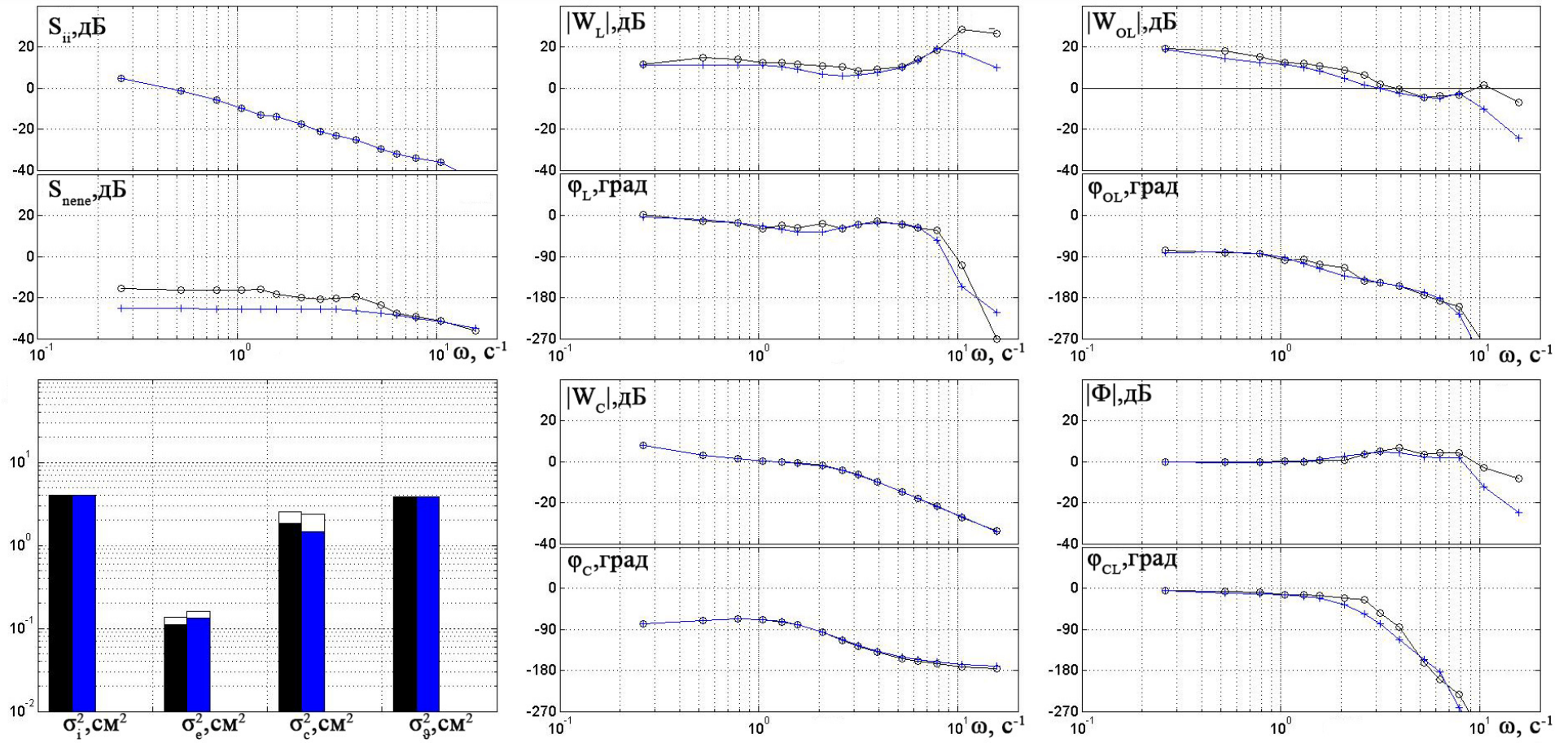


Рисунок Б.8 – Сравнение результатов эксперимента (○---○) и математического моделирования (*---*) (конф. НР 5.10, боковой рычаг FSC)

ПРИЛОЖЕНИЕ В

Таблица В.1 База данных Nave PЮ

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 LANOS

ДИНАМИКА СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ					ДИНАМИКА КОРОТКОПЕРИОДИЧЕСКОГО ДВИЖЕНИЯ (Nominal)				
					$V_{ind} = 120Kt$				
					$\frac{n_y}{\alpha} = 4.5 \frac{g}{rad}; \tau_{sv} = 1.4sec$				
					$\frac{\omega_{SP}}{\xi_{SP}}$				
τ_1	τ_2	$\frac{\omega_1}{\xi_1}$	$\frac{\omega_4}{\xi_2}$	ω_3 / ξ_3	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 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
\downarrow	0.5	\downarrow	1G	2J	3E	4E	5E			
2	5	16/0.75	1C	2B						
∞	5			2G						
\downarrow	2	\downarrow		2I						

 $\omega_4 \rightarrow \infty$

Таблица В.4 Оценки летчиков для базы данных Neal-Smith

Конфигурация	PR	PIOR			
1A	2/6/4/5	2.5/1.5/2	4E	7.5	4
1B	3.5/3	1/1.5	5A	7/5/6	3/1.5/3
1D	5/4.5/3/4	2.5/2/1/2	5B	7	4
1E	6	3.5	5C	9/7	5/5
1F	8/8	4/4	5D	8.5/9/9	4/5/4
1G	8.5/8.5	4.5/4	5E	8/8	4/4
1C	5/3.5/4	2.5/2/1.5	6A	5/6	2/3
2A	4.5/4	2/2	6B	2.5/1/4	1.5/1/1.5
2C	3	1.5	6C	4/5	2.5/2
2D	3/2.5/2.5	2/1/1	6D	5.5	2.5
2E	4	1	6E	8.5/7	5/4
2F	3	1	6F	8.5/10/8	4/5/4
2H	5/6/5.5	2.5/2.5/2	7A	5/4/2	2/2/1
2J	6/6	2/2	7B	3	1.5
2B	2/6/6/4/5	2.5/3/1.5/2.5	7C	3/3/4/1.5	2/2/1/1
2G	7	3	7D	5.5	3
2I	8/8	4.5/4	7E	6/5	3/2
3A	5/4/4/4	3/1.5/1/1.5	7F	3/4/4/7/7/7	2/2/2/-/3.5/4
3B	4.5	2	7G	5/6	2/2
3C	4/3	2/1	7H	5	2
3D	4/4	2/1	8A	5/4	2.5/1
3E	4/4	1.5/1	8B	3.5	1.5
4A	5.5/5	2.5/2	8C	3.5/3	2/1
4B	7	4	8D	2/4	1/2
4C	8.5	4			
4D	8/9	3.5/5	8E	2.5/3/5	1/1/2

Таблица В.5 Оценки летчиков для базы данных LAHOS

Конфигурация	PR	PIOR			
1-A	6	1	3-2	7/-	3/3
1-B	5	2	3-3	10/-	4/3.5
1-C	□/4	1/1	3-6	7/6	3/3
1-1	4/4	2/1	3-7	8	4
1-2	5	2	4-	3/3	1.5/2
1-3	9/10/-/-	4/4/2/3	4-0	6	3
1-4	10	4	4-1	2	1
1-6	5/-	2/2	4-3	5/8/7	2/3/3
1-8	8	3	4-4	7/6/-	3/3/2
1-11	9	3□5	4-6	4	2
2-A	4/6	2/2.5	4-7	3	1
2-C	4/1.5/1.5/3	2/1/1/1	4-10	9	4
2-1	2/2/-	1/1/1	4-11	8	4
2-2	4/4.5	2/1	5-1	7/5	3/3
2-3	6	3	5-3	8/6/4.5/6/-	3/3/2.5/1/1
2-4	9/-/-	3/2/1	5-4	6	2.5
2-6	5	2.5	5-5	7	3
2-7	7/6	3/3	5-6	6	3
2-9	10	3	5-7	6	3
2-10	10	4	5-11	7	3.5
2-11	8	3	6-1	10	4
3-C	2/	1/1.5	6-2	2	1
3-0	4/5	1/2	7-1	4	1
3-1	4/7/5	2/3/2	7-2	3	1
			7-3	4/6	1/1

Таблица В.6 Оценки летчиков для базы данных Have PIO

Конфигурация	PR	PIOR
2-B	7/3/3/3	3/2/2/1
2-1	2/2/3	1/1/1
2-5	10/7/10	4/4/5
2-7	7/4/4	4/3/2
2-8	8/10/8	4/4/4
3-D	2/2	1/1
3-1	5/3/4	3/2/2
3-3	7/2/3	3/1/1
3-6	5/4	2/2
3-8	8/5/8	4/3/4
3-12	7/9	4/5
3-13	10/10	4/5
4-1	3/2/3	1/1/1
4-2	3/3/4	1/1/2
5-1	2/5	1/1
5-9	7/8/7	4/4
5-10	10/7/10	5/5
5-11	7/7/5	2/4/3

Таблица В.7 Выбранные динамические конфигурации

№	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.8 – Параметры критерия Гибсона

№	Конф.	$\omega_{180}, Гц$	$APR, град/Гц$	№	Конф.	$\omega_{180}, Гц$	$APR, град/Гц$
1	NS 3C	1.545	45.068	25	LH 1C	1.379	28.093
2	NS 1B	2.290	12.726	26	LH 1.1	0.657	26.753
3	NS 2D	2.781	10.979	27	LH 2A	1.977	32.854
4	NS 7C	3.368	11.273	28	LH 2.2	0.652	73.429
5	NS 8C	3.541	31.314	29	LH 3.0	0.651	29.786
6	HP 2.1	1.115	29.985	30	LH 2.7	0.582	112.424
7	HP 3D	1.461	37.826	31	LH 3.6	0.472	102.091
8	HP 4.1	1.413	31.671	32	LH 4.4	0.406	126.254
9	LH 2.1	1.055	29.475	33	NS 1F	0.391	129.618
10	LH 4C	2.112	33.053	34	NS 1G	0.265	181.199
11	HP 4.2	0.854	67.285	35	NS 2I	0.668	118.540
12	NS 2A	3.112	13.378	36	NS 4D	0.802	97.789
13	NS 2H	0.795	70.803	37	NS 5C	0.876	84.534
14	NS 2J	0.646	81.049	38	NS 5D	0.816	104.852
15	NS 3A	3.853	11.590	39	NS 5E	0.775	118.899
16	NS 3D	1.434	46.808	40	NS 6E	0.571	93.378
17	NS 3E	1.299	49.510	41	NS 6F	0.372	132.051
18	NS 4A	1.721	11.221	42	HP 2.5	0.381	154.746
19	NS 6A	0.844	24.166	43	HP 2.8	0.587	127.310
20	NS 6C	1.780	10.671	44	HP 3.12	0.356	219.131
21	NS 7E	1.421	31.314	45	HP 3.13	0.464	189.913
22	NS 7G	1.00549	55.936	46	HP 5.9	0.407	176.439
23	NS 8A	5.30085	11.805	47	HP 5.10	0.343	246.473
24	HP 3.6	1.09918	81.403	48	LH 1.3	0.285	134.376

Таблица В.9 – Параметры критерия « $\omega_{BW} - \tau_p$ »

№	Конф.	τ_p, c	ω_{BW}, c^{-1}	№	Конф.	τ_p, c	ω_{BW}, c^{-1}
1	LH2.1	0.041	2.943	25	NS 3D	0.065	5.274
2	LH4C	0.046	6.208	26	NS 3E	0.069	3.701
3	HP2.1	0.042	3.175	27	NS 4A	0.016	5.750
4	HP3D	0.053	4.971	28	NS 6A	0.034	2.638
5	HP4.1	0.044	4.156	29	NS 6C	0.015	3.754
6	HP4.2	0.093	3.243	30	NS 7E	0.060	5.596
7	NS 1B	0.018	4.433	31	NS 7G	0.078	3.033
8	NS 2D	0.015	6.995	32	NS 8A	0.016	20.046
9	NS 7C	0.016	9.566	33	HP2.5	0.215	1.429
10	NS 8C	0.044	8.857	34	HP2.8	0.177	2.320
11	NS 3C	0.063	5.501	35	HP3.12	0.304	1.194
12	LH 2A	0.046	5.459	36	HP3.13	0.264	1.350
13	LH2.2	0.102	2.503	37	HP5.9	0.245	1.595
14	LH3.0	0.041	2.438	38	HP5.10	0.342	1.126
15	LH1C	0.041	1.308	39	LH1.3	0.187	0.904
16	LH1.1	0.037	1.138	40	NS 1F	0.180	1.414
17	LH2.7	0.156	2.379	41	NS 1G	0.252	0.554
18	LH3.6	0.142	0.450	42	NS 2I	0.165	2.315
19	LH4.4	0.175	1.326	43	NS 4D	0.136	1.143
20	HP3.6	0.113	3.988	44	NS 5C	0.117	0.403
21	NS 2A	0.019	8.944	45	NS 5D	0.146	0.662
22	NS 2H	0.098	2.932	46	NS 5E	0.165	1.190
23	NS 2J	0.113	1.191	47	NS 6E	0.130	2.037
24	NS 3A	0.016	12.872	48	NS 6F	0.183	0.776

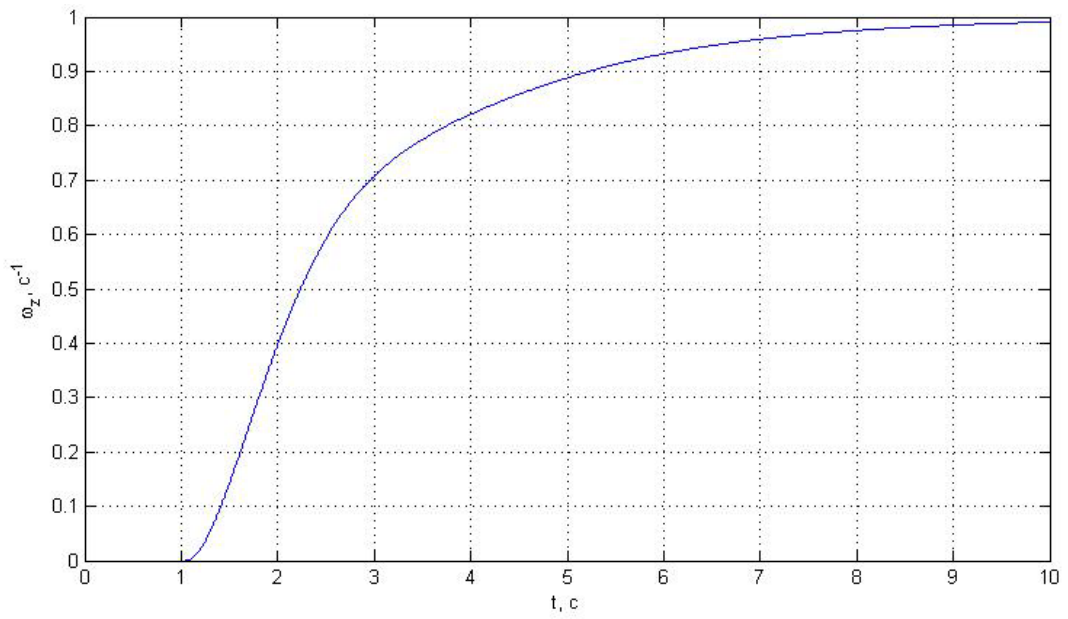


Рисунок В.1 – Конфигурация NS 1G

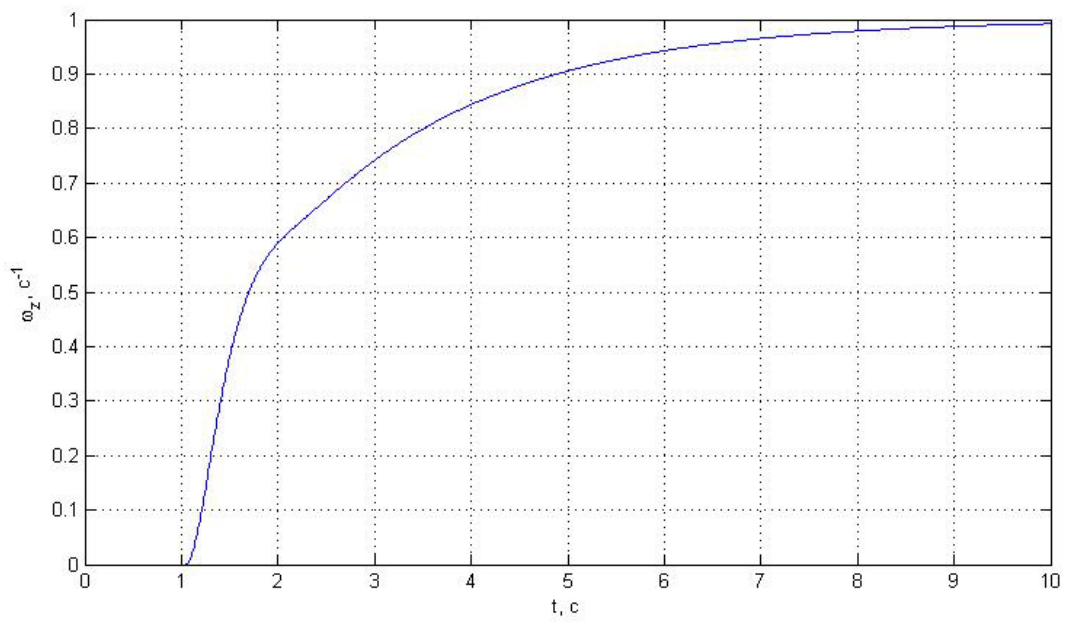


Рисунок В.2 – Конфигурация NS 2J

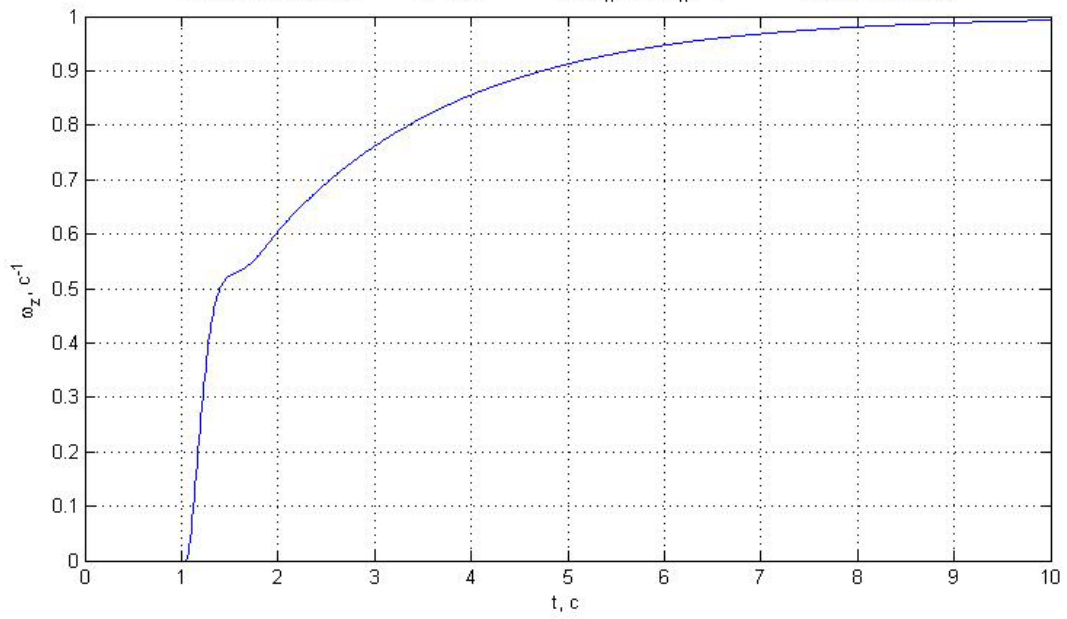


Рисунок В.3 – Конфигурация NS 3E

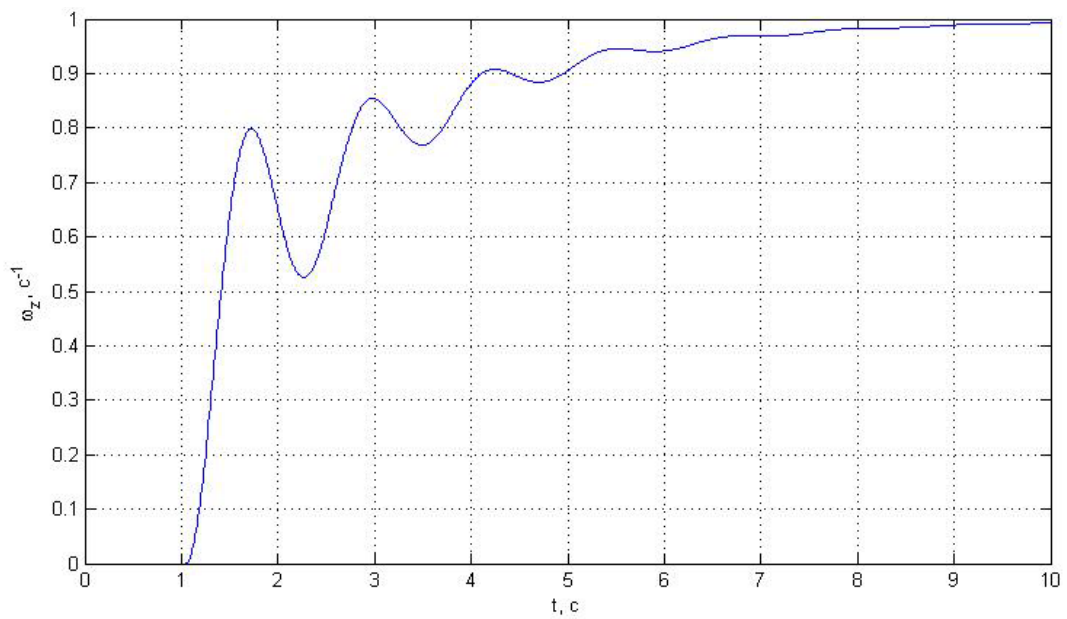


Рисунок В.4 – Конфигурация NS 5E

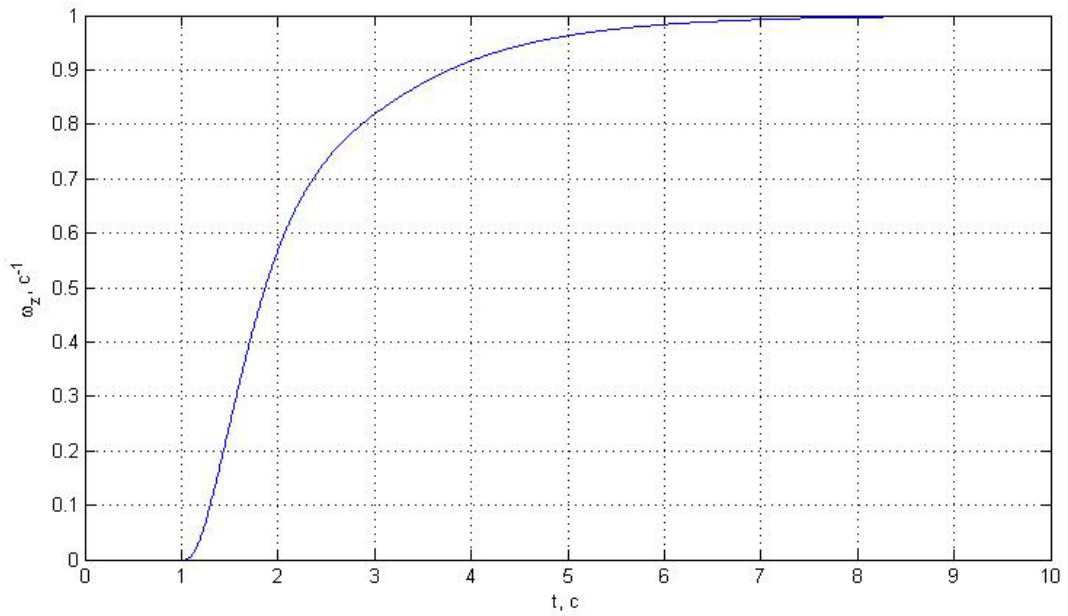


Рисунок В.5 – Конфигурация NS 6F

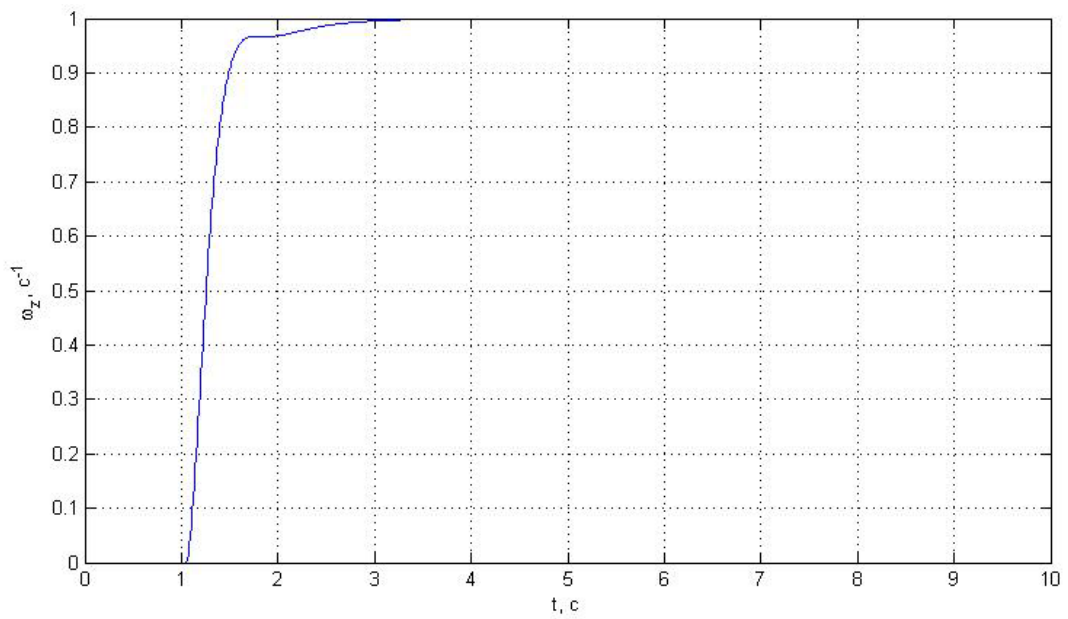


Рисунок В.6 – Конфигурация NS 7G

Таблица В.10 Значения параметров переходного процесса по угловой скорости тангажа

№	Конф.	Ур-нь в ЛИ	t_1, c	Ур-нь		div	Ур-нь	$\Delta t, c$	Ур-нь	Итог стар.	Итог нов.	№	Конф.	Ур-нь в ЛИ	t_1, c	Ур-нь		div	Ур-нь	$\Delta t, c$	Ур-нь	Итог стар.	Итог нов.
				Стар.	Нов.											Стар.	Нов.						
1	NS 1B	1	0.039	1	1	0.065	1	0.132	1	1	1	22	LH 1C	2	0.066	1	1	0.024	1	1.038	2	2	2
2	NS 2D	1	0.037	1	1	0.051	1	0.050	1	1	1	23	LH 1.1	2	0.073	1	2	0.023	1	1.156	2	2	2
3	NS 7C	1	0.036	1	1	0.042	1	0.043	1	1	1	24	LH 2A	2	0.090	1	2	0.138	1	0.118	1	1	2
4	NS 8C	1	0.060	1	1	0	1	0.038	1	1	1	25	LH 2.2	2	0.121	2	2	0.118	1	0.192	1	2	2
5	NS 3C	1	0.070	1	1	0.007	1	0.113	1	1	1	26	LH 2.7	2	0.194	3	3	0.118	1	0.168	1	3	3
6	HP 2.1	1	0.069	1	1	0.077	1	0.131	1	1	1	27	LH 3.0	2	0.133	2	2	0.460	2	0.133	1	2	2
7	HP 3D	1	0.071	1	1	0	1	0.076	1	1	1	28	LH 3.6	2	0.181	3	2	0.455	2	0.148	1	3	2
8	HP 4.1	1	0.067	1	1	0.034	1	0.086	1	1	1	29	LH 4.4	2	0.179	3	2	0	1	0.810	1	3	2
9	HP 4.2	1	0.114	3	2	0.034	1	0.130	1	3	2	30	NS 1F	3	0.164	2	3	0.036	1	0.836	1	2	3
10	LH 2.1	1	0.070	1	1	0.118	1	0.139	1	1	1	31	NS 2I	3	0.172	3	3	0	1	0.310	1	3	3
11	LH 4C	1	0.060	1	1	0	1	0.286	1	1	1	32	NS 4D	3	0.120	1	3	0.291	1	0.196	1	1	3
12	NS 2A	2	0.038	1	1	0.141	1	0.020	2	2	2	33	NS 5C	3	0.104	1	3	0.567	2	0.095	1	2	3
13	NS 2H	2	0.099	1	2	0	1	0.317	1	1	2	34	NS 5D	3	0.126	2	3	0.472	2	0.170	1	2	3
14	NS 3A	2	0.036	1	1	0.117	1	0.011	2	2	2	35	NS 6E	3	0.124	2	3	0.053	1	0.603	1	2	3
15	NS 3D	2	0.071	1	2	0	1	0.134	2	2	2	36	HP 2.5	3	0.196	3	3	0	1	0.710	1	3	3
16	NS 4A	2	0.037	1	1	0.434	2	0.041	1	2	2	37	HP 2.8	3	0.195	3	3	0.076	1	0.186	1	3	3
17	NS 6A	2	0.041	1	1	0.054	1	0.536	1	1	1	38	HP 3.12	3	0.287	3	3	0.044	1	0.488	1	3	3
18	NS 6C	2	0.037	1	1	0.063	1	0.294	1	1	1	39	HP 3.13	3	0.248	3	3	0.031	1	0.302	1	3	3
19	NS 7E	2	0.068	1	1	0.028	1	0.129	1	1	2	40	HP 5.9	3	0.255	3	3	0.056	1	0.390	1	3	3
20	NS 8A	2	0.034	1	1	0.072	1	0.009	2	2	2	41	HP 5.10	3	0.321	3	3	0.058	1	0.475	1	3	3
21	HP 3.6	2	0.140	2	2	0	1	0.071	1	2	2	42	LH 1.3	3	0.190	3	3	0.020	1	1.303	1	3	3

Таблица В.11 Значения нормируемых параметров критерия МАИ

№	Конф.	Эксперимент		Мат. Моделирование (оптимальная модель)	
		$\Delta\varphi$, град	r , дБ	$\Delta\varphi$, град	r , дБ
1	NS 1B	-19	0.58	41	4.78
2	NS 2D	-27	2.82	-37	2.01
3	HP 2.1	22.5	1.63	-28.30	2.59
4	HP 3D	-27	3.47	-33.21	3.03
5	HP 4.1	-22	1.69	-33.15	2.65
6	NS 2A	-50	2.66	-65	2.91
7	NS 2H	30	6.63	49	3.03
8	NS 2J	40	7.21	47	1.06
9	NS 3A	-40	6.25	-58	1.7
10	NS 4A	-54	2.05	-51	0.14
11	NS 6C	16.86	3.28	31	2.06
12	NS 8A	-33.48	3.42	-45	1.4
13	HP 3.6	32.5	4.35	-31.98	2.78
14	NS 1F	58	4.35	64	2.97
15	NS 1G	74	1.84	70	2.49
16	NS 2I	62	5.46	85	4.68
17	HP 2.5	40	3.69	50.14	2.41
18	HP 2.8	43.5	4.47	38.09	3.03
19	HP 3.12	53	8.48	63.67	3.44
20	HP 3.13	51.5	5.66	50.67	3.31
21	HP 5.9	51	5.59	53.37	3.46
22	HP 5.10	52	8.71	67.82	3.49

Таблица В.12 Значения нормируемых параметров критерия МАИ и Нового критерия МАИ, полученные с использованием структурной модели

№	Конф.	$\Delta\varphi$, град	r , дБ	ω_{BW} , с ⁻¹	№	Конф.	$\Delta\varphi$, град	r , дБ	ω_{BW} , с ⁻¹
1	NS 1B	-42.113	5.921	2.855	25	LH 1C	36.379	4.590	2.625
2	NS 2D	-48.054	5.604	2.929	26	LH 1.1	45.084	5.953	2.672
3	NS 7C	-40.796	5.910	2.791	27	LH 2A	-60.609	5.501	3.182
4	NS 8C	-40.146	5.499	2.745	28	LH 2.2	-38.976	7.312	2.528
5	NS 3C	-45.112	5.340	2.619	29	LH 3.0	-43.313	9.313	2.727
6	HP 4.2	-38.478	6.077	2.649	30	LH 2.7	-35.436	6.653	2.277
7	HP 2.1	-49.634	6.214	2.944	31	LH 3.6	-42.267	7.903	2.179
8	HP 3D	-48.563	5.329	2.969	32	LH 4.4	42.734	7.537	2.201
9	HP 4.1	-49.258	6.586	3.067	33	NS 1F	42.081	6.066	2.045
10	LH 2.1	-48.830	6.955	2.910	34	NS 1G	59.145	7.003	1.842
11	LH 4C	-27.126	5.398	2.674	35	NS 2I	-20.315	6.508	2.014
12	NS 2A	-66.674	6.221	3.068	36	NS 4D	-31.779	7.620	2.017
13	NS 2H	-26.263	6.054	2.243	37	NS 5C	-53.183	8.372	2.067
14	NS 2J	-20.315	6.021	2.014	38	NS 5D	-33.520	8.185	1.977
15	NS 3A	-65.241	5.655	3.003	39	NS 5E	32.670	5.608	1.628
16	NS 3D	-30.060	5.017	2.459	40	NS 6E	16.730	6.014	1.843
17	NS 3E	13.109	5.382	2.106	41	NS 6F	36.150	7.919	1.375
18	NS 4A	-67.115	6.286	2.358	42	HP 2.5	28.066	5.695	1.720
19	NS 6A	-32.235	6.655	2.591	43	HP 2.8	-31.853	6.402	2.220
20	NS 6C	-33.489	6.441	2.729	44	HP 3.12	26.597	6.593	1.640
21	NS 7E	-31.216	5.197	2.438	45	HP 3.13	36.379	7.129	1.873
22	NS 7G	-19.534	5.926	2.220	46	HP 5.9	45.084	5.628	1.801
23	NS 8A	-55.046	5.062	3.145	47	HP 5.10	-60.609	6.465	1.605
24	HP 3.6	-44.181	6.235	2.618	48	LH 1.3	-38.976	6.688	1.647

Таблица В.13 – Сравнение мощности усилий, прикладываемых летчиком при выполнении задачи пилотирования

Конфигурация	Приближенное <i>N, Вт</i>	Точное <i>N, Вт</i>	Отличие, %
HP 3D	2.740	2.905	5.7
HP 2.1	1.702	1.751	2.8
HP 2.5	4.953	5.290	6.4
HP 2.8	3.766	3.961	4.9
HP 3.6	3.486	3.645	4.4
HP 4.1	1.749	1.829	4.4
HP 4.2	2.071	2.131	2.8
HP 5.9	5.912	6.223	5.0
HP 3.12	3.909	4.051	3.5
HP 3.13	4.185	4.276	2.1
HP 5.10	5.641	5.724	1.4
LH 1C	2.773	2.925	5.2
LH 2A	2.453	2.653	7.5
LH 4C	1.896	2.062	8.0
LH 1.1	2.745	2.918	5.9
LH 1.3	5.202	5.425	4.1
LH 2.1	2.140	2.185	2.0
LH 2.2	3.667	3.784	3.1
LH 2.7	2.497	2.617	4.6
LH 1.3	3.269	3.351	2.4
LH 3.6	3.321	3.487	4.7
LH 4.4	2.840	2.988	5.0

ПРИЛОЖЕНИЕ Г

Таблица Г.1 – Значение аэродинамических производных вертолета Ми-8 на режиме висения

	$\varphi_{ОШ}$	κ	η	$\varphi_{р.в.}$	V_x	V_y	V_z	ω_x	ω_y	ω_z	γ	\mathcal{G}
	1/рад	1/рад	1/рад	1/рад	1/ м/с	1/ м/с	1/ м/с	1/рад	1/рад	1/рад	1/рад	1/рад
$\dot{V}_x, м/с^2$	2.262	-34.890	-5.31664	-0.045	-0.084	-0.005	-0.066	0.247	-0.079	1.998	0.026	-9.800
$\dot{V}_y, м/с^2$	41.216	0.891	1.073	-0.676	0.025	-0.241	0.044	0.101	0.546	-0.042	-0.358	0.523
$\dot{V}_z, м/с^2$	-2.240	-4.959	35.199	4.267	0.056	0.001	-0.111	-2.041	-0.165	0.132	9.800	0.017
$\dot{\omega}_x, с^{-2}$	-3.665	-1.599	56.533	4.253	0.088	-0.003	-0.104	-3.087	-0.071	0.350	0.009	0.017
$\dot{\omega}_y, с^{-2}$	-7.026	0.046	-2.374	7.264	0.000	-0.004	-0.013	0.051	-0.477	0.033	0.047	0.0396
$\dot{\omega}_z, с^{-2}$	-0.186	12.301	0.435	-0.192	0.009	-0.004	0.023	-0.151	0.006	-0.593	0.001	-0.000
$\dot{\gamma}, с^{-1}$	0	0	0	0	0	0	0	1	0	0	0	0
$\dot{\mathcal{G}}, с^{-1}$	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	0	0

В таблице Г.1 $\varphi_{ОШ}$ – угол отклонения рычага управления общим шагом винта

κ – угол отклонения рычага управления циклическим шагом винта в продольном канале

η – угол отклонения рычага управления циклическим шагом винта в боковом канале

$\varphi_{р.в.}$ – угол отклонения общего шага рулевого винта (педали)

Таблица Г.2 – Значения коэффициентов обратных связей для вертолета Ми-8

Координата	Значение коэффициента
ϑ	0.206
ω_z	0.206
γ	0.15
ω_x	0.15
ψ	0.414
ω_y	0.414
H	0.0013
V_y	0.0028

ПРИЛОЖЕНИЕ Д

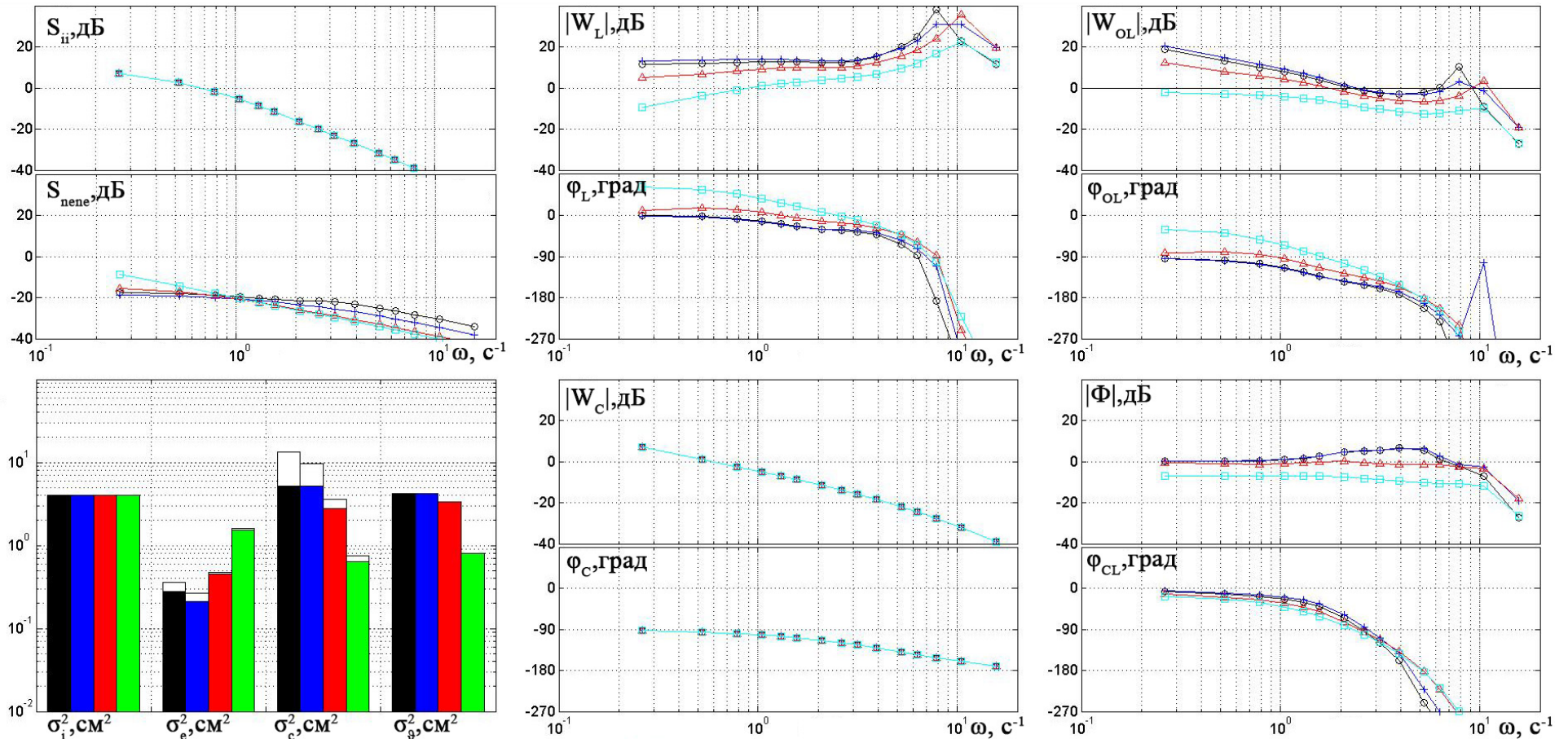


Рисунок Д.1 – Результаты математического моделирования, влияние жесткости рычага на характеристики системы самолет-летчик, $F^X = 5 \text{ Н/см}$ ($\odot \cdots \odot$), $F^X = 10 \text{ Н/см}$ ($* \cdots *$), $F^X = 20 \text{ Н/см}$ ($\triangle \cdots \triangle$), $F^X = 30 \text{ Н/см}$ ($\square \cdots \square$), СПС с системой управления, построенной на базе принципа «обратная динамика», центральный рычаг типа DSC

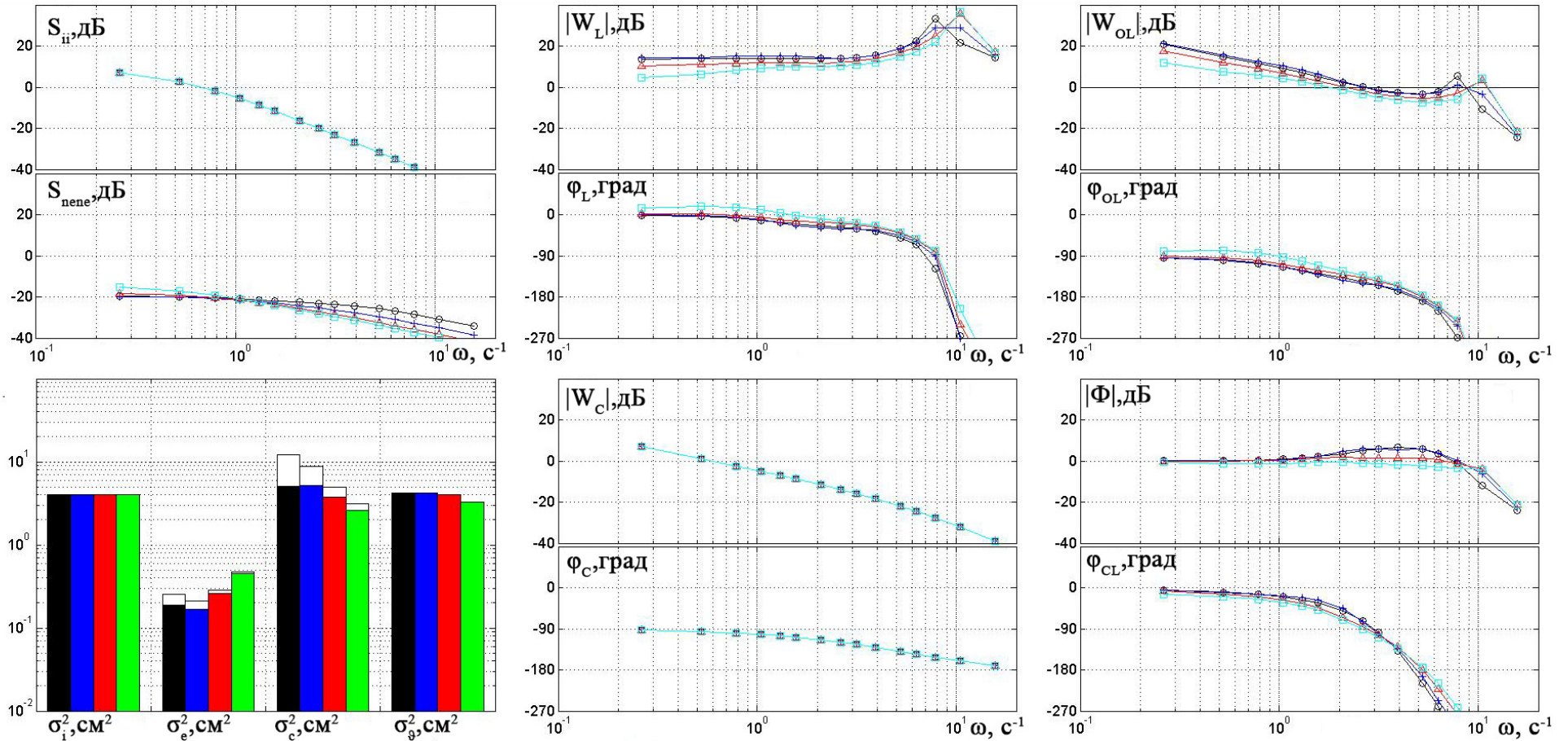


Рисунок Д.2 – Результаты математического моделирования, влияние жесткости рычага на характеристики системы самолет-летчик, $F^X = 5$ Н/см ($\odot \dots \odot$), $F^X = 10$ Н/см ($\ast \dots \ast$), $F^X = 20$ Н/см ($\triangle \dots \triangle$), $F^X = 30$ Н/см ($\square \dots \square$), СПС с системой управления, построенной на базе принципа «обратная динамика», центральный рычаг типа FSC

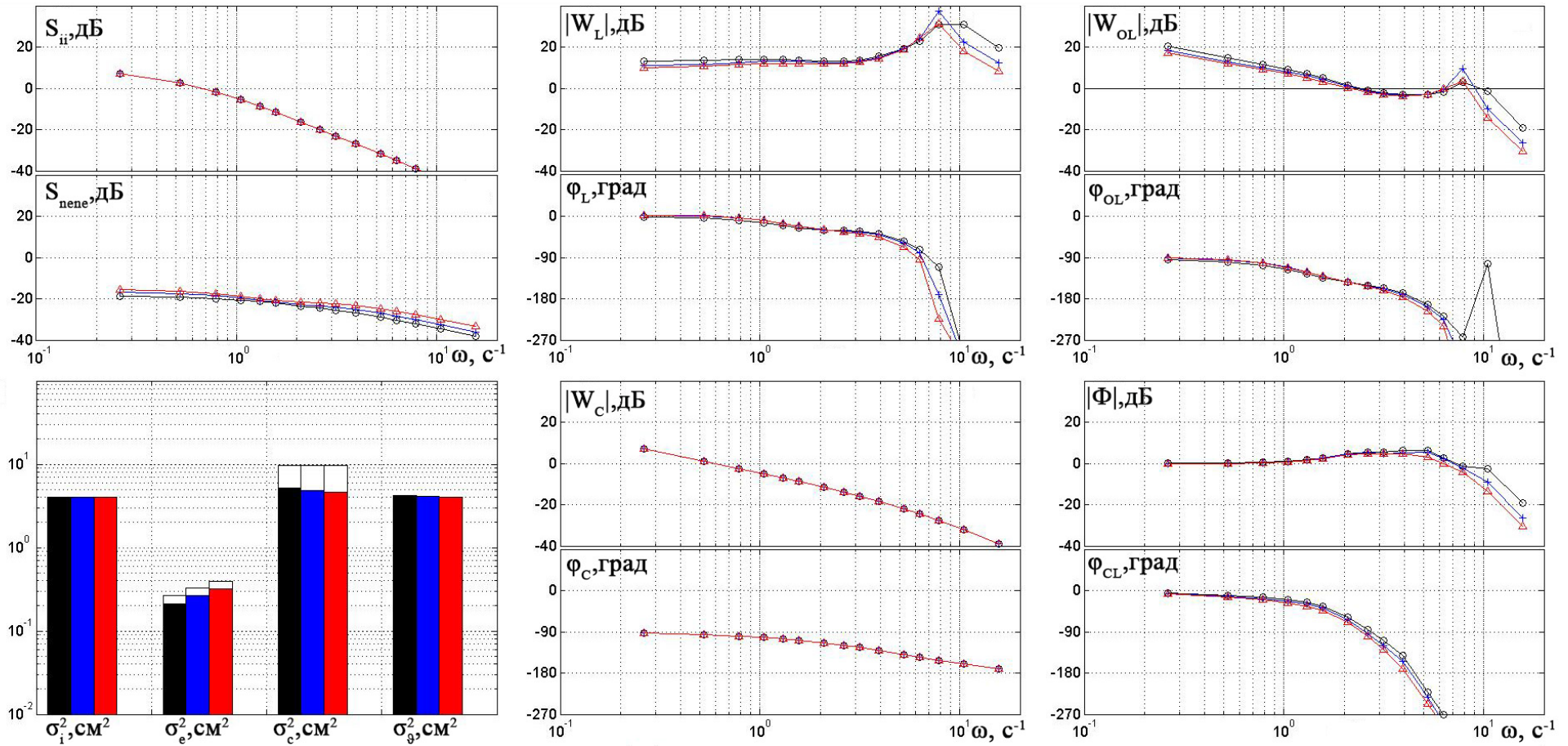


Рисунок Д.3 – Результаты математического моделирования, влияние демпфирования рычага на характеристики системы самолет-летчик, $F^{\dot{x}} = 0.36 \text{ Н с/см}$ ($\odot \dots \odot$), $F^{\dot{x}} = 0.97 \text{ Н с/см}$ ($* \dots *$), $F^{\dot{x}} = 1.58 \text{ Н с/см}$ ($\triangle \dots \triangle$), СПС с системой управления, построенной на базе принципа «обратная динамика», центральный рычаг типа DSC

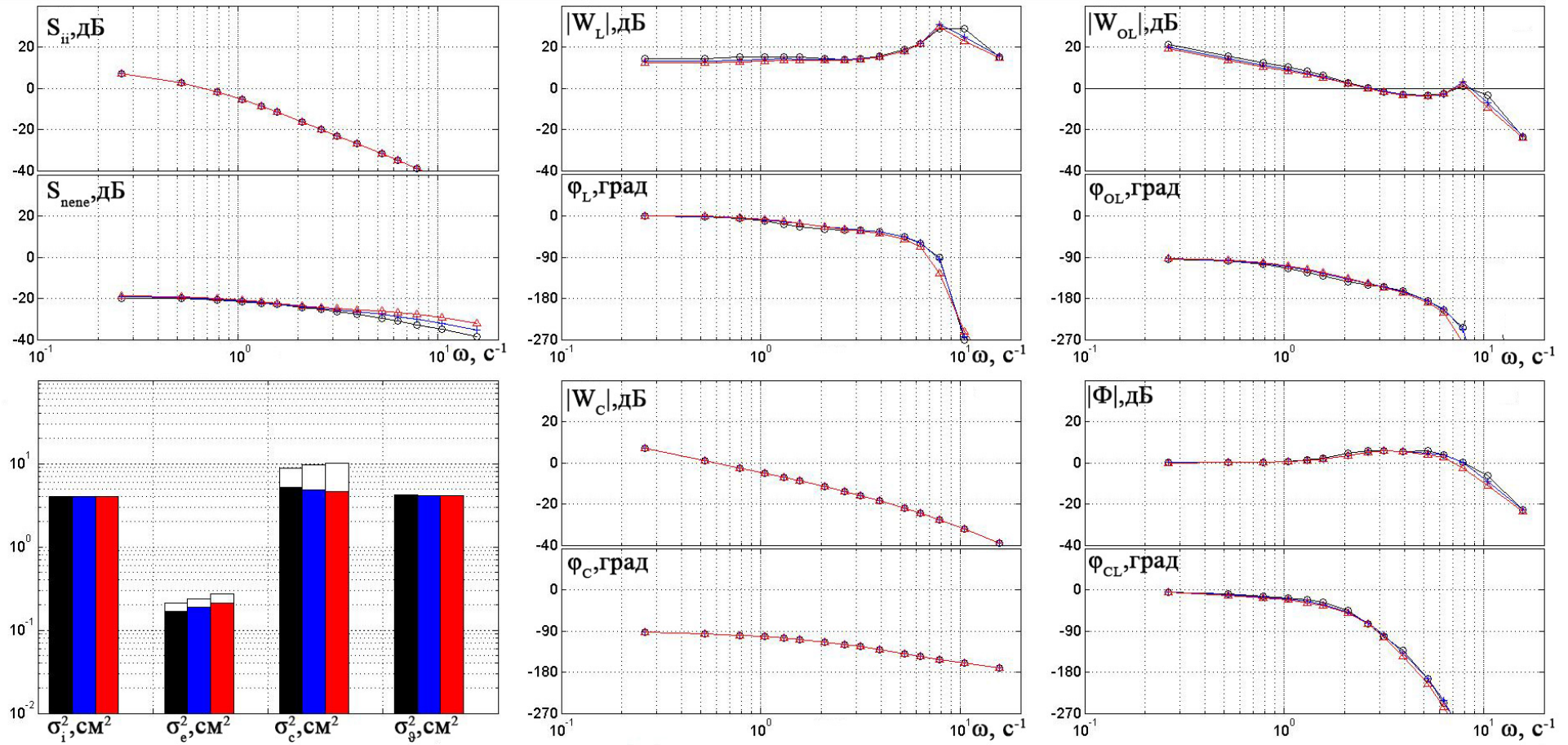


Рисунок Д.4 – Результаты математического моделирования, влияние демпфирования рычага на характеристики системы самолет-летчик, $F^{\dot{X}} = 0.36 \text{ Н с/см}$ ($\odot \dots \odot$), $F^{\dot{X}} = 0.97 \text{ Н с/см}$ ($* \dots *$), $F^{\dot{X}} = 1.58 \text{ Н с/см}$ ($\triangle \dots \triangle$), СПС с системой управления, построенной на базе принципа «обратная динамика», центральный рычаг типа FSC

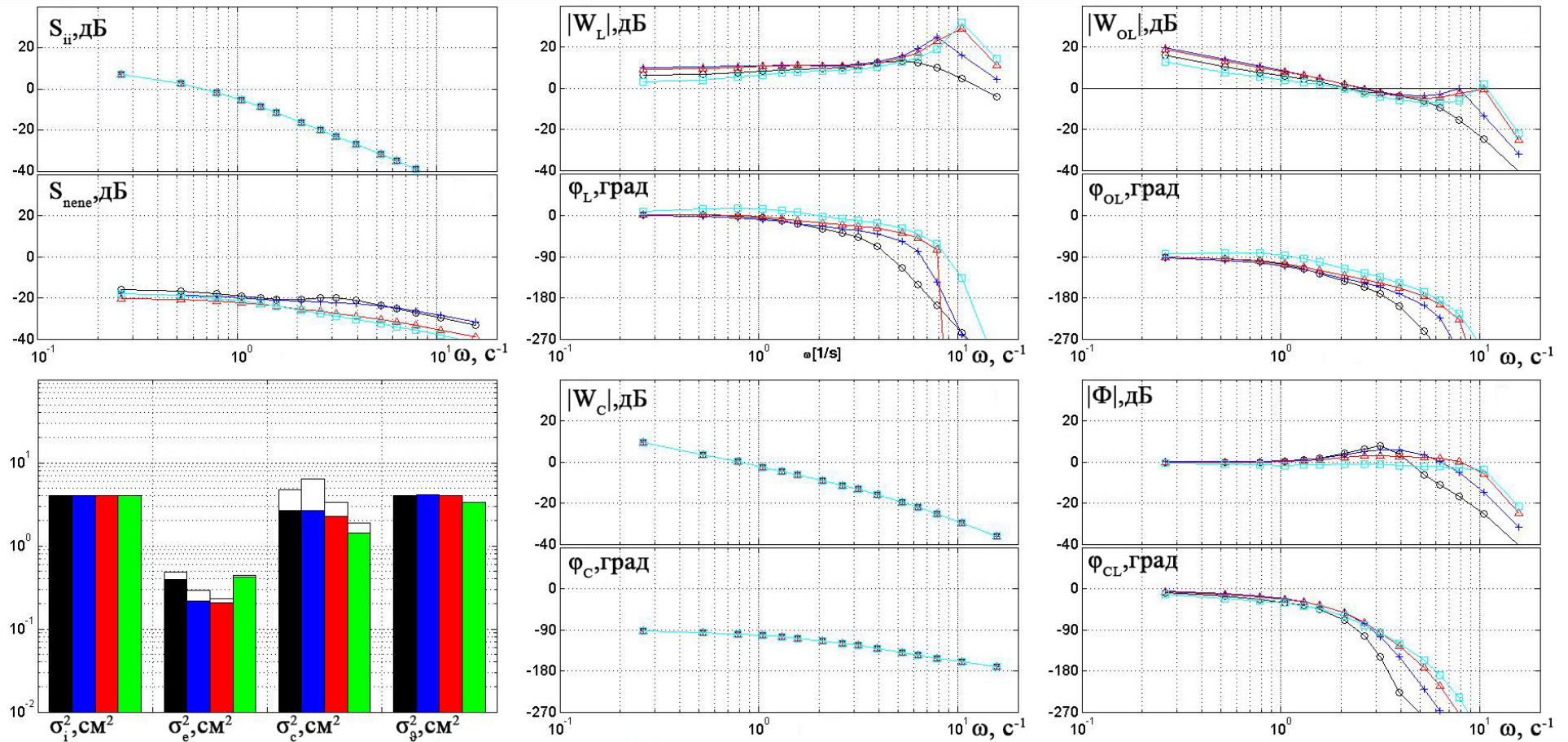


Рисунок Д.5 – Результаты математического моделирования, влияние жесткости рычага на характеристики системы самолет-летчик, $F^X = 5 \text{ Н/см}$ ($\odot \cdots \odot$), $F^X = 10 \text{ Н/см}$ ($\ast \cdots \ast$), $F^X = 20 \text{ Н/см}$ ($\triangle \cdots \triangle$), $F^X = 30 \text{ Н/см}$ ($\square \cdots \square$), СПС с системой управления, построенной на базе принципа «обратная динамика», боковой рычаг типа DSC

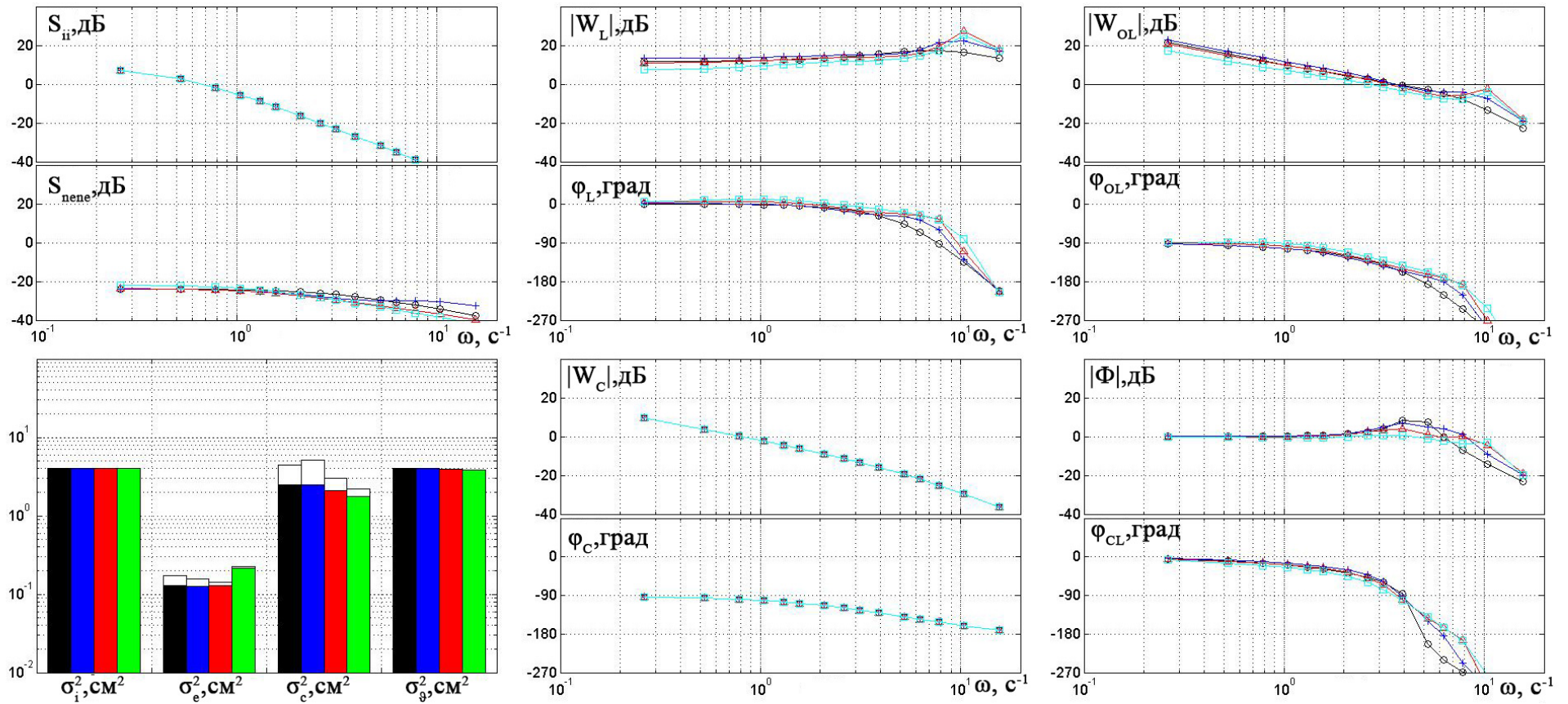


Рисунок Д.6 – Результаты математического моделирования, влияние жесткости рычага на характеристики системы самолет-летчик, $F^X = 5 \text{ Н/см}$ ($\odot \cdots \odot$), $F^X = 10 \text{ Н/см}$ ($* \cdots *$), $F^X = 20 \text{ Н/см}$ ($\triangle \cdots \triangle$), $F^X = 30 \text{ Н/см}$ ($\square \cdots \square$), СПС с системой управления, построенной на базе принципа «обратная динамика», боковой рычаг типа FSC

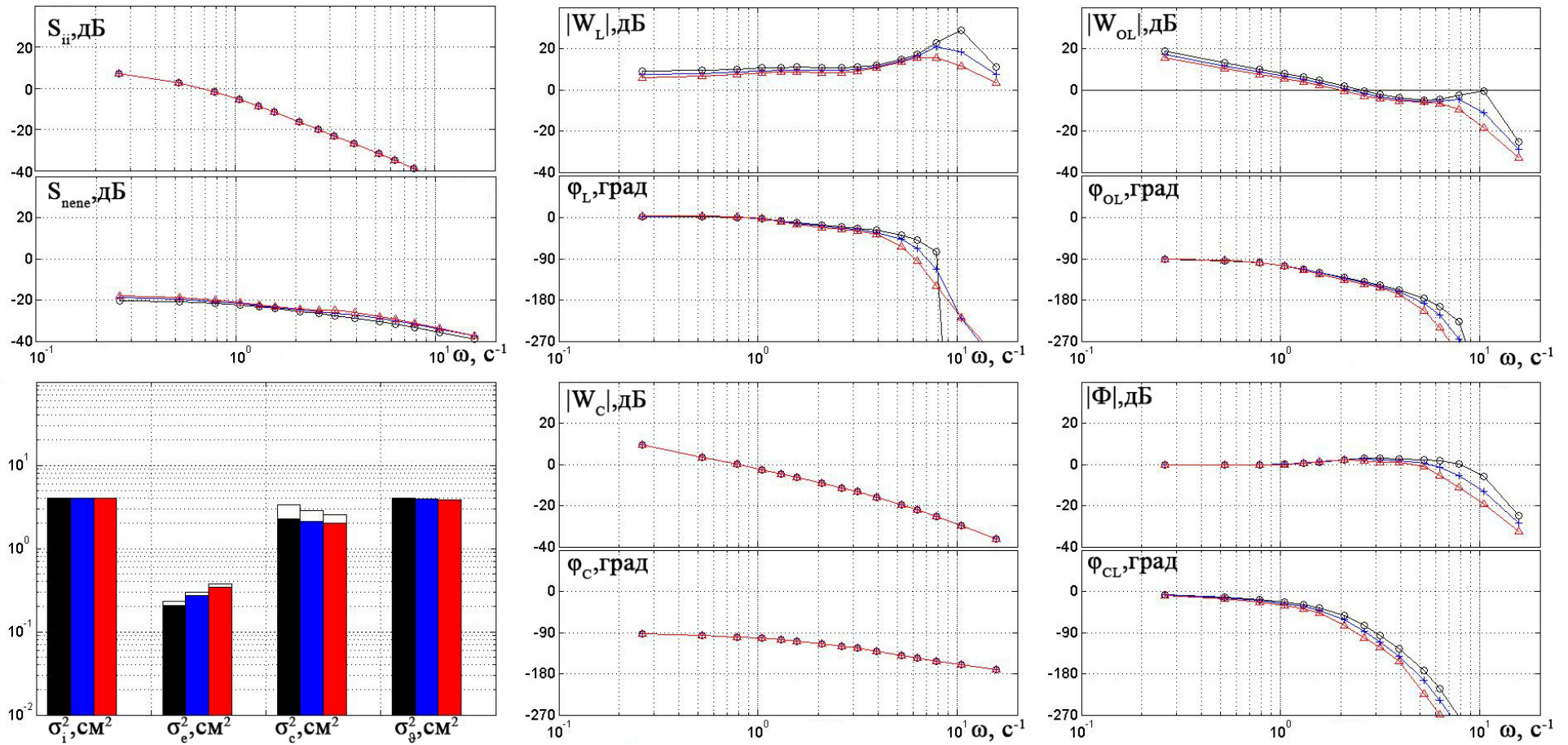


Рисунок Д.7 – Результаты математического моделирования, влияние демпфирования рычага на характеристики системы самолет-летчик, $F^{\dot{X}} = 2.1 \text{ Н с/см}$ ($\odot \dots \odot$), $F^{\dot{X}} = 4.2 \text{ Н с/см}$ ($\ast \dots \ast$), $F^{\dot{X}} = 6.3 \text{ Н с/см}$ ($\triangle \dots \triangle$), СПС с системой управления, построенной на базе принципа «обратная динамика», боковой рычаг типа DSC

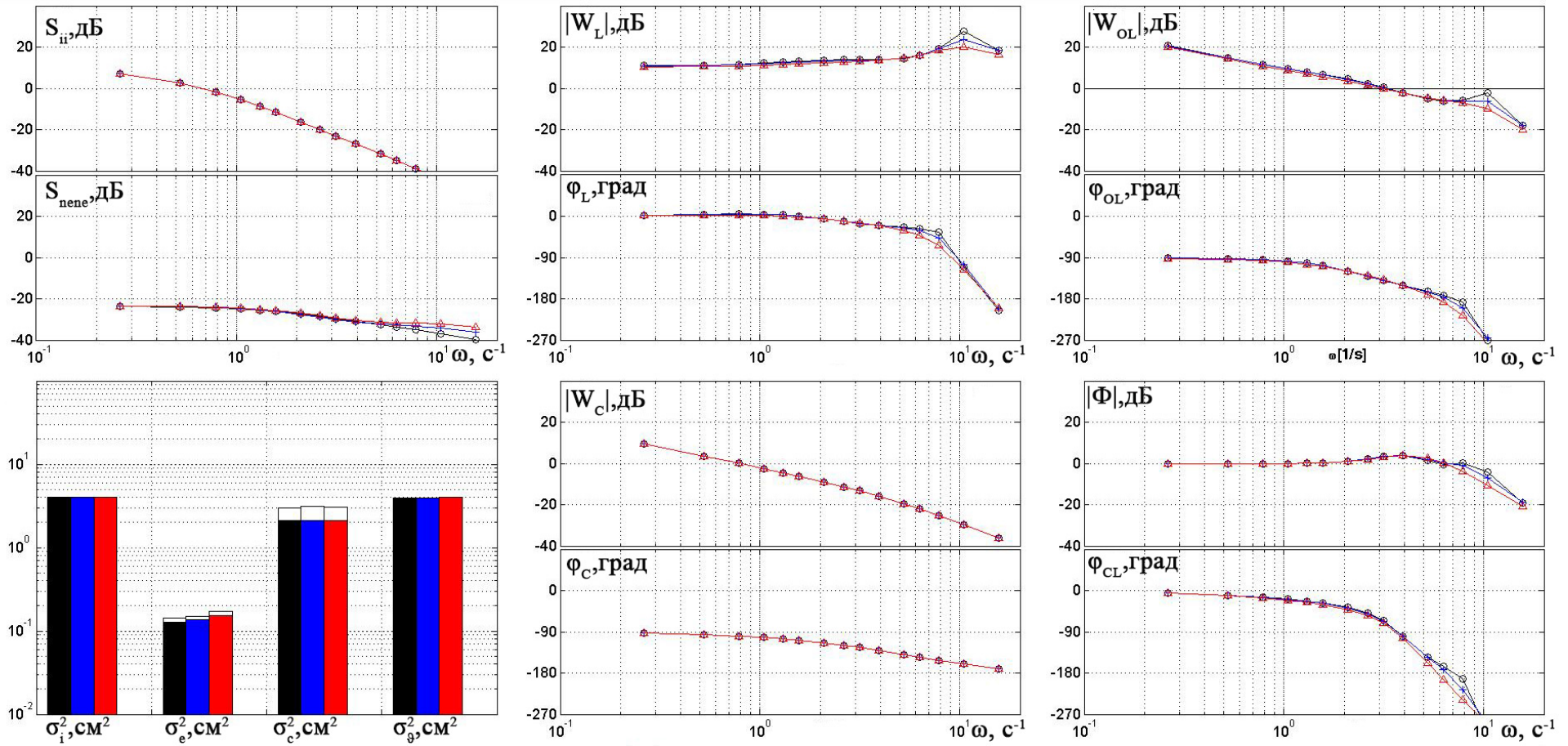


Рисунок Д.8 – Результаты математического моделирования, влияние демпфирования рычага на характеристики системы самолет-летчик, $F^{\dot{x}} = 2.1 \text{ Н с/см}$ ($\odot \dots \odot$), $F^{\dot{x}} = 4.2 \text{ Н с/см}$ ($\ast \dots \ast$), $F^{\dot{x}} = 6.3 \text{ Н с/см}$ ($\triangle \dots \triangle$), СПС с системой управления, построенной на базе принципа «обратная динамика», боковой рычаг типа FSC